Государственная корпорация по космической деятельности Роскосмос

Министерство просвещения Российской Федерации

**Рабочая тетрадь**

по программе

**Аэродинамика и баллистика**

г. Москва, 2020 г.

**Оглавление**

[*Тема 1.1* «Обзор курса» 5](#_Toc78538145)

[**Урок №1** 5](#_Toc78538146)

[*Тема 1.2* «Возникновение и развитие аэродинамики как науки» 9](#_Toc78538147)

[**Урок №2** 9](#_Toc78538148)

[**Урок №3** 15](#_Toc78538149)

[*Тема 2.1* «Строение земной атмосферы» 17](#_Toc78538150)

[**Урок №4** 17](#_Toc78538151)

[**Урок №5** 19](#_Toc78538152)

[**Урок №6** 20](#_Toc78538153)

[*Тема 2.2* «Воздух и его основные параметры» 22](#_Toc78538154)

[**Урок №7** 22](#_Toc78538155)

[**Урок №8** 25](#_Toc78538156)

[*Тема 3.1* «Способы создания подъемной силы» 26](#_Toc78538157)

[**Урок №9** 26](#_Toc78538158)

[**Урок №10** 28](#_Toc78538159)

[*Тема 3.2* «Обтекание плоского крыла воздушным потоком. Угол атаки. Силы, действующие на летательный аппарат» 30](#_Toc78538160)

[**Урок №11** 30](#_Toc78538161)

[**Урок №12** 32](#_Toc78538162)

[*Тема 3.3* «Закон Бернулли» 34](#_Toc78538163)

[**Урок №13** 34](#_Toc78538164)

[**Урок №14** 35](#_Toc78538165)

[**Урок №15** 37](#_Toc78538166)

[*Тема 3.4* «Обтекание воздушным потоком твердых тел различной формы. Симметричное и несимметричное обтекание» 40](#_Toc78538167)

[**Урок №16** 40](#_Toc78538168)

[**Урок №17** 42](#_Toc78538169)

[**Урок №18** 44](#_Toc78538170)

[**Урок №19** 47](#_Toc78538171)

[**Урок №20** 49](#_Toc78538172)

[*Тема 3.6* «Особые режимы полета» 52](#_Toc78538173)

[**Урок №21** 52](#_Toc78538174)

[**Урок №22** 55](#_Toc78538175)

[**Урок №23** 59](#_Toc78538176)

[*Тема 4.1* «История возникновения баллистики» 60](#_Toc78538177)

[**Урок №24** 60](#_Toc78538178)

[**Урок №25** 61](#_Toc78538179)

[**Урок №26** 65](#_Toc78538180)

[Тема 4.2 «Теория полета снаряда в пустоте. Практическое применение» 67](#_Toc78538181)

[**Урок №27** 67](#_Toc78538182)

[**Урок №28** 69](#_Toc78538183)

[**Урок №29** 71](#_Toc78538184)

[**Урок №30** 74](#_Toc78538185)

[Тема 5.1 «Характеристики твердого топлива» 75](#_Toc78538186)

[**Урок №31** 75](#_Toc78538187)

[**Урок №32** 78](#_Toc78538188)

[**Урок №33** 81](#_Toc78538189)

[**Урок №34** 84](#_Toc78538190)

[Тема 5.2 «Скорость Циолковского. Потери скорости» 87](#_Toc78538191)

[**Урок №35** 87](#_Toc78538192)

[**Урок №36** 89](#_Toc78538193)

[**Урок №37** 92](#_Toc78538194)

[**Урок №38** 95](#_Toc78538195)

[Тема 5.3 «Траектории управляемых ракет. Отличие баллистической ракеты от крылатой» 97](#_Toc78538196)

[**Урок №39** 97](#_Toc78538197)

[**Урок №40** 100](#_Toc78538198)

[**Урок №41** 102](#_Toc78538199)

[**Урок №42** 103](#_Toc78538200)

[*Тема 6.1* «Траектории космических объектов. Законы Кеплера» 105](#_Toc78538201)

[**Урок №43** 105](#_Toc78538202)

[**Урок №44** 106](#_Toc78538203)

[**Урок №45** 109](#_Toc78538204)

[*Тема 6.2* «Межорбитальные переходы» 113](#_Toc78538205)

[**Урок №46** 113](#_Toc78538206)

[**Урок №47** 115](#_Toc78538207)

[**Урок №48** 118](#_Toc78538208)

[**Урок №49** 121](#_Toc78538209)

[*Тема 6.3* «Межпланетные перелеты» 124](#_Toc78538210)

[**Урок №50** 124](#_Toc78538211)

[**Урок №51** 126](#_Toc78538212)

[**Урок №52** 129](#_Toc78538213)

[*Тема 7* «Итоговое занятие» 130](#_Toc78538214)

[**Урок №53** 130](#_Toc78538215)

[**Урок №54** 135](#_Toc78538216)

*Тема 1.1* «Обзор курса»



Теоретический материал

С тех пор, как предок современного человека впервые метнул камень, для него было жизненно необходимо, чтобы запущенный «снаряд» как можно чаще (в идеале – постоянно) достигал своей цели.

Если в случае ручного броска этого можно добиться путем регулярных тренировок и выработки «моторного навыка», то уже в случае использования простейших приспособлений (праща, лук, позже – арбалет) требуется подключение интеллектуальных способностей. Быстро было замечено, что для обеспечения требуемой дальности нужно пустить стрелу или камень из пращи под определенным углом к горизонту.

Увеличивая этот угол, наши предки поняли, что для большинства целей существуют две траектории, обеспечивающие точное попадание. Мы называем их настильной и навесной. И только для максимальной дальности эти траектории совпадают. В курсе физики приводится значение этого угла (45°), но не уточняются условия истинности этого значения. С тех пор, как предок современного человека впервые метнул камень, для него было жизненно необходимо, чтобы запущенный «снаряд» как можно чаще (в идеале – постоянно) достигал своей цели.

Если в случае ручного броска этого можно добиться путем регулярных тренировок и выработки «моторного навыка», то уже в случае использования простейших приспособлений (праща, лук, позже – арбалет) требуется подключение интеллектуальных способностей. Быстро было замечено, что для обеспечения требуемой дальности нужно пустить стрелу или камень из пращи под определенным углом к горизонту.

Увеличивая этот угол, наши предки поняли, что для большинства целей существуют две траектории, обеспечивающие точное попадание. Мы называем их настильной и навесной. И только для максимальной дальности эти траектории совпадают. В курсе физики приводится значение этого угла (45°), но не уточняются условия истинности этого значения.

Таких условий два:

1. Отсутствие сопротивления среды. Это условие обычно вспоминается сразу.
2. Гипотеза «плоской Земли». Это условие рассмотрим подробнее.

При принятии гипотезы «плоской Земли» мы полагаем, что ускорение свободного падения во всех точках траектории имеет постоянное направление. В действительности поле тяготения планеты – центральное. В этом случае говорить об «общем» для всех случаев угле максимальной дальности некорректно. Но для каждой конкретной дальности существует угол бросания, обеспечивающий ее достижение при минимальной начальной скорости. При этом чем больше расстояние до цели, тем меньше данный угол. В случае, когда бросок должен быть «кругосветным» данный угол равен нулю, а соответствующая скорость – первой космической.

Можно ли запустить спутник из пушки, стоящей на поверхности Земли? Выстрел придется делать горизонтально. Значит вся траектория (орбита) спутника будет находиться в плотных слоях земной атмосферы. Сопротивление воздуха движению тел в нем делает это невозможным.

Что будет, если стрелять под углом к горизонту? Орбита спутника – эллипс, т.е. замкнутая кривая. Это означает, что спустя время, равное периоду обращения, он должен пройти через исходную точку с исходным вектором скорости. Чтобы из-под земли выйти, траектория где-то должна под землю уйти.

Запуск из пушки межпланетного аппарата теоретически возможен, т.к., в отличие от спутника, его траектория не замкнута. Пока подобные проекты не реализованы ввиду их высокой стоимости и малой эффективности.

Возвращаемся к нашим предкам. Первыми метаемыми телами были камни. Их форма мало отличалась от сферы, и для построения траектории полета хватало знаний и навыков, о которых шла речь выше. Величайшим изобретением того времени было не только колесо, но и первое метательное оружие – лук. Мы можем предположить, что первыми «снарядами», запущенными из лука, были все те же камни. Но впоследствии, наверняка методом «проб и ошибок» были изобретены прообразы современных стрел.

Оказалось, что воздух не только мешает полету тел, но и, при определенных условиях, способствует ему. Для этого достаточно придать снаряду определенную форму. Если просто скомкать лист бумаги и попытаться бросить его «на дальность», то далеко этот ком не улетит. Но если сложить из того же листа планер («самолетик»), то дальность его полета увеличится в разы.

