

VI ежегодная научная конференция школьников Иркутской области
«Человек и космос»

Искусственные спутники Земли (ИСЗ)

Автор:

Симаков Кирилл
ученик 7 «В» класса
МБОУ г. Иркутска СОШ № 38

Руководитель:

Чернышева Л. О.
учитель физики МБОУ
г. Иркутска СОШ № 38

г. Иркутск, 2016.

Содержание:

I. Введение.....	3
II. Теоретическая часть:	
1.Что такое ИСЗ.....	3
2.Физические основы устройства ракеты.....	4
3.Три космические скорости.....	6
4.Движение ИСЗ.....	7
5.Типы спутников и их задачи.....	9
III.Практическая часть:	
1.Расчёт параметров орбит спутников.....	11
2.Вычисление времени пролёта ИСЗ.....	13
3.Наблюдение движения ИСЗ по небу.....	13
IV. Заключение.....	15
V. Выводы.....	15
VI. Литература.....	15
VII. WEB-ресурс.....	15

Введение

Искусственные спутники Земли – космические летательные аппараты, выведенные на околоземные орбиты. Они предназначаются для решения различных научных и прикладных задач.

Человечество всегда стремилось к звёздам, они манили к себе, как магнит и ни что не могло удержать человека на Земле.

Когда я смотрю фантастику, я задумываюсь о том, сможет ли человек осуществить свои фантазии: летать с огромными скоростями на манёвренных космических объектах, встретиться с внеземными цивилизациями. Задумываясь о своём будущем, мне бы хотелось, чтобы наше государство не прекращало тенденции к развитию космической деятельности, чтобы наша страна не сдавала лидирующей позиции в области космических научных исследований. Ведь мы первыми смогли запустить искусственный спутник Земли, первым полетел в космос гражданин нашей страны, мы единственные смогли установить космическую станцию на околоземной орбите.

Целью своей работы я поставил – ознакомиться с физическими основами полёта искусственных космических объектов. Только после этого можно найти ответы на поставленные мной вопросы. Из моего доклада вы узнаете о физических основах устройства ракеты, о движении искусственных спутников и трёх космических скоростях, о расчёте параметров их орбит. С помощью компьютера я определил время пролёта ИСЗ и наблюдал движение ИСЗ по небу.

Что такое ИСЗ

Искусственный спутник Земли (ИСЗ) — космический летательный аппарат, вращающийся вокруг Земли по геоцентрической орбите. Для движения по орбите вокруг Земли аппарат должен иметь начальную скорость, равную или большую первой космической скорости.

Полёты ИСЗ выполняются на высотах до нескольких сотен тысяч километров. Нижнюю границу высоты полёта ИСЗ обуславливает необходимость избегания процесса быстрого торможения в атмосфере. Период обращения спутника по орбите в зависимости от средней высоты полёта может составлять от полутора часов до нескольких лет.

Особое значение имеют спутники на геостационарной орбите, период обращения которых строго равен суткам и поэтому для наземного наблюдателя они неподвижно «висят» на небосклоне, что позволяет избавиться от поворотных устройств в антенах.

Под понятием спутник, как правило, подразумеваются беспилотные космические аппараты однако, околоземные пилотируемые и автоматические грузовые космические корабли, а также орбитальные станции, по сути также являются спутниками. Автоматические межпланетные станции и межпланетные космические корабли могут

запускаться в дальний космос, как минуя стадию спутника (т.н. прямое восхождение), так и после предварительного вывода на т.н. опорную орбиту спутника.

Физические основы устройства ракеты

Ракетой, согласно К. Э. Циалковскому, называется всякий реактивный прибор, который движется в направлении, противоположном направлению струи, образовавшейся в результате сгорания топлива в специальной камере.

Основными частями космической ракеты являются: корпус, двигатели, топливные баки с вспомогательными приборами, система управления, стабилизаторы, кабина.

В обычной одноступенчатой ракете энергия рабочего тела расходуется не вполне рационально – для разгона не только самой ракеты, но и освободившихся от топлива баков, которые уже сделали своё дело и являются лишним грузом. Наиболее выгодна, конечно, самоочищающаяся ракета, в которой непрерывно сгорает не топливо, но и свободные от топлива части баков. Сейчас конструирование таких непрерывных ракет трудно осуществлять по техническим причинам, однако можно сказать, что созданные по идее Циалковского многоступенчатые ракеты – это известное приближение к непрерывным ракетам: они состоят из нескольких ракетных ступеней, которые по мере расхода топлива автоматически или по команде с Земли отделяются от ракеты, освобождая её от бесполезного груза.

