**Исскуственные спутники**

**Земли**



Выполнила: Нурманбетова Залина 9 класс

Учитель физики: Нурманбетова Н.Ш.

Вступление.

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. Смотря трансляцию футбольного матча по телевизору, у меня часто появляется вопрос: как человеку удаётся передавать события, происходящие за пределами нашего материка. В Югославии идёт война. НАТОвские войска способны поражать цели на огромном расстоянии. Как же им это удаётся? Какую технику они используют? 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 поставила – ознакомиться с физическими основами полёта космических объектов. Только после этого можно найти ответы на поставленные мной вопросы Из моего реферата вы узнаете о физических основах устройства ракеты, о движении искусственных спутников и посадке космических кораблей, так же вы сможете узнать перспективы ракетной техники.

Физические основы устройства ракеты.

Принцип реактивного движения, открытый Исааком Ньютоном в 1686 году, коротко можно сформулировать так: действие равно и противоположно по направлению противодействию. Но применение этого универсального принципа к решению сложнейшей и увлекательнейшей задачи о полётах на космических кораблях в мировые глубины было блестяще осуществлено нашим гениальным соотечественником К. Э. Циалковским. Именно Циалковский дал полное решение проблемы межпланетных перелётов на основе использования ракеты в качестве средства полёта.

Ракетой, согласно К. Э. Циалковскому, называется всякий реактивный прибор, который двигается 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 жидкие 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=cmсек +S(pc -ph ), где mсек – масса сгораемого топлива, выбрасываемого ежесекундно, т.е. секундный расход топлива, с – скорость истечения газов, рh – атмосферное давление на высоте h над уровне 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 беспредельно. 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.

Одним из главнейших условий для осуществления межпланетных перелётов при помощи космических ракет является выбор топлива. Под ракетным топливом понимают совокупность горючего и окислителя (так как полёт ракеты может происходить и в безвоздушном пространстве, то окислитель должен быть на борту ракеты). В качестве горючего применяют жидкие углеводородные соединения: керосин, спирт, газойль, соединение азота с водородом – гидразин и т.п. В качестве окислителя используют, например, жидкий кислород, перекись водорода, азотную кислоту.

Однако максимальную скорость истечения газов (7310 м/сек) 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. Земной наблюдатель воспринял бы такое движение спутника как движение вверх. Как известно из курса физики, для движения по кругу радиуса R тело должно обладать центростремительным ускорением a=V2 /R, где а – ускорение, V – скорость. Поскольку в данном случае роль центростремительного ускорения играет ускорение силы тяжести, то можно написать: g=V2 /R. Отсюда нетрудно определить скорость Vкр, необходимую для кругового движения на расстоянии R от центра Земли: Vкр2 =gR. В приближённых расчётах принимается, что ускорение силы тяжести постоянно и равно 9,81 м/сек2. Эта формула справедлива и в более общем случае, только ускорение силы тяжести следует считать переменной величиной. Таким образом, мы нашли скорость кругового движения. Какова же та начальная скорость, которую нужно сообщить телу, чтобы оно двигалось вокруг Земли по окружности? Нам уже известно, что чем большую скорость сообщить телу, тем на большее расстояние оно улетит. Траектории полёта будут эллипсами (мы пренебрегаем влиянием сопротивления земной атмосферы и рассматриваем полёт тела в пустоте). При некоторой достаточно большой скорости тело не успеет упасть на Землю и, сделав полный оборот вокруг Земли, возвратится в начальную точку, чтобы вновь начать движение по окружности. Скорость спутника, движущегося по круговой орбите вблизи земной поверхности, называется круговой или первой космической скоростью и представляет собой ту скорость, которую нужно сообщить телу, чтобы оно стало спутником Земли. Первая космическая скорость у поверхности Земли может быть вычислена по приведенной 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 м/сек2. В результате найдём, что первая космическая скорость равна Vкр =7,9 км/сек.

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).