Если поток воздуха сталкивается с преградой, то он создает силу, пытающуюся «отодвинуть» эту преграду. Парадокс аэродинамики состоит в том, что направление этой силы, в общем случае, не совпадает с направлением скорости потока. Почему так происходит?

Воздух оказывает на поверхность обтекаемого им тела давление, Соответствующая сила в каждой точке поверхности тела будет направлена перпендикулярно этой поверхности. Просуммировав (проинтегрировав) эти силы во всех точках обтекаемой поверхности, получаем так называемую равнодействующую сил, направление которой зависит от взаимной ориентации поверхности и скорости воздушного потока.

От чего зависит величина (модуль) данной силы? Из второго закона Ньютона следует, что модуль силы можно определить как произведение массы воспринимающего эту силу тела и сообщаемого данной силой ускорения.

В системе СИ сила измеряется в ньютонах, размерность которого определяется из приведенного выше уравнения.

Исходя из жизненного опыта, можем предположить, что данная сила должна зависеть от размеров тела и скорости воздушного потока. В качестве характеристики размеров надо взять так называемую площадь миделя, т.е. максимальную площадь сечения тела плоскостью, перпендикулярной вектору скорости потока. Сложнее с килограммом. От массы самого тела данная сила зависеть не должна, а у среды (воздушного потока) массы, как характеристики, нет. Зато есть плотность. Таким образом, имеем.

Комбинацией, соответствующей размерности ньютона, является

Окончательный вид формулы, пригодной для простейших инженерных расчетов, следующий:

Коэффициент cf учитывает влияние формы тела и режима обтекания, о котором мы будем говорить далее в курсе.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Что является предметом баллистики?
2. При каких условиях брошенное под углом 45° тело летит на максимальную дальность?
3. От каких параметров зависит величина аэродинамической силы?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклад на тему "Отличие внутренней баллистики от внешней".
2. Подготовить доклад на тему "Отличие аэродинамики от газодинамики".

*Тема 1.2* «Возникновение и развитие аэродинамики как науки»



Теоретический материал

Сложно назвать классическую науку, в которой этот гений, живший на рубеже XV – XVI веков, не оставил бы своих следов. Одним из первых он стал изучать полет птиц и строение их крыльев. Предложил конструкцию «орнитоптера» - махолета. Летать такие аппараты научились только в наше время.

Многие идеи да Винчи намного опередили возможности своей эпохи. Одной из таких идей была конструкция прообраза вертолета. Способен ли такой аппарат подняться в воздух? Рассмотрим представленную конструкцию подробнее.

Две платформы соединены соосно. К нижней «неподвижной» прикреплена крестовина, за которую держатся идущие по кругу по поверхности второй платформы люди. При этом относительно Земли эти люди остаются неподвижными, а верхняя платформа под их ногами вращается. Сверху к этой платформе приделан Архимедов винт, создающий вертикальный поток воздуха.

Допустим, подъемной силы хватит на преодоление суммарного веса людей и конструкции. Что будет дальше? Оторвавшееся от земли основание начнет крутиться в сторону, противоположную направлению вращения винта. Скорость вращения самого винта падает и аппарат «приземляется». Скорость винта опять возрастает и т.д. Так что изобрел Леонардо: вертолет или отбойный молоток?

Еще один рисунок да Винчи считается прообразом парашюта. Чем он отличается от современного? Первое, что бросается в глаза – жесткий каркас по нижнему краю. Покинуть современный самолет с таким парашютом невозможно. Так чье падение должно было предотвращать данное изобретение? Ведь современникам Леонардо полеты были недоступны.

Еще одна особенность парашюта да Винчи – отсутствие центрального отверстия. При использовании это может привести к тому, что воздух из-под купола начнет выходить через нижний край. При этом купол начнет раскачиваться из стороны в сторону, и стабильный спуск станет невозможным. Это ошибка автора, или наше предположение неверно?

Для ответа на этот вопрос надо вспомнить о том, что собой представляли ткани того времени, из которых мог быть создан купол. Воздухонепроницаемых тканей, из которых шьются современные парашюты, в распоряжении Леонардо не было. А в случае проницаемых тканей центральное отверстие может быть излишним.

Среди разработок М.В. Ломоносова тоже был проект прообраза вертолета. Причем он был доведен до состояния рабочей модели.

Ломоносов показал изобретённую им машину, называемую им аэродромической [воздухобежной], которая должна употребляться для того, чтобы с помощью крыльев, движимых горизонтально в различных направлениях силой пружины, какой обычно снабжаются часы, нажимать воздух [отбрасывать его вниз], отчего машина будет подниматься в верхние слои воздуха, с той целью, чтобы можно было обследовать условия [состояние] верхнего воздуха посредством метеорологических машин [приборов], присоединённых к этой аэродромической машине. Машина подвешивалась на шнуре, протянутом по двум блокам, и удерживалась в равновесии грузиками, подвешенными с противоположного конца. Как только пружина заводилась, [машина] поднималась в высоту и потом обещала достижение желаемого действия. Но это действие, по суждению изобретателя, ещё более увеличится, если будет увеличена сила пружины и если увеличить расстояние между той и другой парой крыльев, а коробка, в которой заложена пружина, будет сделана для уменьшения веса из дерева. Оригинальной аэродромической машины не сохранилось. Имеющиеся в музеях модели являются реконструкциями. В отличие от вертолета да Винчи, эта конструкция предусматривает механизм компенсации вращающего момента. Для этого здесь имеются два винта, вращающихся в противоположные стороны. Практически это – прообраз современных вертолетов соосной схемы.

Для полета человека данная конструкция не предназначалась. Её задача – подъем метеоприборов.

Именно Эйлер ввел в современную науку уже упоминавшуюся нами гипотезу сплошности. У него много работ, посвященных не аэродинамике, а смежной дисциплине – гидродинамике. Специалисты по численному моделированию также могут вспомнить «Эйлеровы сетки» или Эйлеровы координаты.

При изучении материала о течении жидкости и газа есть два подхода к их рассмотрению. Подход Эйлера состоит в том, что мы вводим неподвижную систему координат и сетку, состоящую из неподвижных точек (узлов). Именно в этих узлах определяются характеристики газа.

Другой подход связан с именем Лагранжа. Он предложил рассматривать изменение параметров среды в точках, движущихся вместе с потоком газа. Такие расчетные сетки называют Лагранжевыми.

Является одним из создателей кинетической теории газов. Уравнение Бернулли до сих пор используется для описания взаимосвязи между скоростью потока жидкости или газа и давлением в этом потоке. Именно по этой причине дозвуковые профили крыла имеют такие формы. Более подробно это уравнение будем рассматривать позже.

Он первый выступил с утверждением, что причиной давления газа является тепловое движение молекул.

Этот ученый более известен своими работами по химии. Но и в основе газо- и аэродинамики лежит зависимость, известная как уравнение Клапейрона – Менделеева:

Также много внимания он уделял вопросам воздухоплавания. В 1875 году он разработал проект стратостата объёмом около 3600 м³ с герметической гондолой, подразумевающий возможность подъёма в верхние слои атмосферы (первый такой полёт в стратосферу осуществлён был О. Пикаром только в 1924 году). Д. И. Менделеев также спроектировал управляемый аэростат с двигателями, т.е. один из первых проектов дирижабля.

7 августа на месте старта — пустыре на северо-западе города, близ Ямской слободы, несмотря на ранний час, собираются огромные толпы зрителей. С Д. И. Менделеевым должен был лететь пилот-аэронавт А. М. Кованько, но из-за прошедшего накануне дождя повысилась влажность, шар намок — двух человек поднять был не в состоянии. По настоянию Д. И. Менделеева его спутник вышел из корзины, предварительно прочитав учёному лекцию об управлении шаром, показав, что и как делать. Менделеев отправился в полёт в одиночестве. Это событие В. А. Гиляровский описал в оригинальной статье «Солнечное затмение под Москвой», которая была опубликована в «Русских ведомостях». Сам Менделеев впоследствии так пояснил свою решимость:

«...Немалую роль в моём решении играло... то соображение, что о нас, профессорах и вообще учёных, обыкновенно думают повсюду, что мы говорим, советуем, но практическим делом владеть не умеем, что и нам, как щедринским генералам, всегда нужен мужик, для того чтобы делать дело, а иначе у нас всё из рук валится. Мне хотелось демонстрировать, что это мнение, быть может справедливое в каких-то других отношениях, несправедливо в отношении к естествоиспытателям, которые всю жизнь проводят в лаборатории, на экскурсиях и вообще в исследованиях природы. Мы непременно должны уметь владеть практикой, и мне казалось, что это полезно демонстрировать так, чтобы всем стала когда-нибудь известна правда вместо предрассудка. Здесь же для этого представлялся отличный случай»

Экспериментатор планерист, создавший и испытавший 11 летательных аппаратов. Считается создателем науки о планеризме. Первым объяснил парящий полет.