В современных ракетах реактивные двигатели работают как на твёрдом, так и на жидком химическом топливе. Основную роль в космических ракетах играют жидкые топлива. С их помощью человек вступил в борьбе с силой земного притяжения и победил. Но сейчас ведутся поиски новых видов твёрдого топлива, которое обладает рядом преимуществ перед жидким. Ракеты на твёрдом топливе могут заправляться задолго до запуска и длительное время находиться на стартовых площадках, готовые в любую минуту взмыть вверх. За рубежом в настоящее время часто применяются комбинированные ракеты, у которых часть ступени работает на жидком топливе, а часть на твёрдом.

Основной характеристикой реактивных двигателей является сила тяги. В соответствии с третьим законом механики при истечении газов появляется ответная сила, толкающая ракету в противоположном направлении. Эта сила и называется силой тяги двигателей. В технике обычно оперируют с удельной тягой, т.е. с тягой, развиваемой двигателем при сгорании 1 кг. топлива в 1 сек. Сила тяги ракетных двигателей вычисляется по формуле: $P = cm_c + S(p_c - p_h)$, где m_c – масса сгораемого топлива, выбрасываемого ежесекундно, т.е. секундный расход топлива, c – скорость истечения газов, p_h – атмосферное давление на высоте h над уровнем моря, S – площадь сечения на срезе сопла.

Из формулы видно, что увеличение силы тяги ракетных двигателей теоретически можно получить различным образом. Например, можно добиться увеличения скорости истечения газов или площади выходного

сечения. Однако на практике увеличение тяги представляет собой сложнейшую задачу. Так, например, увеличение площади приводит к увеличению силы сопротивления воздуха и, следовательно, к торможению. Скорость истечения газов также не может увеличена беспрепятственно. Поэтому выбирают оптимальное, т.е. наиболее выгодное и целесообразное решение с учётом многих факторов. Это решение получается в результате многочисленных экспериментов в различных атмосферных и климатических условиях.

Горючее	Максимальные теоретические скорости истечения, м/с				
	Окислители				
	Перекись водорода	Азотная кислота	Кислород	Озон	Фтор
Водород	4630	4570	5640	6095	6500
Октан	4190	3810	4610	5090	4920
Углерод	3860	3540	4320	4790	3975
Этиловый спирт	3980	3700	4400	4840	4750
Метиловый спирт	3900	3640	4245	4640	4650
Анилин	3980	3710	4470	4765	4570
Виниловый спирт	3990	3740	4445	4890	4520
Гидразингидрат	3960	3760	4280	4610	5610

Однако максимальную скорость истечения газов (7310 м/с) даёт реакция чистого озона с чистым бериллием. Но, конечно, в реальных условиях ни одну из приведённых теоретических скоростей истечения достигнуть не удаётся из-за влияния многих побочных факторов, таких, как неполная реакция в камере сгорания, потери тепловой энергии, невозможность достижения теоретического коэффициента расширения газов и др.

Ценность ракетных топлив обусловливается не только скоростью истечения газов, но и взрывной безопасностью, удельным весом, стоимостью и ядовитостью. Из приведённой таблицы видно, что одним из наиболее эффективных окислителей является фтор, широко распространенный в природе. Но он обладает и недостатками. Трудность применения фтора связана с его ядовитостью и коррозийной активностью. Ядовитость фтора не будет играть роли, если его использовать окислителем во второй и последующих ступенях ракеты. В этом случае атмосфера вблизи стартовой площадки не будет отравляться. Но фтор кипит при температуре -180 градусов, поэтому для его хранения приходится использовать двустенные сосуды. Заправка в ракеты фтора должна производиться перед самым стартом.

Даже из немногих приведённых примеров видно, насколько сложен выбор горючего и окислителей.

Три космические скорости

В первое время после запуска искусственного спутника Земли часто можно было слышать вопрос: "Почему спутник после выключения двигателей продолжает обращаться вокруг Земли, не падая на Землю?". Так ли это? В действительности спутник "падает" – он притягивается к Земле под действием силы тяжести. Если бы не было притяжения, то спутник улетел бы по инерции от Земли в направлении приобретённой им скорости. Как известно из курса физики, для движения по кругу радиуса R тело должно обладать центростремительным ускорением $a = V^2/R$, где a – ускорение, V – скорость. Поскольку в данном случае роль центростремительного ускорения играет ускорение свободного падения, то можно написать: $g = V^2/R$. Для кругового движения на расстоянии R от центра Земли: $V_{kp}^2 = gR$. В приближённых расчётах принимается, что ускорение свободного падения постоянно и равно $9,81 \text{ м/с}^2$. Первая космическая скорость у поверхности Земли может быть вычислена по приведённой выше формуле для скорости кругового движения, если подставить вместо R величину радиуса Земли (6400 км), а вместо g – ускорение свободного падения тела, равное $9,81 \text{ м/с}^2$. В результате найдём, что первая космическая скорость равна $V_{kp} = 7,9 \text{ км/с}$.