Проще всего для получения величины второй космической скорости воспользоваться законом сохранения энергии. Совершенно очевидно, что 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 (для простоты рассмотрим вертикальный полёт ракеты). Тогда по мере удаления ракеты от Земли скорость её будет уменьшаться. На некотором расстоянии rmax ракета остановится, так как её скорость обратится в ноль, и начнёт свободно падать на Землю. Если в начальный момент ракета обладала наибольшей кинетической энергией mV2 /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:

mV2 /2=fmM(1/R-1/rmax ) или V2 =2fM(1/R-1/rmax ).

полагая rmax, бесконечно, найдём значение второй космической скорости:

Vпар = 2fM/R = 2 fM/R = 2 Vкр .

Оказывается, она превышает первую космическую скорость в 2

раз. Если вспомнить, что ускорение свободного падения g=fM/R2, то приходим к формуле Vпар = 2gR. Чтобы определить вторую космическую скорость у поверхности Земли, следует в эту формулу подставить R=6400км, в результате чего получим: Vкр »11,19 км/сек

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

Выведенный выше интеграл энергии позволяет решить многие задачи космонавтики, например, позволяет производить простые приближённые расчёты движения спутников планеты, космических ракет и больших планет. Выведенная формула параболической скорости может быть использована и в приближённых расчётах межзвёздного полёта. 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 М 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/сек. Итак, если телу сообщить гелиоцентрическую скорость в 42,2 км/сек, то оно навсегда покинет солнечную систему, описав относительно Солнца параболическую орбиту. Выясним, какой должна быть величина скорости относительно Земли, чтобы обеспечить удаление тела не только от Земли, но и от Солнца? Иногда рассуждают так: поскольку средняя скорость Земли относительно Солнца равна 29,8 км/сек, то необходимо сообщить космическому кораблю скорость, равную 42,2 км/сек – 29,8 км/сек, т.е. 12,4 км/сек. Это неверно, так как в этом случае не учитывается движение Земли по орбите во время удаления космического корабля и притяжение со стороны Земли, пока корабль находится в сфере её действия. Поэтому третья космическая скорость относительно Земли больше 12,4 км/сек и равна 16,7 км/сек.

Движение искусственных спутников Земли.

Движение искусственных спутников Земли не описывается законами Кеплера, что обусловливается 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.

По отклонению движения спутников от кеплеровского можно вывести заключение о форме Земли, распределении плотности по её объёму, строении земной атмосферы. Поэтому именно изучение движения искусственных спутников позволило получить наиболее полные данные по этим вопросам.

Если бы Земля была однородным шаром и не существовало бы атмосферы, то спутник двигался бы по орбите, плоскость 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 туже широту западнее на столько градусов, на сколько 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.

Однако такой расчёт даёт достаточную точность предсказаний лишь для нескольких оборотов спутника. Если речь идёт о значительном промежутке времени, то надо принять во внимание отличие звёздных суток от 24 часов. Поскольку один оборот вокруг Солнца совершается Землёй за 365 суток, то за одни сутки Земля вокруг Солнца описывает угол примерно в 1 градус (точнее, 0,99) в том же направлении, в каком вращается вокруг своей оси. Поэтому за 24 часа Земля поворачивается относительно неподвижных звёзд не на 360 градусов, а на 361 и, следовательно, совершает один оборот не за 24 часа, а за 23 часа 56 минут. Поэтому трасса спутника по широте смещается на запад не на 15 градусов в час, а на 15,041 градусов.

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.

Посадка космических кораблей

Одной из самых сложных проблем космонавтики является посадка космического корабля или контейнера с научной аппаратурой на Землю или планету назначения. Методика посадки на различные небесные тела существенно зависит от наличия атмосферы на планете назначения, от физических свойств поверхности и многих других причин. Чем плотнее атмосфера, тем проще погасить космическую скорость корабля и посадить его, ибо планетная атмосфера может быть использована в качестве своего рода воздушного тормоза.

Можно указать три способа посадки космических кораблей. Первый способ – жёсткая посадка, происходящая без гашения скорости корабля. Сохраняя в момент удара с планетой космическую скорость, корабль разрушается. Например, при сближении с Луной скорость корабля составляет 2,3 – 3,3 км/сек. Создание конструкции, которые выдерживали бы ударные напряжения, возникающие при этих скоростях, — задача технически неразрешимая. Такая же картина будет наблюдаться при жёсткой посадке на Меркурий, астероиды и другие небесные тела, лишённые атмосферы.