Его планеры можно считать прообразами современных дельтапланов.

9 августа 1896 г. Лилиенталь разбился около Штельн-ам-Голленберга с высоты около 15 м из-за порыва ветра, который он не смог контролировать, а не из-за ошибки проектирования. Авария могла быть связана с тем, что Лилиенталь снова и снова пытался увеличить дальность полета, для чего ему приходилось лететь с увеличенным углом атаки и, следовательно, медленнее. Крушение Лилиенталя можно считать первой авиационной катастрофой.

Считается основателем учения о пограничном слое. При моделировании обтекания потоком воздуха любого тела принимается гипотеза «прилипания», т.е. считается, что слой воздуха, непосредственно примыкающий к поверхности тела, неподвижен относительно этой поверхности. Далее, на небольшом расстоянии от поверхности происходит переход от неподвижного состояния к основному потоку. Эта зона получила наименование «пограничный слой» Именно от поведения воздуха в этом погранслое в большой степени зависят аэродинамические характеристики обтекаемого тела.

Особенно показательно в этом смысле явление, которое назвали «внезапным изменением лобового сопротивления сферы» Прандтль в Геттингене и Эйфель в Париже измерили сопротивление сферы; Прандтль получил значение коэффициента лобового сопротивления в два раза больше, чем Эйфель. Они обменялись информацией, и один из молодых инженеров в лаборатории Прандтля сказал: «О, господин Эйфель забыл множитель 2. Он рассчитал коэффициент, относящийся к ρU², а не ½ ρU²». Это замечание каким-то образом стало известно в Париже, и престарелый Эйфель очень рассердился. Затем он провел измерения в широком диапазоне и обнаружил зависимость этого явления от режима течения в пограничном слое и общего режима обтекания тела.

Исследования Осборна Рейнольдса главным образом посвящены механике, теплообмену, электричеству, магнетизму, астрофизике, но основные его работы относились к теории турбулентности, теории динамического подобия течения вязкой жидкости и теории смазки. Формула, по которой можно рассчитать силу, действующую на тело со стороны обтекающего его потока:

Для экспериментального определения коэффициента cf используются уменьшенные копии реальных тел, которые обдуваются потоком воздуха. При этом определяется действующая на них аэродинамическая сила. Далее из приведенной формулы выражается данный коэффициент и находится его значение.

При этом мы можем попасть в описанный выше случай «внезапного изменения лобового сопротивления». Чтобы этого избежать недостаточно только геометрического подобия модели и реального объекта. Требуется еще и динамическое подобие процессов, происходящих при обтекании. Одним из критериев такого «динамического подобия» является число, названное в честь этого ученого «числом Рейнольдса».

Более подробно мы его рассмотрим позже. Пока важно запомнить, что от его значения зависит режим течения газа или жидкости в окрестности обтекаемого тела. И при этом то значение, которое соответствует изменению режима течения (критическое значение Re) не зависит от характеристик газа или жидкости.

Формулы для определения этого критерия в различных случаях могут несколько отличаться, но они всегда характеризуют отношение «сил инерции к силам вязкости». О вязкости мы будем говорить позже.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Почему вертолет да Винчи не способен подняться в воздух?

2. В чем преимущество «Аэродромической машины» М.В. Ломоносова перед воздушным шаром?

3. Будут ли различаться давления в совпадающих узлах Эйлеровой и Лагранжевой сеток.

4. Почему параметры атмосферы не подчиняются уравнению Клапейрона – Менделеева?

5. От каких параметров зависит аэродинамическая сила?

**Домашнее задание**

1. Ответьте письменно на вопрос: почему проекты Леонардо да Винчи неработоспособны.
2. Описать письменно в тетради преимущества аэродинамической машины М.В. Ломоносова перед аэростатом.

Теоретический материал:

Среди гениев эпохи Возрождения можно выделить Леонардо Да Винчи. Он предложил множество оригинальных конструкций. Некоторые мы подробнее разберем на следующем уроке. Теперь обратимся к разработкам нашего соотечественника, Михаила Васильевича Ломоносова. Среди его работ также был вертолет. Эта конструкция предназначалась для подъема на высоту не людей, а измерительных приборов.

Современная вычислительная техника не позволяет нам вести расчеты, учитывающие движение каждой молекулы вещества. Поэтому математическое моделирование связано с так называемой дискретизацией задачи. Т.е. мы учитываем только часть информации о реальном процессе. Дискретизация может проводится различными методами. Наиболее часто встречается учет параметров в ограниченном наборе точек, представляющих собой расчетную сетку.

В наше время для построения прогноза погоды используется информация, собранная в узлах как Эйлеровой (стационарные метеостанции), так и Лагранжевой сеток. Узлами последней модно считать метеозонды, запускаемые на различные высоты в атмосферу. Часть этих зондов поднимаются в стратосферу.

Существуют две основные схемы управления летательными аппаратами – это балансирная и аэродинамическая. Типичный пример балансирного управления – дельтаплан.

Встретив на своем пути преграду, поток жидкости или газа, естественно, будет перестраиваться, реагируя на ее наличие. При этом параметры потока изменятся не везде, а только в ограниченной области, получившей название «пограничный слой».

Аэродинамическая сила, действующая на обтекаемое потоком тело, зависит не только от размеров этого тела, но и от режима течения газа вокруг него. Таких основных режимов два: ламинарный и турбулентный.

**Задания к уроку**

**Практическая работа №1**

Заслушивание и обсуждение докладов учащихся:

1. Вертолет Да Винчи. Обоснование формы несущего винта.

2. Причины выбора Ломоносова между вертолетом и воздушным шаром.

3. Лагранжевы и Эйлеровы сетки. Факторы, определяющие выбор между ними.

4. Стратостаты. Почему их запускают «полуспущенными»?

5. Принцип управления дельтапланом. Как удается обойтись без рулей?

6. Пограничный слой и его влияние на обтекание тел.

7. Ламинарное и турбулентное течение. Причины смены режима.

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы

1. Химический состав атмосферы.

2. Причина понижения температуры с высотой в тропосфере.

3. Причина роста температуры с высотой в верхней стратосфере.

4. Существует ли "экологически чистое" ракетное топливо?

5. Влияние атмосферы на полет космических аппаратов.

*Тема 2.1* «Строение земной атмосферы»



Теоретический материал

До сих пор нет единого мнения о том, что считать верхней границей атмосферы. Если еще раз посмотреть на формулу аэродинамической силы, то мы увидим, что она включает комплекс из скорости полета и плотности воздуха, который принято называть скоростным напором .

Мы знаем, что плотность воздуха с высотой уменьшается. Чтобы произведение сохраняло значение при уменьшении одного множителя требуется, чтобы второй (скорость) возрастал. На некоторой высоте для этого придется лететь с первой космической скоростью. Эту границу, порядка 100 км, называют линией Кармана.

Но ее нельзя однозначно считать верхней границей атмосферы. Международная космическая станция летает на высоте порядка 350÷400 км. Периодически приходится включать двигатель и поднимать орбиту из-за торможения в очень разряженной, но влияющей на нее атмосфере.

Изменение давления с высотой практически у всех атмосферных планет подчиняется единому экспоненциальному закону , где

P0 – давление на поверхности;

h – высота;

k – индивидуальный коэффициент для каждой атмосферы.

График изменения температуры с ростом высоты индивидуален для каждой планеты и зависит, главным образом, от химического состава на данной высоте.

В случае Земли выделяют несколько слоев:

1. Тропосфера. Простирается до высоты 8 ÷ 18 км в зависимости от времени года и географической широты (меньше на полюсах и больше на экваторе). Температура в тропосфере с высотой снижается примерно на 6.5℃ на каждый километр.
2. Стратосфера. Расположена над тропосферой до высоты 50 км. Температура в нижней части (до 25 км) остается практически постоянной. Далее температура растет и на высоте около 40 км достигает 0℃. После этого она практически не меняется до высоты ~55 км.
3. Мезосфера. Простирается до высоты 90 км. Температура в ней снижается на 2.5 ÷ 3℃ на км.

Термосфера. До высоты 800 км. Температура растет до 200 ÷ 300 км. На этой высоте она примерно 1500 К. Далее остается почти постоянной.