Познакомимся теперь со второй космической или параболической скоростью, под которой понимают скорость, необходимую для того, чтобы тело преодолело земное тяготение. Если тело достигнет второй космической скорости, то оно может удалиться от Земли на любое сколь угодно большое расстояние (предполагается, что на тело не будут действовать никакие другие силы, кроме сил земного тяготения).

После выключения двигателей сумма кинетической и потенциальной энергии ракеты должна оставаться постоянной. Пусть в момент выключения двигателей ракета находилась на расстоянии R от центра Земли и имела начальную скорость V . Тогда по мере удаления ракеты от Земли скорость её будет уменьшаться. Если в начальный момент ракета обладала наибольшей кинетической энергией $mV^2/2$, а потенциальная энергия была равна нулю, то в наивысшей точке, где скорость равна нулю, кинетическая энергия обращается в ноль, переходя целиком в потенциальную. Согласно закону сохранения энергии, находим:

$$mV^2/2 = fmM(1/R - 1/r_{max}) \text{ или } V^2 = 2fM(1/R - 1/r_{max}).$$

полагая r_{max} , бесконечно, найдём значение второй космической скорости:

$$V_{par} = 2fM/R = 2 fM/R = 2 V_{kp}.$$

Оказывается, она превышает первую космическую скорость в 2 раз. Если вспомнить, что ускорение свободного падения $g = fM/R^2$, то приходим к формуле $V_{par} = 2gR$. Чтобы определить вторую космическую скорость у поверхности Земли, следует в эту формулу подставить $R = 6400 \text{ км}$, в результате чего получим: $V_{kp} \approx 11,19 \text{ км/с}$

По приведённым формулам можно вычислить параболическую скорость на любом расстоянии от Земли, а также определить её значение для других тел солнечной системы.

Чтобы осуществить полёт к звёздам, необходимо преодолеть солнечное притяжение, т.е. звездолёту должна быть сообщена скорость, при которой он будет двигаться относительно Солнца по параболической или гиперболической орбите. Назовём наименьшую начальную скорость третьей космической скоростью. Подставляя в формулу параболической скорости вместо M значение массы Солнца, а вместо R – среднее расстояние от Земли до Солнца, найдём, что звездолёту, стартующему с земной орбиты, должна быть сообщена скорость около 42,2 км/с. И так, если телу сообщить гелиоцентрическую скорость в 42,2 км/сек, то оно навсегда покинет солнечную систему, описав относительно Солнца параболическую орбиту. Третья космическая скорость относительно Земли больше 12,4 км/с и равна 16,7 км/с.

Движение искусственных спутников Земли

ИСЗ выводятся на орбиты с помощью автоматических управляемых многоступенчатых ракет-носителей, которые от старта до некоторой расчётной точки в пространстве движутся благодаря тяге, развиваемой реактивными двигателями. Этот путь, называемый траекторией выведения ИСЗ на орбиту, или активным участком движения ракеты, составляет обычно от нескольких сотен до двух-трёх тыс. км. Ракета стартует, двигаясь вертикально вверх, и проходит сквозь наиболее плотные слои земной атмосферы на сравнительно малой скорости (что сокращает энергетические затраты на преодоление сопротивления атмосферы). При подъёме ракета постепенно разворачивается, и направление её движения становится близким к горизонтальному. На этом почти горизонтальном отрезке сила тяги ракеты расходуется не на преодоление тормозящего действия сил притяжения Земли и сопротивления атмосферы, а главным образом на увеличение скорости. После достижения ракетой в конце активного участка расчётной скорости (по величине и направлению) работа реактивных двигателей прекращается; это так называемая точка выведения ИСЗ на орбиту. Запускаемый космический аппарат, который несёт последнюю ступень ракеты, автоматически отделяется от неё и начинает своё движение по некоторой орбите относительно Земли, становясь искусственным небесным телом. Его движение подчинено пассивным силам (притяжение Земли, а также Луны, Солнца и др. планет, сопротивление земной атмосферы и т. д.) и активным (управляющим) силам, если на борту космического аппарата установлены специальные реактивные двигатели.