Другой способ посадки – грубая посадка с частичным замедлением скорости. В этом варианте при входе ракеты в сферу действия планеты корабль следует развернуть таким образом, чтобы сопла двигателей были направлены в сторону планеты назначения. Тогда тяга двигателей, будучи направлена в сторону, противоположную движению корабля, будет замедлять движение. Поворот корабля вокруг его оси можно выполнить с помощью двигателей небольшой мощности. Одно из возможных решений задачи состоит в установке по бокам корабля двух двигателей, смещённых относительно друг друга, причём силы тяги этих двигателей должны быть направлены противоположно. Тогда возникает пара сил (две равных по величине и противоположных по направлению силы), которая развернёт корабль в нужном направлении. Затем включаются ракетные двигатели, уменьшающие скорость до некоторого предела. В момент посадки ракета может обладать скоростью несколько сотен метров в секунду, чтобы она могла выдержать удар об поверхность.

Наконец третий метод посадки, наиболее важный при доставке на планеты высокоточного научного оборудования и при высадке членов экспедиции, — это мягкая посадка корабля, подобная посадке самолёта на аэродром. Наиболее трудной является мягкая посадка с приземлением в заранее указанном месте.

Если планета назначения не обладает атмосферой, то мягкая посадка может производиться только при помощи тормозных реактивных двигателей, гасящих скорость корабля до нескольких десятков метров в секунду. При этом работа двигателей должна заканчиваться на высоте примерно 10-30 метров от поверхности планеты во избежании пылевого вихря и пожара, обусловленного неполным выгоранием топлива. Удар о планету можно смягчить также при помощи амортизационной системы.

Полёт космического корабля вблизи планеты назначения, вообще говоря, будет происходить по гиперболической орбите. Поэтому возможно либо сразу произвести посадку на поверхность планеты, гася гиперболическую скорость, либо предварительно вывести корабль на спутниковую орбиту, выбрать место для посадки и затем осуществлять спуск.

Опасности межпланетного перелёта.

Опасность номер один – потоки частиц высоких энергий, проникающих через массовые преграды. Кроме жестких солнечных излучений в межпланетном полёте следует остерегаться воздействия космических людей и потоков частиц высоких энергий вблизи планет.

В отдалённых областях космического пространства рождаются несущиеся с большими скоростями заряженные частицы, потоки которых именуются космическими лучами. Врываясь в верхнюю атмосферу Земли, они продолжают потоки вторично заряженных частиц. Последние накапливаются в околоземном космическом пространстве. Солнечная активность также является причиной накопления частиц высоких энергий вблизи Земли. Запуски первых спутников Земли и космических ракет дали возможность группе американских учёных под руководством Дж. Ван-Аллена и советским учёным, открыть и изучить потоки частиц высоких энергий в ближнем космосе. В результате этих исследований установлено существование поясов заряженных частиц вблизи Земли. Что это за пояса? Известно, что наша планета представляет собой гигантский магнит, а любое магнитное поле влияет на движение электрически заряженных частиц. Поэтому частицы, летящие из мировых глубин, — корпускулы, извергаемые Солнцем, подлетая к Земле, задерживаются её магнитным полем и распределяются по определённым областям ближнего космоса. Из этих частиц формируется три пояса, охватывающие Землю.

Наиболее опасный внутренний пояс простирается до полярных широт. Околополярные области свободны от частиц высоких энергий. Ближняя к Земле граница внутреннего пояса в разных районах Земли проходит на различных высотах. Границы также зависят от фазы солнечной активности. Высота нижней границы в восточном полушарии может составлять около 1500 км, а в западном – около 500 км. Такое расположение обусловлено несовпадением магнитных поясов Земли с её географическими полюсами. Внешний радиационный пояс простирается на расстоянии 70-150 тыс. км.

Действие космических лучей и радиационных поясов такое же, как и действие радиоактивных веществ. Нахождение в радиационном поясе без всякой защиты в течение одних-двух суток влечёт за собой получение смертельной дозы радиации. Человек будет поражён лучевой болезнью в самой тяжёлой форме.