Мы видим, что, начиная с верхней стратосферы, график скорости ветра почти повторяет график температуры воздуха. Как можно объяснить этот факт? Для этого вспомним, какую физическую величину мы называем температурой. Со времен М.В. Ломоносова в физике принята молекулярно-кинетическая теория, согласно которой температура – мера кинетической энергии частиц (атомов или молекул) вещества. Таким образом, она связана со скоростью частиц среды. В плотных нижних слоях движение атомов и молекул, преимущественно, хаотическое. Похоже, что в более разряженном воздухе начинает преобладать согласованное движение, т.е. ветер.

Дополнительным фактором, вызывающим различие этих графиков в тропосфере и нижней стратосфере может быть влияние рельефа земной поверхности.

Более подробно структура атмосферы нашей планеты изложена в специализированной литературе. Существуют общепризнанные таблицы «стандартной атмосферы», используемые в аэродинамических расчетах. В них с определенным шагом по высоте приводятся значения температуры, давления и плотности воздуха.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Теплый воздух поднимается вверх. Почему температура с высотой в тропосфере снижается?

2. С чем связан рост температуры в верхней стратосфере?

**Домашнее задание**

1. Описать письменно в тетради: Почему в атмосфере не происходит расслоение газов, обладающих различным молекулярным весом?

Теоретический материал

Формула аэродинамической силы включает комплекс из скорости полета и плотности воздуха, который принято называть скоростным напором.

Плотность воздуха с высотой уменьшается. Чтобы произведение сохраняло значение при уменьшении одного множителя требуется, чтобы второй (скорость) возрастал.

Изменение давления с высотой практически у всех атмосферных планет подчиняется единому экспоненциальному закону, где

P0 – давление на поверхности;

h – высота;

k – индивидуальный коэффициент для каждой атмосферы.

График изменения температуры с ростом высоты индивидуален для каждой планеты и зависит, главным образом, от химического состава на данной высоте.

**Задания к уроку**

Определить давление на высоте 8000 м, полагая давление на поверхности Земли равным 105 Па. Атмосферное давление уменьшается вдвое при подъеме на каждые 5500 м.

**Домашнее задание**

1. Используя решение задачи из Практической работы №2, найдите высоту горы. Атмосферное давление у подножия горы составляет 850 мм.рт.ст, а на вершине 150,5 мм.рт.ст.

Теоретический материал

Плотность воздуха с высотой уменьшается. Чтобы произведение сохраняло значение при уменьшении одного множителя требуется, чтобы второй (скорость) возрастал.

Изменение давления с высотой практически у всех атмосферных планет подчиняется единому экспоненциальному закону, где

P0 – давление на поверхности;

h – высота;

k – индивидуальный коэффициент для каждой атмосферы.

График изменения температуры с ростом высоты индивидуален для каждой планеты и зависит, главным образом, от химического состава на данной высоте.

В случае Земли выделяют несколько слоев:

1. Тропосфера. Простирается до высоты 8 ÷ 18 км в зависимости от времени года и географической широты (меньше на полюсах и больше на экваторе). Температура в тропосфере с высотой снижается примерно на 6.5℃ на каждый километр.
2. Стратосфера. Расположена над тропосферой до высоты 50 км. Температура в нижней части (до 25 км) остается практически постоянной. Далее температура растет и на высоте около 40 км достигает 0℃. После этого она практически не меняется до высоты ~55 км.
3. Мезосфера. Простирается до высоты 90 км. Температура в ней снижается на 2.5 ÷ 3℃ на км.
4. Термосфера. До высоты 800 км. Температура растет до 200 ÷ 300 км. На этой высоте она примерно 1500 К. Далее остается почти постоянной.

**Задание к уроку**

1. Найти массу слитка при плотности воздуха . В помещение объемом 54 м3 заполненное воздухом при температуре 20° внесли железный слиток, нагретый до 200°. В результате температура воздуха увеличилась до 25°.

2. Найти содержание водяного пара в воздухе при 100 % влажности. Теплоемкость сухого воздуха . Теплоемкость водяного пара . Теплоемкость воздуха при 100% влажности .

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы:

1. Природа вязкости. Отличие вязкости в газе от вязкости в жидкости.

2. Теплоемкость, ее физический смысл и взаимосвязь с другими параметрами газа.

3. Теплопроводность, Ее зависимость от плотности вещетсва.

4. Энтальпия. Ее физический смысл.

5. Термоусадка материалов.

*Тема 2.2* «Воздух и его основные параметры»



Теоретический материал

О некоторых свойствах воздуха мы упоминали в предыдущем параграфе применительно к атмосфере Земли. Теперь рассмотрим его подробнее.

По своему химическому составу воздух представляет собой смесь большого числа различных газов. Принято считать, что 78% его объема составляет азот, 21 – кислород. На долю остальных приходится лишь 1%. Поэтому в большинстве практических случаев воздух можно рассматривать как азотно-кислородную смесь, содержащую небольшую долю водяного пара и углекислого газа.

Рассмотрим основные параметры, описывающие жидкости и газы вообще и воздух в частности.

Теплоемкость. Показывает сколько энергии надо передать газу для повышения его температуры на 1К. В отличие от твердых веществ и жидкостей у газов значение потребной энергии зависит от условий нагрева. Различают теплоемкость при постоянном давлении (Cp) и постоянном объеме (Cv). Значения связаны между собой соотношением Cp = Cv + R, где R – универсальная газовая постоянная. Помимо этого теплоемкость воздуха зависит от давления, температуры и влажности. Для нормальных условий (ГОСТ 2939-63) принимается значение

График зависимости теплоемкости от температуры приведен на слайде. Мы видим, что теплоемкость в зоне отрицательных температур снижается, в районе 0°С имеет минимум, а потом растет. С чем это связано? Как уже говорилось ранее, температура – мера кинетической энергии атомов и молекул. Чем выше эта скорость, тем труднее дальнейший разгон и тем больше энергии он требует. Ситуация в чем-то аналогичная «световому барьеру».

Хоть раз в жизни каждому приходилось обжигаться. От какой физической величины зависит получение или неполучение ожога? Сразу вспоминается температура. Но, входя в нагретую до 100° парилку или сауну, мы ожога не получаем, а опустив руку в нагретую до той же температуры воду получим гарантировано. Физическая величина, определяющая получение ожога – энтальпия или теплосодержание вещества. Она определяется как произведение теплоемкости и температуры.

Вязкость. Способность жидкости или газа (воздуха) оказывать сопротивление перемещению одной части относительно другой. Наиболее показательный пример – если на растопленный гудрон или битум положить доску и попытаться сдвинуть ее в сторону, то гудрон будет оказывать тем большее сопротивление, чем он холоднее. Из этого следует, что вязкость жидкостей с увеличением температуры уменьшается. Вязкость в газах с ростом температуры наоборот растет. Соответствующие графики приведены в левой части слайда. Это объясняется разной природой вязкости в жидкости и в газе.

В жидкости причина вязкости – взаимное притяжение молекул, оказавшихся в соседних слоях. Чем медленнее эти молекулы движутся, тем ближе они расположены и с большей силой взаимодействуют.

Сила вязкого трения F, действующая на жидкость, пропорциональна скорости относительного движения *v* тел и площади «перекрытия» *S* и обратно пропорциональна расстоянию между плоскостями *h*. Это проиллюстрировано рисунком в правой части слайда. Коэффициент такой пропорциональности *μ* получил наименование «динамическая вязкость»:

Данная формула была предложена И. Ньютоном в 1687 году. Разделив динамическую вязкость на плотность газа или жидкости, получим кинематическую вязкость:

Первопричина вязкости в газе – перенос энергии молекулами, переходящими из слоя в слой. Чем быстрее движутся молекулы, тем больше такой перенос.

В повседневной жизни мы не всегда способны различать вязкость и твердость. Например, вдавливая канцелярскую кнопку в доску, мы преодолеваем силу, обусловленную твердостью или вязкостью древесины?

Процесс теплового расширения характерен для всех веществ, независимо от их агрегатного состояния. В большинстве практических задач коэффициент теплового расширения, показывающий во сколько раз увеличится объем газа или жидкости при его нагреве на 1К, можно считать константой, индивидуальной для каждого вещества.

Этот коэффициент не зависит от того, растет температура или уменьшается. Т.е. если при нагреве от начальной до конечной температуры условный линейный размер увеличивается от начального до конечного значения, то при остывании до начальной температуры он должен вернуться к начальному значению.

В физике известен процесс, противоречащий этому закону. Он получил название «термоусадка». Состоит он в том, что остывая, тело не возвращается к исходной геометрии а продолжает сжиматься дальше. Таким образом натягивают полимерные пленки на каркасе или изолирующие и соединяющие трубки. На чем основано это явление?