Движение искусственных спутников Земли не описывается законами Кеплера, что обуславливается двумя причинами:

1) *Земля не является точно шаром с однородным распределением плотности по объёму. Поэтому её поле тяготения не эквивалентно полю тяготения точечной массы, расположенной в геометрическом центре Земли;*

2) Земная атмосфера оказывает тормозящее действие на движение искусственных спутников, вследствие чего их орбита меняет свою форму и размеры и в конечном результате спутники падают на Землю.

Если бы Земля была однородным шаром, и не существовало бы атмосферы, то спутник двигался бы по орбите, плоскость которой сохраняет неизменную ориентацию в пространстве относительно системы неподвижных звёзд. Элементы орбиты в этом случае определяются законами Кеплера. Так как Земля вращается, то при каждом следующем обороте спутник движется над разными точками земной поверхности. Зная трассу спутника за один какой-либо оборот, нетрудно предсказать его положение во все последующие моменты времени. Для этого необходимо учесть, что Земля вращается с запада на восток с угловой скоростью примерно 15 градусов в час. Поэтому на последующем обороте спутник пересекает ту же широту западнее на столько градусов, насколько Земля повернётся на восток за период вращения спутника.

Из-за сопротивления земной атмосферы спутники не могут длительно двигаться на высотах ниже 160 км. Минимальный период обращения на такой высоте по круговой орбите равен примерно 88 мин, то есть приблизительно 1,5 ч. за это время Земля поворачивается на 22,5 градуса. На широте 50 градусов этому углу соответствует расстояние в 1400 км. Следовательно, можно сказать, что спутник, период обращения которого 1,5 часа, на широте 50 градусов будет наблюдаться при каждом последующем обороте примерно на 1400 км западнее, чем на предыдущем.

Круговая орбита спутника в экваториальной плоскости, двигаясь по которой он находится всё время над одной и той же точкой экватора, называется геостационарной. Почти половина земной поверхности может быть связана со спутником на синхронной орбите прямолинейно распространяющимся сигналами высоких частот или световыми сигналами. Поэтому спутники на синхронных орбитах имеют большое значение для системы связи.

Указанные три положения орбиты искусственного спутника Земли (полярная, экваториальная и наклонная) представлены на рис.1.

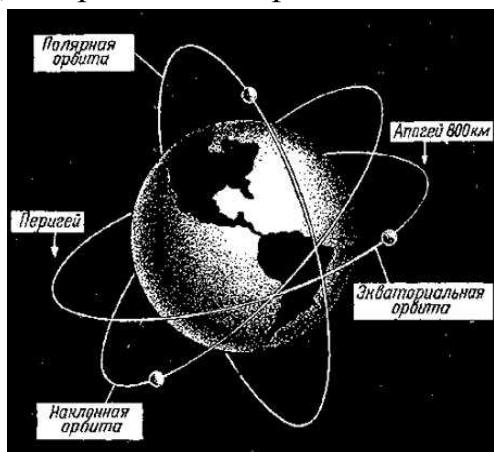


Рис.1. Некоторые положения плоскости орбит ИСЗ

Частота прохождения ИСЗ над одной и той же точкой на Земле будет зависеть как от числа оборотов, совершаемых ИСЗ вокруг Земли в сутки, так и от географической широты, на которой расположена данная точка,

Спутник, запущенный на высоту 1730 км, облетит земной шар примерно за 2 часа, т. е. сделает 12 оборотов вокруг Земли в сутки. За время одного оборота ИСЗ Земля повернется на 30° . Если бы мы захотели, чтобы спутник находился над одной и той же точкой на поверхности Земли, то нам

пришлось бы запустить его, во-первых, в плоскости экватора, а во-вторых, на высоту 35800 км над поверхностью Земли, что составляет около 6 земных радиуса (средний радиус Земли составляет 6372 км.). Только в этом случае угловая скорость вращения Земли и ИСЗ будут одинаковы.

Типы спутников и их задачи

Научно-исследовательские ИСЗ.

Аппаратура, устанавливаемая на борту ИСЗ, а также наблюдения ИСЗ с наземных станций позволяют проводить разнообразные геофизические, астрономические, геодезические и др. исследования. Орбиты таких ИСЗ разнообразны — от почти круговых на высоте 200-300 км до вытянутых эллиптических с высотой апогея до 500 тыс. км. Научно-исследовательские ИСЗ составляют около половины всех запущенных ИСЗ.