Поставить эффективную защиту на космическом корабле пока не возможно, техника пока бессильна сделать это. Следовательно, пока существует лишь один выход – безопасные космические дороги.

В годы спокойного Солнца в ближнем космосе летать возможно на высотах, не превышающих 600 км. Выше полёты противопоказаны: там расположены кольцевые потоки заряженных частиц. Полёт к другим планетам нужно осуществлять через «каналы», расположенные вблизи оси вращения Земли. Выход с Земли в межпланетное пространство возможен только в арктических и антарктических областях.

Перейдём к опасности номер два – встрече с метеоритными частицами.

Как мы видели ранее, метеорная материя широко распространена в межпланетном пространстве. Достаточно сказать, что за счёт выпадающих на Землю метеоритов и метеорной пыли масса Земли ежесуточно возрастает на 0,5\*106 кг. Эти метеорные тела движется со скоростями, значение которых колеблется в пределах от 11 км/сек до 80 км/сек. Удар метеорита по обшивке корабля может привести к непоправимым последствиям.

Чтобы определить необходимую для защиты толщину стенок корабля, выясним «пробивную» силу метеоритов. Лист дюралюминия толщиной 1 мм пробивается любым метеоритом диаметром 0,2 мм и более. Стальная обшивка толщиной 3 мм пробивается метеоритом диаметром более 1 мм, а сталь толщиной 12 мм может быть пробита метеоритом диаметром 0,5 см.

Определённую опасность могут представлять и метеориты-пылинки, так называемые микрометеориты. Они малы, но каков будет эффект непрерывных ударов их о стенки корабля? Не могут ли они постепенно разрушить обшивку? Ведь даже пробоина микроскопических размеров вызовет катастрофу: нарушится герметизация кабины, температура упадёт до крайне низких значений, и космический путешественник погибнет. проведённые расчёты показали, что обшивка корабля из дюралюминия толщиной 1,5 мм или из нержавеющей стали толщиной 0,6 мм обеспечивает безопасность от ударов микрометеоритов примерно в течение года.

Но сказанным не исчерпываются все опасности космического полёта. Существует ещё опасность номер три – испепеляющая жара при полётах в атмосфере. При посадке на такие планеты, как Земля, Венера, Юпитер, которые обладают плотными атмосферами, корабль будет омываться раскалёнными газами. Температура обшивки корабля будет подниматься до таких значений, при которых разрушаются наиболее тугоплавкие материалы. Могут наблюдаться такие явления, как плавление и испарение оболочки корабля и унос оплавленных материалов набегающим потоком воздуха. Корабль может «испариться», подобно метеориту.

Существует ряд методов регулирования температуры корабля. Один из них правильный выбор траектории входа в атмосферу под малым углом к горизонту. При медленном «погружении» корабля в атмосферу потеря скорости происходит медленно, поэтому в меньшей степени происходит и разогрев корабля.

Реактивные двигатели и баллистические ракеты.

Реактивным двигателем называют ракету, установленную в качестве двигателя на какое-либо средство транспорта. Реактивные двигатели нашли широкое применение в авиации, в военной и космической технике. В реактивных двигателях часто используют не порох, а жидкое топливо (нефть, керосин). Это делает работу двигателя более экономичной. Реактивная струя и в этом случае образована раскалёнными газами, получающимися при сгорании топлива. Однако сгорание пороха может происходить и в пустоте, а для сгорания нефти необходимо большое количество воздуха. В самолётных реактивных двигателях воздух берётся из окружающей атмосферы.

Таким образом, в отличие от пороховых ракет, самолёт с реактивным двигателем не должен нести с собой всю массу отбрасываемого газа. Современные реактивные самолёты способны развивать огромные скорости, в два раза и более превышающие скорость звука.

В последние годы получили большое развитие баллистические ракеты. Так называют ракеты с запасом топлива, составляющим главную часть массы ракеты, и с двигателями огромной мощности, работающими только в начале пути ракеты. За сравнительно небольшое время работы (несколько минут) двигатели успевают израсходовать весь запас топлива и сообщить ракете огромную скорость (до 10 км/сек и выше). После этого ракета движется уже под действием только сил тяготения Земли (и других небесных тел). Ракеты такого же типа применяют для запуска искусственных спутников Земли и искусственных планет.