Рассмотрим на примере поперечного сечения пленки. Первоначально пленка закрепляется с небольшим провисанием (контур L0). В процессе нагрева провисание увеличивается до линии LT. Процесс терморасширения при остывании должен вернуть пленку в положение L0, но пленка оказывается в положении Lk, т.е. натянутой. Почему?

Дело в том, что при нагреве пленка переходит в состояние вязкой жидкости и начинает действовать сила поверхностного натяжения. Она приводит к уменьшению длины и ширины пленки. Толщина при этом возрастает, оставляя объем пленки неизменным. Таким образом, вместо положения LT. пленка принимает положение Ly, остывая из которого, она натягивается.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. При увеличении влажности воздуха его теплоемкость будет расти или уменьшаться?
2. С чем связано различие зависимости вязкости от температуры для жидкости и газа?

**Домашнее задание**

1. Ответить письменно на вопросы:

1. От чего зависит сила аэродинамического сопротивления?

2. Почему внутренний диаметр кольца увеличивается при нагревании?



Во время занятия проводится контроль знаний учащихся в виде тестирования по темам "Введение в аэродинамику" и "Земная атмосфера".

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы:

1. Подъемная сила аэростата.

2. Преимущества и недостатки вертикального старта ракет.

2. Автожир. Его преимущества и недостатки.

3. Дирижабль и подводная лодка. Конструктивные сходства и различия.

*Тема 3.1* «Способы создания подъемной силы»



Теоретический материал

Роль подъемной силы в этом случае выполняет сила Архимеда. Соответствующие летательные аппараты получили наименование «аэростат». Различают управляемые аэростаты (дирижабли), содержащие двигатели, позволяющие совершать горизонтальное движение относительно окружающего воздуха, и неуправляемые, способные маневрировать только по высоте.

Из закона Архимеда следует, что подъемная сила аэростата зависит от соотношения средних плотностей аппарата и среды. Поскольку плотность – это отношение массы тела к объему, управлять средней плотностью можно изменяя либо объем аппарата, либо его массу.

Для изменения объема аппарат должен содержать в своем составе эластичную оболочку, заполняемую из бортовых баллонов легким газом (водородом или гелием). Перекачивая газ из баллонов в оболочку можно увеличивать объем аппарата, а наоборот – уменьшать. В случае жесткой внешней оболочки внутренний объем разделяют на две части. Одна из них заполняется легким несущим газом, вторая – балластным (воздухом). Изменяя соотношение между этими объемами управляют высотой полета.

Если заполнение оболочки можно обеспечить за счет запаса давления в баллонах, то обратный процесс потребует наличия на борту специального компрессора. Поэтому такой метод используется крайне редко. Чаще сброс газа из оболочки производится в атмосферу, что ограничивает число циклов «подъем – спуск».

Типичный пример аппарата переменной массы – тепловой воздушный шар, «Монгольфьер». В этом случае объем аппарата остается практически постоянным, но меняется его масса за счет изменения плотности наполняющего оболочку воздуха. Для изменения плотности используется явление теплового расширения газа. При нагреве воздуха внутри открытой снизу оболочки часть его выходит из внутреннего объема и масса аппарата уменьшается.

Для нагрева в наше время используется газовая горелка. Создатели такого летательного аппарата, братья Жозеф и Этьен Монгольфье, использовали жаровню, на которой жгли твердое топливо. Первоначально это была смесь соломы и овечьей шерсти.

Почему не используются электронагреватели? Самый опасный момент полета – посадка воздушного шара, когда требуется погасить вертикальную скорость. Это можно сделать с помощью либо быстрого нагрева воздуха, либо с помощью сброса балласта. Электронагреватель соответствующего кратковременного увеличения мощности не обеспечивает, а взятие на борт дополнительного балласта уменьшает полезную нагрузку аэростата.

При длительном отсутствии подогрева монгольфьер начинает постепенно снижаться. Для ускорения этого процесса в его верхней точке устанавливают специальный клапан, позволяющий не дожидаться остывания, а сбросить часть нагретого воздуха.

Второй способ создания подъемной силы основан на способности воздуха оказывать давление на поверхность, препятствующую его движению.Подъемная сила возникает вследствие обтекания тела особой формы воздушным потоком. Для поддержания полета этим аппаратам требуется наличие частей, постоянно перемещающихся в воздухе. Такими частями могут быть воздушные винты, лопатки компрессора и турбины реактивного двигателя либо весь аппарат целиком (движение планера).

Возникающая при этом аэродинамическая сила зависит от размеров тела (площадь миделя), плотности и скорости движения воздушного потока (скоростной напор), формы и режима обтекания тела (коэффициент аэродинамической силы). При этом наибольшим сопротивлением (cx = 1.2) обладает плоская пластина, перпендикулярная к вектору скорости потока.

Здесь подъемной силой является проекция на вертикальную ось силы тяги реактивного или ракетного двигателя. Некоторые авторы исключают этот принцип, говоря, что это все-таки не подъемная сила, а часть силы тяги. Аппараты, использующие данный принцип – ракеты и реактивные снаряды.

Первые зенитные ракеты стартовали с наклонной направляющей, развернутой в сторону цели. Из-за малого начального угла возвышения θ такой запуск требовал на начальном участке значительно большей силы тяги. Для этого применялась первая ступень в виде порохового ускорителя большой мощности. Это предъявляло к конструкции ракеты повышенные прочностные требования, из-за чего впоследствии от наклонного старта больших ракет отказались. В наше время он используется только для ракет малой стартовой массы, например, переносных зенитных и противотанковых.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. С чем была связана необходимость наклонного старта первых зенитных ракет?
2. Для чего нужны баллонеты в жестких дирижаблях?
3. Почему коэффициент аэродинамического сопротивления плоской пластины больше 1?

**Домашнее задание**

1. Рассчитать объем оболочки монгольфьера массой 200 кг, чтобы он оторвался от земли при нагреве воздуха от 20ºС до 100ºС. Коэффициент теплового расширения воздуха ß = 3,665 \* 10-3 К-1. В качестве начальной плотности воздуха принять 1 кг/м3

Теоретический материал

Из закона Архимеда следует, что подъемная сила аэростата зависит от соотношения средних плотностей аппарата и среды. Поскольку плотность – это отношение массы тела к объему, управлять средней плотностью можно изменяя либо объем аппарата, либо его массу.

Для изменения объема аппарат должен содержать в своем составе эластичную оболочку, заполняемую из бортовых баллонов легким газом (водородом или гелием).

Если заполнение оболочки можно обеспечить за счет запаса давления в баллонах, то обратный процесс потребует наличия на борту специального компрессора.

Аэродинамическая сила зависит от размеров тела (площадь миделя), плотности и скорости движения воздушного потока (скоростной напор), формы и режима обтекания тела (коэффициент аэродинамической силы).

**Задания к уроку**

Рассчитать скорость воздушного потока, если плоскость массой 10 кг и площадью 1 м2, установленная под углом к потоку 5º, поднимется в воздух? Коэффициент аэродинамической силы принять равным 1.2, плотность воздуха – 1 кг/м3.

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы:

1. Полет безмоторного планера.

2. Аэродинамическое качество.

*Тема 3.2* «Обтекание плоского крыла воздушным потоком. Угол атаки. Силы, действующие на летательный аппарат»



Теоретический материал

Все силы, с которыми имеет дело физика, можно условно разделить на сосредоточенные и распределенные. Чтобы понять отличие между ними, представим себе тело, на которое действует сила. Будем мысленно «отрезать» от тела его части. Если в процессе этого сила начнет уменьшаться пропорционально отрезанным частям, то такую силу называют распределенной. Сила, не зависящая от изменения состава тела, называется сосредоточенной.

Это деление условно. Представим себе тело, прикрепленное к поверхности с одной стороны и соединенное с растянутой пружиной с другой. Если мы будем отсекать части груза, сила натяжения пружины не изменится. Поэтому для груза сила натяжения пружины – сосредоточенная. Для самой же пружины эта сила является распределенной, т.к. она будет меняться при укорачивании пружины.

Все силы, с которыми предстоит иметь дело нам – распределенные. Они, в свою очередь, подразделяются на объемно-массовые (вес и инерциальные) и поверхностные (аэродинамические).

Как работать с силой, имеющей различные значения во всех точках тела? В большинстве задач такие силы можно заменить равнодействующей, представляющей собой векторную сумму значений во всех точках тела или его поверхности. Алгоритм определения равнодействующей может быть достаточно сложен и требовать компьютерных вычислений, но мы будем рассматривать простейшие случаи.

Кроме модуля и направления равнодействующих имеют большое значение точки их приложения. Эти точки называются «центр масс» (центр тяжести) для объемно-массовых сил и «центр давления» для поверхностных.