С помощью научных приборов, установленных на ИСЗ, изучаются нейтральный и ионный состав верхней атмосферы, её давление и температура, а также изменения этих параметров. Концентрация электронов в ионосфере и её вариации исследуются как с помощью бортовой аппаратуры, так и по наблюдениям прохождения сквозь ионосферу радиосигналов бортовых радиомаяков. С помощью ионозондов детально изучены структура верхней части ионосферы (выше главного максимума электронной концентрации) и изменения электронной концентрации в зависимости от геомагнитной широты, времени суток и т. п. Все результаты исследований атмосферы, полученные с помощью ИСЗ, являются важным и надёжным экспериментальным материалом для понимания механизмов атмосферных процессов и для решения таких практических вопросов, как прогноз радиосвязи, прогноз состояния верхней атмосферы и т. п.

С помощью ИСЗ обнаружены и исследуются радиационные пояса Земли. Наряду с космическими зондами ИСЗ позволили исследовать структуру магнитосферы Земли и характер её обтекания солнечным ветром, а также характеристики самого солнечного ветра (плотность потока и энергию частиц, величину и характер «вмороженного» магнитного поля) и др. недоступные для наземных наблюдений излучения Солнца—ультрафиолетовое и рентгеновское, что представляет большой интерес с точки зрения понимания солнечно-земных связей.

Прикладные ИСЗ.

К прикладным ИСЗ относят спутники, запускаемые для решения тех или иных технических, хозяйственных, военных задач.

Спутники связи служат для обеспечения телевизионных передач, радиотелефонной, телеграфной и др. видов связи между наземными станциями, расположенными друг от друга на расстояниях до 10—15 тыс. км. Бортовая радиоаппаратура таких ИСЗ принимает сигналы наземных

радиостанций, усиливает их и ретранслирует на другие наземные радиостанции. Спутники связи выводятся на высокие орбиты (до 40 тыс. км). К ИСЗ этого типа относятся советский

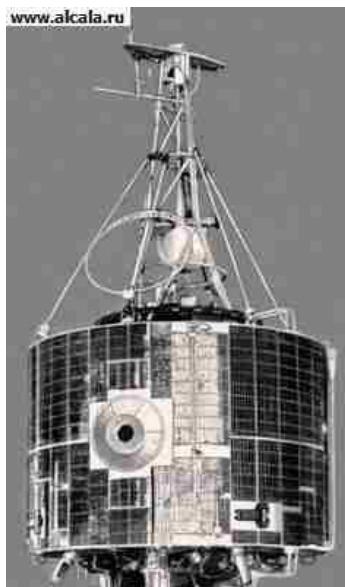
ИСЗ «Молния», американский ИСЗ «Синком», ИСЗ «Интелсат» и др. Спутники связи, выведенные на стационарные орбиты, постоянно находятся над определёнными районами земной поверхности.

Метеорологические спутники предназначены для регулярной передачи на наземные станции телевизионных изображений облачного, снегового и ледового покровов Земли, сведений о тепловом излучении земной поверхности и облаков и т. п. ИСЗ этого типа запускаются на орбиты, близкие к круговым, с высотой от 500—600 км до 1200—1500 км; полоса обзора с них достигает 2-3 тыс. км.

Навигационные спутники, функционирование которых поддерживается специальной наземной системой обеспечения, служат для навигации морских кораблей, в том числе подводных. Корабль, принимая радиосигналы и определяя своё положение относительно ИСЗ, координаты которого на орбите в каждый момент известны с высокой точностью, устанавливает своё местоположение. Примером навигационных ИСЗ являются американские спутники «Транзит», «Навсат».

Пилотируемые корабли-спутники.