Баллистические ракеты несут с собой не только топливо, но и запас окислителя (в жидком виде), необходимый для сжатия всего топлива. Обычные самолёты и даже самолёты с воздушно-реактивными двигателями могут летать только в пределах земной атмосферы, реактивный же двигатель баллистической ракеты (как и пороховая ракета) может работать и в безвоздушном пространстве.

Баллистическая ракета должна сообщить возможно большую скорость полезной нагрузке, устанавливаемой на ракете. Для ракет, служащих для запуска искусственных спутников Земли, полезная нагрузка – это космический корабль; для военных ракет – это боеголовка. Рассмотрим более подробно работу реактивного двигателя, чтобы выяснить, от чего зависит «конечная скорость» ракеты – скорость, достигаемая после израсходования всего запаса топлива.

Найдём раньше всего силу реакции выбрасываемой реактивной струи – силу тяги реактивного двигателя. Скорость реактивной струи, т.е. скорость выхода газов из корпуса ракеты, обозначим через v. Массу газа, выходящую из корпуса ракеты за 1 сек, обозначим через m. по третьему закону Ньютона сила, действующая со стороны ракеты на выбрасываемый газ, равна противодействующей силе, приложенной со стороны выбрасываемого газа к ракете, т.е. равна искомой силе тяги.

Воспользуемся законом импульсов: изменение количества движения тела равно импульсу действующей силы. Применим этот закон к массе газа, выброшенной из ракеты за определённый промежуток времени t. Так как приращение скорости выбрасываемого газа равняется скорости реактивной струи, то приращение количества движения выброшенной массы равно tmn. Значит, импульс силы, подействовавший в течение промежутка времени t на эту массу, также равен tm.n Отсюда заключаем, что сила, действовавшая со стороны ракеты на струю, равнялась mn. Следовательно, этой же величина равна и сила реакции струи – тяга реактивного двигателя.

Теперь можно выяснить, как влияют те или иные характеристики ракеты на её конечную скорость. Предположим сначала, что сила тяжести отсутствует. Предположим также, что режим работы реактивного двигателя не меняется: топливо расходуется равномерно и сила тяги остаётся постоянной во всё время работы двигателя. Так как масса ракеты будет всё время уменьшаться в результате расходования горючего и кислорода, то ускорение ракеты будет, согласно второму закону Ньютона, всё время увеличиваться (обратно пропорционально остающейся массе). В баллистических ракетах конечная масса (масса после выгорания всего топлива) в сотни раз меньше начальной («стартовой») массы ракеты. Значит, ускорение возрастает по мере расходования топлива также в сотни раз. Отсюда следует, что приращение скорости, получаемое ракетой при расходовании одного и того же количества топлива, сильно зависит от того, в какой момент это топлива расходуется: пока запас топлива на борту ракеты велик и масса ракеты велика, приращение скорости мало; когда топлива осталось мало и масса ракеты сильно уменьшилась, приращение скорости велико.

По этой причине даже значительное увеличение запаса топлива не может сильно увеличить конечную скорость ракеты: ведь добавочное количество топлива будет расходоваться тогда, когда масса ракеты велика, а ускорение мало, а значит, мало и достигаемое дополнительное прекращение конечной скорости.

Зато увеличение скорости реактивной струи позволяет при неизменном запасе топлива сильно увеличить конечную скорость ракеты. Так, если, не меняя секундный расход топлива, увеличить скорость реактивной струи, то в том же отношении увеличится и ускорение ракеты. В результате конечная скорость ракеты также возрастает в том же отношении.

Для увеличения скорости реактивный струи соплу реактивного двигателя придают специальную форму. Кроме того, выбирают топливо, дающее возможно большую температуру сгорания, так как скорость реактивной струи растёт при увеличении температуры газа, образующего струю. Предел повышению температуры струи ставит только жароупорность существующих металлов.

Фотонный двигатель.