Все свои развороты летательный аппарат, как и любое свободное тело, совершает вокруг своего центра масс. Равновесие достигается тогда, когда вектор скорости набегающего потока направлен вдоль прямой, проходящей через оба этих центра, причем от центра масс к центру давления. В этом случае плечо момента L становится нулевым.

Таким образом, большую часть задачи управления летательным аппаратом можно свести к изменению взаимного положения центра масс и центра давления. При этом если смещается главным образом центр масс, то управление называют балансирным, а если центр давления – аэродинамическим.

Как мы уже говорили на первом занятии, Воздушный поток оказывает давление на преграду, направленное в каждой точке перпендикулярно ее поверхности. Равнодействующую сил этого давления разложим на две составляющие, получившие названия подъемной силы (Fy) и лобового сопротивления (Fx). Соотношение между ними получило название аэродинамического качества.

Его значение зависит от угла α, под которым поток обтекает нашу плоскость. Этот угол получил наименование «угол атаки».

Помимо аэродинамических сил, на аппарат также действует вес и (в случае наличия) тяга двигателя. Рассмотрим схему расположения данных сил. Выше мы говорили, что скорость потока направлена от центра масс к центру давления. Это означает, что для устойчивого равновесия центр масс должен быть впереди центра давления. С учетом этого строим схему приложения сил для прямолинейного горизонтального полета (mg – вес, Fт – приложенная в центре давления сила тяги двигателя, Fx и Fy – компоненты аэродинамической силы). В результате видим, что такая система сил при нулевой равнодействующей создает момент, опускающий нос самолета.

Чтобы избежать такой ситуации требуется дополнительная сила, либо поднимающая нос, либо опускающая хвост. Для ее создания служит горизонтальное оперение, расположенное в хвосте (классическая схема) или в носу (схема «утка»).

С точки зрения прочности схема «утка» выгоднее, т.к. создает меньше поперечных нагрузок на конструкцию. Но она используется редко ввиду дополнительных проблем с аэродинамикой, к которым вернемся позже.

Безмоторные аппараты (планеры) не имеют собственного источника тяги. Вместо этого они используют в качестве тяги составляющую подъемной силы, направленную вперед. Для этого планер должен постоянно снижаться относительно окружающего его воздуха.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Как аэродинамическое качество зависит от угла атаки?
2. Что позволяет планеру не терять высоту в полете?
3. Можно ли обойтись без хвостового оперения?

**Домашнее задание**

1. Письменно в тетради объяснить зависимость аэродинамического качества от угла атаки.

Теоретический материал

Воздушный поток оказывает давление на преграду, направленное в каждой точке перпендикулярно ее поверхности. Равнодействующую сил этого давления разложим на две составляющие, получившие названия подъемной силы (Fy) и лобового сопротивления (Fx). Соотношение между ними получило название аэродинамического качества.

Его значение зависит от угла α, под которым поток обтекает нашу плоскость. Этот угол получил наименование «угол атаки».

Помимо аэродинамических сил, на аппарат также действует вес и (в случае наличия) тяга двигателя. Скорость потока направлена от центра масс к центру давления. Это означает, что для устойчивого равновесия центр масс должен быть впереди центра давления. С учетом этого строим схему приложения сил для прямолинейного горизонтального полета (mg – вес, Fт – приложенная в центре давления сила тяги двигателя, Fx и Fy – компоненты аэродинамической силы). В результате видим, что такая система сил при нулевой равнодействующей создает момент, опускающий нос самолета.

Чтобы избежать такой ситуации требуется дополнительная сила, либо поднимающая нос, либо опускающая хвост. Для ее создания служит горизонтальное оперение, расположенное в хвосте (классическая схема) или в носу (схема «утка»).

С точки зрения прочности схема «утка» выгоднее, т.к. создает меньше поперечных нагрузок на конструкцию. Но она используется редко ввиду дополнительных проблем с аэродинамикой.

Безмоторные аппараты (планеры) не имеют собственного источника тяги. Вместо этого они используют в качестве тяги составляющую подъемной силы, направленную вперед. Для этого планер должен постоянно снижаться относительно окружающего его воздуха.

**Задания к уроку**

1. Найти площадь миделя цилиндра диаметром 2м и длиной 10м, обтекаемого потоком при угле атаки 15°.

2. Найдите подъемную силу плоского треугольного крыла с размахом 10 и корневой хордой 2 метра при ламинарном режиме обтекания с углом атаки 5°. Скорость воздушного потока 20 м/с. Коэффициент аэродинамического сопротивления плоской пластины при угле атаки 90° равен 1.2, плотность воздуха 1.2 кг/м3.

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на тему:

1. Уравнение неразрывности и его применение.

2. Живое сечение потока.

*Тема 3.3* «Закон Бернулли»



Теоретический материал

Как мы уже упоминали, Даниил Бернулли считается первым ученым, объяснившим давление газа хаотическим тепловым движением его молекул. Это проиллюстрировано на верхнем рисунке.

Если это так, то при появлении движущегося потока у границы тела часть молекул газа в границу вообще не попадут, а та часть, что все-таки ударится о поверхность тела, передаст ему меньший импульс, т.к. проекция скорости этих молекул, перпендикулярная поверхности тела, уменьшится. Такая ситуация представлена на нижнем рисунке. Здесь крайняя правая частица не сталкивается со стенкой вообще, а для остальных уменьшается угол столкновения.

Сам поток в пределе можно представить как набор отдельных, не пересекающихся струй, которые принято именовать «трубками тока». При этом касательная к любой точке поверхности такой трубки совпадает по направлению с вектором скорости частицы, находящейся в этой точке. Таким образом проекция скорости частицы на прямую, перпендикулярную поверхности трубки тока, равна нулю.

Для оценивания энергетических характеристик потока часто используют понятие «секундный расход» газа или жидкости. Им зазывают массу или объем вещества (соответственно говорят о массовом или объемном расходе), проходящий за секунду через полное сечение потока. Под полным сечением подразумевается сечение такой поверхностью, которая один раз пересекает любую трубку тока.

Так на приведенном слайде полным является только сечение 2 – 2, т.к. для сечения 1 – 1 существуют трубки тока, которые оно не пересекает (2 левые вертикальные трубы), а сечение 3 – 3 некоторые трубки тока пересекает трижды.

Давайте построим еще варианты полного сечения потока.

Уравнение неразрывности утверждает, что через любое полное сечение потока за равные промежутки времени проходят равные массы вещества. Данные массы условно обозначены прямоугольниками, длины которых пропорциональны скорости потока в соответствующем сечении. Уравнение справедливо только для стационарного процесса, т.е. такого, при котором параметры потока не зависят от времени.

Допустим, что изображенный на слайде конфузор – часть газопровода, по которому перекачивается газ. При увеличении давления на входе газ будет сжиматься, его плотность и внутреннее давление возрастать (это не всегда так, что будет рассматриваться на следующем занятии). Это означает, что через входное сечение пройдет больше газа, чем через выходное (m1 > m2). Картина, реализуемая при сбросе входного давления, будет сложнее, т.к. может возникнуть обратное течение, но исходное равенство не выполняется и в этом случае.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Почему с ростом скорости потока давление на стенку уменьшается?
2. Почему уравнение неразрывности неприменимо для неустановившегося потока газа?

**Домашнее задание**

1. Выучить закон Паскаля.
2. Подготовить доклад на тему "Трубка Пито-Прандтля. Когда она необходима?"

Теоретический материал

Таким образом, чем выше скорость потока, тем меньшее давление он оказывает на «боковую» поверхность. Обобщением этого правила является закон Бернулли, который можно считать формой записи закона сохранения энергии для движущегося потока жидкости или газа. Соответствующее уравнение можно записать в различных видах. Мы запишем его в виде, представленном на экране.

Данное уравнение соблюдается вдоль каждой трубки тока. Смысл переменных в нем представлен на экране.

Первое слагаемое используется в случае наклонно расположенного течения и отражает разницу высот сечений, для которых записано уравнение; второе является аналогом потенциальной энергии движущейся среды, а третье – кинетической энергии движения потока.

Уравнение в целом можно рассматривать как форму записи закона сохранения механической энергии в потоке.

Размерность всех трех слагаемых – метр. Значит, их можно измерить с помощью линейки. Посмотрим, как можно это сделать. Обычно в лабораторных условиях для этого используется так называемая «трубка Вентури». Это труба переменного сечения. Поскольку в данном случае она расположена горизонтально, то z = const и ее можно из рассмотрения исключить. При сжатии дозвукового потока его скорость возрастает. При постоянном первом слагаемом и возрастающем третьем второе должно уменьшаться, что и демонстрируют уровни жидкости в вертикальных трубках.