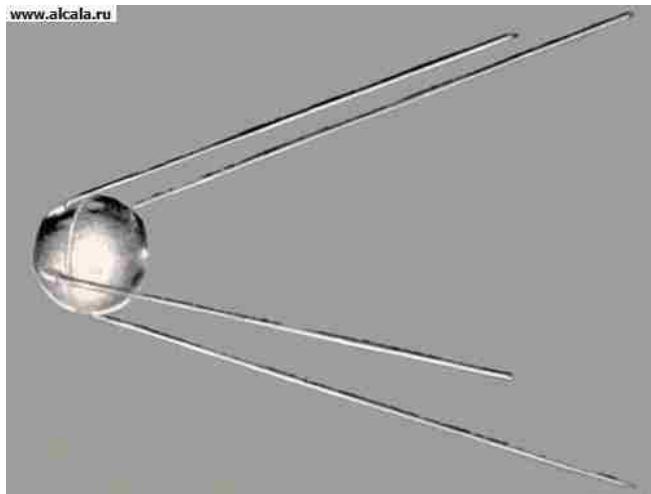
Пилотируемые спутники и обитаемые орбитальные станции являются наиболее сложными и совершенными ИСЗ. Они, как правило, рассчитаны на решение широкого круга задач, в первую очередь на проведение комплексных научных исследований, отработку средств космической техники, изучение природных ресурсов Земли и др. Впервые запуск пилотируемого ИСЗ осуществлен 12 апреля 1961: на советском космическом корабле-спутнике «Восток» лётчик-космонавт Ю. А. Гагарин совершил полёт вокруг Земли по орбите с высотой апогея 327 км. 20 февраля 1962 вышел на орбиту первый американский космический корабль с космонавтом Дж. Гленном на борту.



Советские искусственные спутники Земли. Спутник серии «Космос» — ионосферная лаборатория.



Советские искусственные спутники Земли. «Метеор».



Советские искусственные спутники Земли. Первый искусственный спутник Земли.

Радиус орбиты и высота орбиты

На геостационарной орбите спутник не приближается к Земле и не удаляется от неё, и кроме того, вращаясь вместе с Землёй, постоянно находится над какой-либо точкой на экваторе. Следовательно, действующие на спутник силы гравитации и центробежная сила должны уравновешивать друг друга. Для вычисления высоты геостационарной орбиты можно воспользоваться методами классической механики и, перейдя в систему отсчета спутника, исходить из следующего уравнение: $F_u = F_\Gamma$, где F_u — сила инерции, а в данном случае, центробежная сила; F_Γ — гравитационная сила. Величину гравитационной силы, действующую на спутник, можно определить по закону всемирного тяготения Ньютона: $F_\Gamma = G \cdot \frac{M_3 \cdot m_c}{R^2}$, где m_c — масса спутника, M_3 — масса Земли в килограммах, G — гравитационная постоянная, а R — расстояние в метрах от спутника до центра Земли или, в данном случае, радиус орбиты. Величина центробежной силы равна: $F_u = m_c \cdot a$, где a — центростремительное ускорение, возникающее при круговом движении по орбите. Как можно видеть, масса спутника m_c присутствует как множитель в выражениях для центробежной силы и для гравитационной силы. То есть высота орбиты не зависит от массы спутника, что справедливо для любых орбит и является следствием равенства

гравитационной и инертной массы. Следовательно, геостационарная орбита определяется лишь высотой, при которых центробежная сила будет равна по модулю и противоположна по направлению гравитационной силе, создаваемой притяжением Земли на данной высоте. Центростремительное ускорение равно: $a = \omega^2 \cdot R$, где ω — угловая скорость вращения спутника, в радианах в секунду. Приравнивая выражения для гравитационной и центробежной сил с подстановкой центростремительного ускорения, получаем:

$$m_c \cdot \omega^2 \cdot R = G \cdot \frac{M_3 \cdot m_c}{R^2}.$$

Сокращая m_c , переводя R^2 влево, а ω^2 вправо, получаем: $R^3 = G \cdot \frac{M_3}{\omega^2}$
 $R = \sqrt[3]{\frac{G \cdot M_3}{\omega^2}}$. Можно записать это выражение иначе, заменив $G \cdot M_3$ на μ — геоцентрическую гравитационную постоянную: $R = \sqrt[3]{\frac{\mu}{\omega^2}}$. Угловая скорость ω вычисляется делением угла, пройденного за один оборот ($360^\circ = 2 \cdot \pi$ радиан) на период обращения (время, за которое совершается один полный оборот по орбите: один сидерический день, или 86 164 секунды). Получаем:

$$\omega = \frac{2 \cdot \pi}{86164} = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с}$$