Тип звездолёта, разработанный теоретически Е. Зенгером в 1956 г., называется фотонной ракетой. Внутри фотонной ракеты имеются большие запасы вещества (например, водорода) и антивещества (например, антиводорода), а также специальный аннигиляционный редактор, в котором есть сильное магнитное поле. Наличие магнитного поля приводит к тому, что возникающие при аннигиляции вещества и антивещества гамма-излучение носит направленный характер. Поток гамма фотонов, вытекающий через сопла фотонного реактивного двигателя, создаёт тягу. Главным достоинством фотонной ракеты является максимальная возможная скорость истечения, равная скорости света в вакууме. Однако многочисленные трудности принципиального характера, связанные с получением и длительным хранением огромных количеств антивещества, а также созданием гамма фотонной тяги, приводят к выводу, что сооружение фотонных ракет неизмеримо сложнее, чем термоядерных и ионных.

В настоящее время на основании релятивистской механики тела с переменной массой покоя можно построить общую теорию ракет с однокомпонентной и даже многокомпонентной реактивной струёй. Расчёты показывают, что для термоядерной и фотонной ракет с однокомпонентной реактивной струёй имеет место равенство: 1-(w2 :c2 )=1-a2, где a — отношение энергии, выделяющейся при сгорании топлива, а w – скорость истечения относительно ракеты, считаемая постоянной. Для термоядерной реакции превращения водорода в гелий a=0,0066, так что w/c=0,115. При реакции аннигиляции вещества в антивещества a=1, так что согласно формуле w=c. Расчёты также показывают, что для одного из принципиально возможных вариантов ионной ракеты справедливо соотношение:

1-w2 :c2 =1-b2 :(1-b2 (1-a)2, где b — доля стартовой массы, приходящейся на источник энергии. Можно сказать, что b не превышает 0,5. Если источником энергии служит термоядерный реактор, то w/c мало и составляет 0,12 при b=0,5. Таким образом, применение на ионной ракете в качестве источника энергии аннигиляционного реактора позволяет достичь огромных скоростей истечения.

Рассмотрим для примера многоступенчатую фотонную ракету, предназначенную для прямого и обратного перелёта. Первая ступень разгоняет звездолёт до максимальной скорости v, а вторая тормозит его до нуля вблизи выбранной для исследования планетной системы. Третья и четвёртая ступени служат соответственно для разгона звездолёта на обратном пути до той же максимальной скорости и для торможения до нуля около Земли. На землю возвращается только жилая часть звездолёта. Предположим сначала, что все четыре ступени состоят только из топлива, а масса покоя жилой части не изменяется за время межзвёздного перелёта. Механика тела с переменной массой покоя позволяет определить стартовую массу такого звездолёта. Заметим что можно произвести и более реальные расчёты, учитывающие массы конструкции ступени. Кроме того, можно рассмотреть и одноступенчатую фотонную ракету с жилой частью как для случая ступени из топлива, так и с учётом массы конструкции ступени.

Перспективы ракетной техники.

Хотя полёты первых автоматических межпланетных станций осуществлены при помощи ракетных двигателей, работающих на химическом топливе, тем не менее даже перспективные термохимические топлива не позволят увеличить скорость истечения газов свыше 4,8 км/сек. В связи с этим конструкторы космических ракет всё более и более задумываются над созданием ракет с ядерными двигателями.

Принцип работы атомных тепловых ракет несложен. В этих ракетах будет устанавливаться ядерный реактор. Выделяемое им тепло пойдёт на разогрев рабочего тела: жидкий водород, аммиак или вода будут превращаться в раскалённый газ, который, истекая из сопла с огромной скоростью, создаст реактивную силу тяги. Если скорость истечения струи в химических двигателях составляет несколько километров в секунду, то в тепловых атомных ракетных двигателях можно ожидать скоростей порядка 10 км/сек. Поэтому удельная тяга двигательных установок атомных ракет будет намного выше тяги жидкостно-реактивных двигателей с самыми высокоэффективными химическими топливами.

Теоретически скорости истечения рабочего тела в атомных реакторах неограниченны. Но практически они не смогут превышать некоторых пределов, зависящих от свойств материала реактора и сопла. Чтобы удельная тяга атомных ракет намного превосходила тягу ракет с химическим топливом, температура поступающих в сопло газов должна быть порядка 3000-4000 градусов. Конструирование атомных реактивных двигателей осложняется также трудностью создания жаропрочных материалов для реактора и сопла, необходимостью установки больших по габаритам и весу холодильников и рядом других причин. Некоторые трудности вызваны проблемой управления атомными реакциями при высоких внутренних температурах, при которых даже уран будет находиться в расплавленном состоянии.