Такие, расположенные перпендикулярно скорости потока, трубки принято называть пьезометрами, а соответствующий уровень жидкости в них – пьезометрическим напором. В уравнении Бернулли ему соответствует второй член: .

Аналогичное уравнение можно применять и в авиации для определения «воздушной» скорости самолета. Для этого используют специальный приемник воздушного давления, именуемый «трубкой Пито - Прандтля». Его отличие от современных трубок Вентури в том, что здесь, помимо боковой трубки «пьезометра» есть отверстие, развернутое против потока, так называемая «трубка полного напора».

Это отверстие позволяет определить величину, соответствующую сумме двух последних слагаемых:.

Таким образом, для иллюстрации величины скоростного напора можно использовать стеклянную трубку, нижний срез которой соединен с трубкой полного напора, а верхний – с пьезометрической трубкой. При этом уровень жидкости в такой трубке будет соответствовать величине скоростного напора.

При аэродинамическом управлении эффективность рулей зависит от величины скоростного напора. Поэтому для определения требуемого угла отклонения руля надо учитывать данную величину. Если полет протекает на фиксированной высоте, Табличное значение плотности воздуха постоянно и его можно учесть без использования трубки Пито – Прандтля.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Для чего требуется определять скоростной напор?
2. Нужна ли трубка Пито-Прандтля в горизонтальном полете?

**Домашнее задание**

1. Применимо ли уравнение неразрывности для описания движения несжимаемой жидкости?

Теоретический материал

Чем выше скорость потока, тем меньшее давление он оказывает на «боковую» поверхность. Обобщением этого правила является закон Бернулли, который можно считать формой записи закона сохранения энергии для движущегося потока жидкости или газа.

Уравнение в целом можно рассматривать как форму записи закона сохранения механической энергии в потоке.

Размерность всех трех слагаемых – метр. Значит, их можно измерить с помощью линейки.

Обычно в лабораторных условиях для этого используется так называемая «трубка Вентури». Это труба переменного сечения. Поскольку в данном случае она расположена горизонтально, то z = const и ее можно из рассмотрения исключить. При сжатии дозвукового потока его скорость возрастает. При постоянном первом слагаемом и возрастающем третьем второе должно уменьшаться, что и демонстрируют уровни жидкости в вертикальных трубках.

Такие, расположенные перпендикулярно скорости потока, трубки принято называть пьезометрами, а соответствующий уровень жидкости в них – пьезометрическим напором. В уравнении Бернулли ему соответствует второй член: .

Аналогичное уравнение можно применять и в авиации для определения «воздушной» скорости самолета. Для этого используют специальный приемник воздушного давления, именуемый «трубкой Пито - Прандтля». Его отличие от современных трубок Вентури в том, что здесь, помимо боковой трубки «пьезометра» есть отверстие, развернутое против потока, так называемая «трубка полного напора».

Это отверстие позволяет определить величину, соответствующую сумме двух последних слагаемых:.

При аэродинамическом управлении эффективность рулей зависит от величины скоростного напора. Поэтому для определения требуемого угла отклонения руля надо учитывать данную величину. Если полет протекает на фиксированной высоте, Табличное значение плотности воздуха постоянно и его можно учесть без использования трубки Пито – Прандтля.

**Задания к уроку**

Задача 1. Определить скорость в узком сечении трубопровода, если по горизонтальному трубопроводу переменного сечения движется жидкость (рис.1), плотность которой ρж = 700 кг/м3. Диаметр в широком сечении трубопровода *d1* = 5 см, а в узком *d*2 = 2 см, разность уровней в дифференциальном манометре, заполненном глицерином с плотностью ρг = 1250 кг/м3, составляет *h*= 28 см.

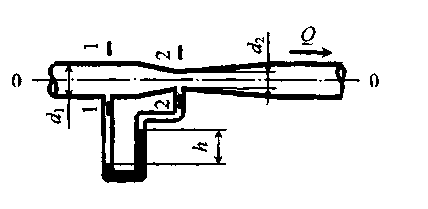


Рис.1

Задача 2. Определить расход *Q* и давление воды в сечении *х-х* сифонного трубопровода (рис. 2), пренебрегая потерями напора. Верхняя точка оси трубопровода расположена выше уровня воды в резервуаре на *Н =* 1 м, а нижняя - ниже на *h =* 3 м. Внутренний диаметр трубопровода *d =* 20 мм.

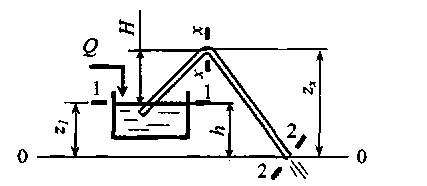


Рис. 2

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на тему:

1. Основное предназначение законцовки крыла.

2. Преимущество профилированного крыла перед плоским.

3. Элементы механизации крыла.

*Тема 3.4* «Обтекание воздушным потоком твердых тел различной формы. Симметричное и несимметричное обтекание»



Теоретический материал

Из сформулированных раннее уравнений Бернулли и неразрывности следует, что разогнать дозвуковой поток до большей скорости можно не только уменьшая его сечение (трубка Вентури), но и увеличивая длину траектории. Если над крылом воздушный поток будет двигаться быстрее, чем под ним, то давление сверху уменьшится и эта разность давлений создаст подъемную силу даже при нулевом или отрицательном угле атаки.

Поэтому профили крыла дозвуковых самолетов имеют такой вид. Большинство из них несимметричны. Если соединить вертикальными отрезками верхний и нижний обвод профиля и построить линию, состоящую из центральных точек таких отрезков, то получим «среднюю линию профиля» чем сильнее она отклоняется от прямой (хорды), тем большей кривизной обладает профиль. Рост кривизны приводит к росту аэродинамической силы, соответственно и подъемной силы и лобового сопротивления.

Сами профили для дозвуковых летательных аппаратов разделяют на приведенные здесь.

1. Вогнуто-выпуклые обладают максимальной подъемной силой. Используются в тяжелых транспортных самолетах. Минус такого профиля – более высокое лобовое сопротивление.
2. Плоско-выпуклые предназначены для полета на малых высотах, в режиме так-называемого «аэродинамического экрана. Такие аппараты будем рассматривать позже.
3. S-образные профили обладают интересной особенностью. При увеличении угла атаки они «меняют кривизну» на обратную, что приводит к уменьшению этого угла. Они используются на аппаратах типа «летающее крыло».
4. Симметричные профили образуют подъемную силу только за счет угла атаки. В этом они аналогичны плоскому крылу. Их достоинство состоит в том, что они позволяют долгое время летать в перевернутом положении – «вверх ногами». Соответственно используются в пилотажных самолетах и авиамоделях.

Как уже отмечалось, подъемная сила возникает из-за разности давления над и под крылом. Но разность (градиент) давления всегда вызывает воздушный поток, уменьшающий ее. Уменьшение данного градиента, в нашем случае, вызовет уменьшение подъемной силы.

Если перетеканию через переднюю и заднюю кромки препятствует сам набегающий поток воздуха, то через внешний край воздух проходит свободно. Это приводит к образованию так называемого «концевого вихря». На взлете и посадке вихрь поднимает пыль с земли и становится хорошо виден на фото. Помимо ущерба подъемной силе данного самолета, он представляет опасность для рискующих в него попасть других летательных аппаратов. В серии фильмов «Расследование авиакатастроф» был сюжет о небольшом частном самолете, на посадке попавшем в концевой вихрь от крупного Боинга, что привело к гибели всех на его борту.

Для препятствия образованию такого вихря и предназначена законцовка - винглет. Она должна иметь симметричный профиль и высоту, достаточную для выравнивания давления слева и справа от нее. Это не выгодно с точки зрения аэродинамических потерь. Поэтому винглет делают таким, чтобы потери на образование вихря не перекрывались потерями на дополнительное лобовое сопротивление самого винглета.

Есть другой способ уменьшить потери, обусловленные образованием концевого вихря. Как мы видели, вихрь заполняет конический объем с вершиной во внешней точке передней кромки. Слева светлым тоном выделена зона крыла, попадающая под воздействие вихря.

Если «убрать» крыло из этой зоны, т.е. придать ему форму, приведенную справа, то потери подъемной силы за счет вихря можно значительно уменьшить. Это решение не так распространено, как винглет. Причина большей распространенности винглета в том, что с его помощью можно уменьшить сам вихрь и, соответственно, опасность для других летательных аппаратов при малом интервале между ними, т.е. при взлете и посадке.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. В чем состоит опасность концевого вихря?
2. Почему винглет не исключает образование концевого вихря?

**Домашнее задание**

1. Письменно в тетради ответить на вопрос: Для чего используются симметричные профили?