Полученный радиус орбиты составляет 42 164 км. Вычитая экваториальный радиус Земли, 6 378 км, получаем высоту 35 786 км. Линейная скорость спутника, движущегося с угловой скоростью ω на расстоянии R от центра вращения равна $v_l = \omega \cdot R$. Первая космическая скорость на расстоянии R от объекта массой M равна $v_k = \sqrt{G \frac{M}{R}}$. Приравняв правые части этих уравнений друг к другу, приходим к полученному ранее выражению радиуса ГСО:

$$R = \sqrt[3]{G \frac{M}{\omega^2}}$$

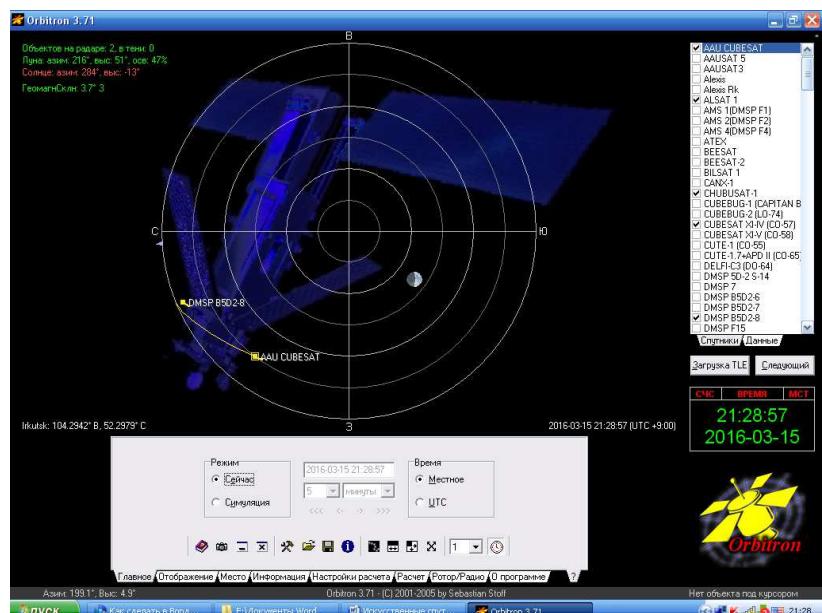
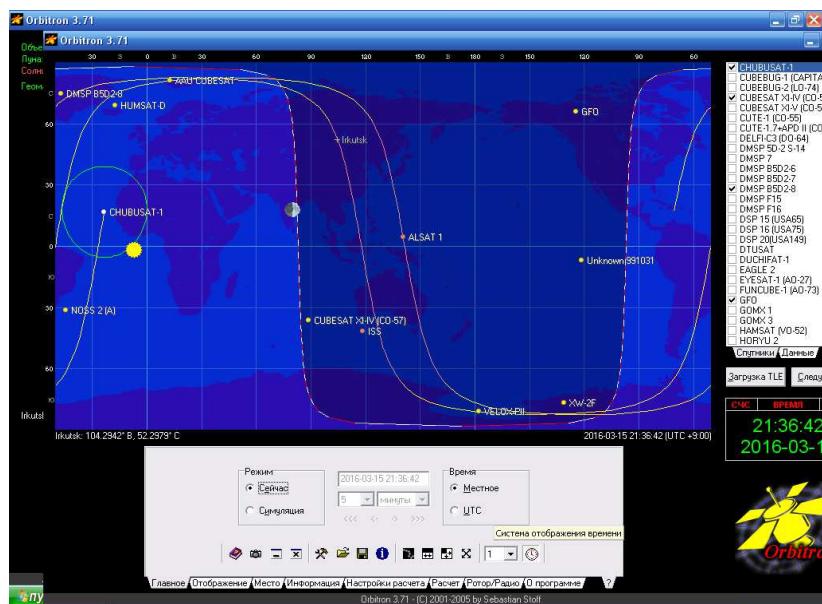
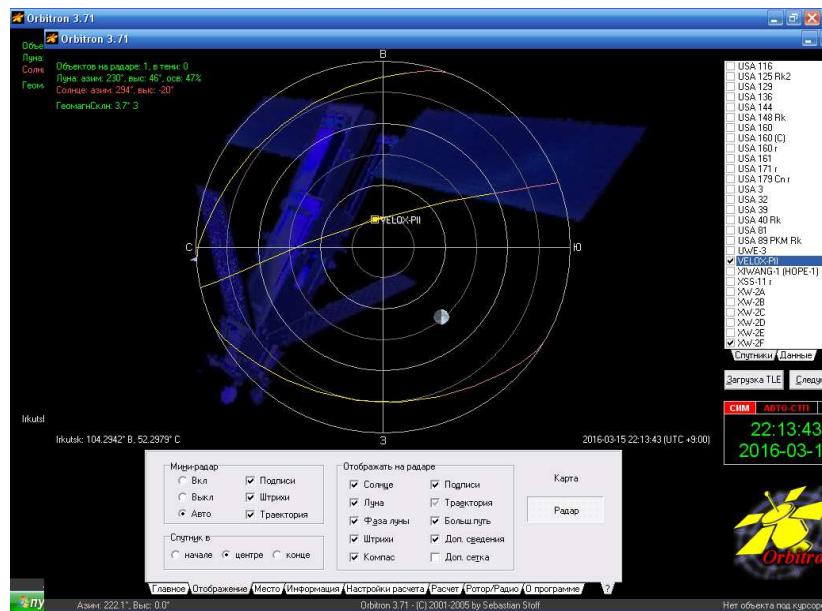
Длина орбиты

Длина геостационарной орбиты: $2 \cdot \pi \cdot R$. При радиусе орбиты 42 164 км получаем длину орбиты 264 924 км. Длина орбиты крайне важна для вычисления «точек стояния» спутников.