В последнее время стала интенсивно разрабатываться теория нового типа ракетных двигателей – так называемых электрореактивных двигателей (электрических ракетных двигателей). В обычных ракетах для увеличения скорости истечения газов используется химическая энергия рабочего тела. Передаваемая тепловая энергия переходит в кинетическую энергию газов, вырывающихся из сопла. Возможны принципиально иные пути разгона частиц, создающих силу тяги. Электрически заряженные частицы при помощи электрического или электромагнитного поля можно разогнать до высоких скоростей. В качестве электрически заряженных частиц можно использовать поток ионизованного газа, выделяемого из легко ионизируемых веществ (например, натрия или цезия). Для разгона ионов в космической ракете должен быть установлен мощный малогабаритный источник энергии. Энергию можно получать, например, от ядерной установки. Такого рода двигатель часто называют ионным. Характерной особенностью ионных ракет является высокая скорость истечения реактивной струи (до 200 км/сек). К сожалению, в большинстве случаев удельная тяга ионных ракет весьма мала, поэтому ионная ракета не сможет самостоятельно взлететь с поверхности планеты. Для вывода её на околоземную эллиптическую орбиту необходимо будет использовать многоступенчатую ракету на химическом топливе. Расчёты показывают, стартовый вес этих ракет-носителей во много десятков раз должен превосходить вес ионной ракеты.

Ионная ракета представляет собой двигатель, обеспечивающий продолжительную постоянную малую тягу. Разгон ионных ракет может продолжаться в течение ряда недель, поэтому их можно использовать при длительном полёте в периферийные области солнечной системы.

Каковы же принципы устройства плазменных двигателей? С плазмой, четвёртым состоянием вещества, мы встречаемся часто в повседневной жизни. Пламя спички – пример низкотемпературной плазмы, неоновая реклама – плазма газового разряда. Вольтова дуга – ещё один пример плазмы. Плазма состоит из смеси электронов, ионов и нейтральных атомов. Физики разделяют плазму на горячую и холодную. В горячей плазме нейтральных атомов нет.

В электрореактивных двигателях используется горячая плазма, состоящая из свободных электрически заряженных частиц и обладающая хорошей электропроводностью. Если плазму поместить в магнитное поле и пропустить через неё электрический ток, то она подобно проводнику с током придёт в движение и будет ускоренно двигаться.

Это свойство плазмы использовано в электрореактивных двигателях. Истечение сильно нагретой плазмы с большой скоростью через сопло ракеты создаёт реактивную силу. Преимущество электрореактивных плазменных двигателей – высокая скорость истечения газов.

Заключение

Когда я писал реферат, самым интересным в моей работе была работа с научно-популярной литературой. Я узнавал много нового и интересного. Я узнал, как движутся искусственные спутники Земли, которые передают мои любимые передачи, и как они приземляются на Землю, какими могут стать космические объекты, когда я выросту, какие опасности будут подстерегать меня, если я стану космонавтом.

Больше всего мне была интересна информация про физические основы устройства ракеты, потому что мне интересно всё что связано с оружием и военной техникой. Как работает баллистическая ракета мне было неизвестно, поэтому я сделал для себя интересное открытие.

Я считаю, что наша страна может развить свои технологии до того, что можно будет летать со сверх световыми скоростями, перемещаться между галактиками, осваивать новые планеты. Для решения этих задач нужно создавать новые и развивать старые отрасли науки и техники такие, как кибернетика и техника электронных вычислительных машин и анализаторов, без которых немыслимо создание космических кораблей и искусственных спутников; космическую биологию и медицину, а так же технику.

Большую роль, конечно, играет изучение физики космических движений. На основе этих знаний развиваются идеи о строении космических кораблей таких, как атомные тепловые ракеты, корабли с электрореактивным или плазменным двигателем, ракеты с термоядерным двигателем.