Вычисление времени пролёта ИСЗ и наблюдение ИСЗ на небе

Я с помощью программы Orbitron вычислил время пролёта ISS:

1. В нижней части окна Орбитрона третья вкладка **Место**.
 2. Я выбрал свой город Иркутск.
 3. Далее вкладка **Отображение**, ставлю «галку» включив **Минирадар** и **Траекторию**. Это визуально, в более понятном виде, покажет на минирадаре в правом нижнем углу, где относительно нас летит спутник, по азимуту, в какой части света.
 4. Нажав кнопку, **Радар** мы выведем его на основное окно программы. Вновь нажав на **Карта** возвращаю карту в основное окно.
 5. Нажимаю пиктограмму **Настройки** в виде скрещенного молота и гаечного ключа. Иду во вкладку **Разное**, далее в **Оповещения об AOS**.
И выставляю **Предел по высоте**.
 6. Далее, иду во вкладку **Обновление TLE**.
Дело в том, что некоторые КА (космические аппараты), такие как например МКС (ISS), чаще чем указанный по умолчанию в программе 30 дневный срок (его можно менять), меняют свои орбиты, соответственно если следить, например за МКС, надо обновить TLE. Выбираю нужную группу спутников и нажимаю крайнюю правую пиктограмму в виде земного шара и желтой молнии.
 7. Выбираю нужные мне спутники поставив напротив «галку». Захожу во вкладку **Данные**, я увижу ряд параметров. Из них наиболее полезны нам будут:
 8. Зайдя в нижнюю часть экрана программы, я вижу вкладку **Информация**, где в правом окошке я смогу узнать, например кем и когда был запущен спутник и на каких частотах он принимает/передает.
 9. Убираю галки с **освещения, высота Солнца** (это для визуального наблюдения)
 - выбираем **Высоту спутника** (если окружены плотной застройкой)
 - ставим **Краткие результаты** (подробные особо не нужны)
 - в **Поиск прохождения для** выбираете один или несколько сатов прохождение которых будем рассчитывать.
- После чего иду во вкладку **Расчет**, где нажимаю кнопку **Расчет**. Результат сохраняю и распечатываю.



Заключение

В ходе работы над данным докладом я прочитал большой объём новой информации, узнал физические основы полёта спутников, их разновидности и задачи, которые они выполняют. Выяснил, какие могут быть траектории, скорости и высоты орбит. А так же научился наблюдать за ИСЗ с помощью программы Orbitron. Я выполнил поставленную перед собой цель и задачи. Мне понравилось работать над этой темой, но ещё многое мне надо изучить, так как были трудности.

Выводы:

- ✓ Изучил физические основы полёта ИСЗ;
- ✓ Выяснил устройство и принцип действия ИСЗ
- ✓ Научился пользоваться компьютерной программой Orbitron и могу наблюдать за спутниками в любой момент времени.

Литература

1. "Космическая техника" под редакцией К. Гэтланда. Издательство "Мир". 1986 г. Москва.
2. "Энциклопедический словарь юного техника" под редакцией Т. С. Хачатурова. Издательство "Педагогика". 1987 г. Москва.
3. "Элементарный учебник физики" под редакцией Г. С. Ландсберга. Издательство "Наука". 1983 г. Москва.
4. "Межпланетные полёты", автор Е. А. Гребенников, Издательство "Наука". 1975 г. Москва.
5. "Занимательная физика", автор В. Шаболовский, Издательство "Тригон". 1997 г. Санкт-Петербург.
6. "Населённый космос", редактор Б. П. Константинов, Издательство "Наука". 1972 г. Москва.

WEB-ресурс

1. ru.wikipedia.org/wiki/Искусственный_спутник_Земли
2. <http://dic.academic.ru/dic.nsf/bse>
3. <http://fb.ru/article/38320/iskusstvennyie-sputniki-zemli>