Теоретический материал

Если первым авиаконструкторам приходилось решать сложную задачу оптимизации, т.е. думать над тем, насколько можно позволить себе увеличить подъемную силу, чтобы не сильно выросло лобовое сопротивление, то сейчас эта задача решается более изящным способом.

Научились строить крылья с изменяемой кривизной профиля. При взлете и посадке кривизну увеличивают, получая рост подъемной силы, а при крейсерском полете уменьшают, уменьшая лобовое сопротивление на высоких скоростях.

Для этого используется «механизация крыла». Элементы, временно увеличивающие кривизну – это закрылки и предкрылки, опускаемые вниз, и интерцепторы – щитки, поднимаемые вверх.Все эти элементы на левой и правой половине крыла работают синхронно.

Для управления по крену имеются асинхронно работающие элероны. Когда на правом полукрыле они поднимаются вверх, на левом они опускаются вниз и наоборот.

На слайде приведен «полный вариант» механизации. При проектировании некоторых типов самолетов ресурса такой механизации может не хватать.

Данный элемент механизации крыла отличается от обычного закрылка тем, что при выпуске изменяет не только кривизну профиля, но и «ширину» - хорду крыла. Мы видим, что здесь представлены два независимых щитка, при уборке частично заходящие друг под друга. Такой закрылок называют двущелевым. Еще большее распространение получили трехщелевые закрылки.

Щелевые предкрылки позволяют дополнительно управлять воздушным потоком над крылом. При полете на крейсерском режиме они плотно прилегают к крылу, уменьшая лобовое сопротивление.

При переходе на большие углы атаки предкрылки «выпускаются» разбивая поток перед крылом на две части. Их дальнейшее взаимодействие позволяет дополнительно «прижать» поток к крылу, увеличивая зону ламинарности и уменьшая зону турбулентности, приводящую к отрыву потока.

Выпуском предкрылков могут управлять пилоты, а могут они выпускаться самостоятельно, реагируя на изменение (градиент) давления над крылом.

С этой проблемой столкнулись конструкторы истребителей ОКБ им. П.О. Сухого. Площади элеронов для эффективного управления по крену самолету не хватало, а пространства, за счет которого ее можно было бы увеличить, на крыле не было. Тогда было принято уже известное в то время решение: объединить в одном элементе функции элерона и закрылка. Так на Су-27 появились флапероны.

С другой проблемой сталкиваются проектировщики аппаратов по схеме «летающее крыло». Поскольку горизонтальное оперение у этой компоновочной схемы отсутствует, приходится сочетать в одной плоскости функции элерона и руля высоты. Такой орган управления получил название «элевон».

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Для чего нужны предкрылки?
2. В каких случаях используются флапероны?

**Домашнее задание**

1. Ответьте письменно на вопрос: в чем преимущество закрылка Фаулера перед обычным?

Теоретический материал

Из сформулированных раннее уравнений Бернулли и неразрывности следует, что разогнать дозвуковой поток до большей скорости можно не только уменьшая его сечение (трубка Вентури), но и увеличивая длину траектории. Если над крылом воздушный поток будет двигаться быстрее, чем под ним, то давление сверху уменьшится и эта разность давлений создаст подъемную силу даже при нулевом или отрицательном угле атаки.

Профили для дозвуковых летательных аппаратов разделяют на:

1. Вогнуто-выпуклые.

Обладают максимальной подъемной силой. Используются в тяжелых транспортных самолетах. Минус такого профиля – более высокое лобовое сопротивление.

1. Плоско-выпуклые.

Предназначены для полета на малых высотах, в режиме так-называемого «аэродинамического экрана".

1. S-образные профили.

Обладают интересной особенностью. При увеличении угла атаки они «меняют кривизну» на обратную, что приводит к уменьшению этого угла. Они используются на аппаратах типа «летающее крыло».

1. Симметричные профили.

Образуют подъемную силу только за счет угла атаки. В этом они аналогичны плоскому крылу. Их достоинство состоит в том, что они позволяют долгое время летать в перевернутом положении – «вверх ногами». Соответственно используются в пилотажных самолетах и авиамоделях.

Если первым авиаконструкторам приходилось решать сложную задачу оптимизации, т.е. думать над тем, насколько можно позволить себе увеличить подъемную силу, чтобы не сильно выросло лобовое сопротивление, то сейчас эта задача решается более изящным способом.

Научились строить крылья с изменяемой кривизной профиля. При взлете и посадке кривизну увеличивают, получая рост подъемной силы, а при крейсерском полете уменьшают, уменьшая лобовое сопротивление на высоких скоростях.

"Полный вариант" механизации крыла отличается от обычного закрылка тем, что при выпуске изменяет не только кривизну профиля, но и «ширину» - хорду крыла.

Щелевые предкрылки позволяют дополнительно управлять воздушным потоком над крылом. При полете на крейсерском режиме они плотно прилегают к крылу, уменьшая лобовое сопротивление.

При переходе на большие углы атаки предкрылки «выпускаются» разбивая поток перед крылом на две части. Их дальнейшее взаимодействие позволяет дополнительно «прижать» поток к крылу, увеличивая зону ламинарности и уменьшая зону турбулентности, приводящую к отрыву потока.

**Задания к уроку**

Задача 1. Оценить подъемную силу прямоугольного крыла площадью 10 м2, профиль которого представляет собой верхнюю половину эллипса с габаритными размерами 2 х 0.2 м. Угол атаки 0°, скорость потока 20 м/с, плотность воздуха 1.2 кг/м3.

Задача 2. Найти кривизну профиля, заданного таблицей.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| X, % | 0 | 2,5 | 5 | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 90 | 100 |
| Yв, % | 0 | +2,74 | +3,94 | +5,48 | +7,00 | +7,55 | +7,29 | +6,52 | +5,52 | +4,28 | +2,90 | +1,45 | 0 |
| Yн, % | 0 | -0,866 | -1,26 | -1,77 | -2,33 | -2,61 | -2,63 | -2,51 | -2,29 | -1,93 | -1,48 | -0,91 | 0 |

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы:

1. Динамические критерии подобия.

2. Причина перехода ламинарного течения в турбулентное.

***Тема 3.5* «Динамические критерии подобия. Число Рейнольдса»**



Теоретический материал

При моделировании режимов обтекания тел принимается так называемая «гипотеза прилипания», т.е. считается, что частицы, непосредственно примыкающие к поверхности тела, относительно этой поверхности неподвижны. Далее, в слое сравнительно небольшой толщины, получившем название «пограничный слой», скорость частиц возрастает до скорости основного потока. Аэродинамические характеристики во многом определяются процессами, происходящими именно в этом слое. Мы уже упоминали этот слой, когда говорили о Людвиге Прандтле.

Представим себя частицей этого слоя. Достаточно приемлемая аналогия – мы находимся в плотной движущейся толпе. Справа от нас люди идут медленнее, а слева – быстрее. При отсутствии «зазоров» нас, естественно, начнет «закручивать» слева направо. Препятствовать такому вращению будут люди впереди и позади нас, т.е. находящиеся в нашем «слое».

Пока такое вращение частиц не началось, движение жидкости или газа можно описать как состоящее из отдельных слоев. Такое движение принято называть «ламинарным». Зависимость скорости движения частиц от расстояния до поверхности в этом случае приемлемо описывается параболическим законом.

После того, как произошло «закручивание» частиц, поток становится «турбулентным». В любом турбулентном потоке сохраняется ламинарная часть погранслоя, но ее толщина уменьшается и в пределе стремиться к нулю.

Как мы уже говорили ранее, для того, чтобы результаты аэродинамического эксперимента можно было «пересчитать» с модели на реальный аппарат, их обтекание должно быть подобным. Помимо геометрического подобия, заключающегося в том, что форма исследуемой модели должна в масштабе повторять форму реального аппарата, должно соблюдаться и динамическое подобие, т.е. поток, обтекающий модель, должен быть эквивалентен потоку, обтекающему реальный аппарат.

Для обеспечения этого подобия требуется, чтобы некоторые соотношения между параметрами обоих потоков сохранялись. Одним из таких параметров является характеризующее отношение сил инерции к силам вязкости число Рейнольдса. Соответственно в числителе приведенной дроби стоят параметры, характеризующие инерциальные силы (плотность и скорость потока), а в знаменателе коэффициенты динамической или кинематической вязкости.

Именно критическое значение этого числа определяет переход ламинарного течения в турбулентное. Конкретные значения критических чисел Рейнольдса зависят от вида исследуемого течения. При этом входящие в состав формулы параметры могут принимать различные значения. Важно только полученное соотношение. Например, для приведенного течения в цилиндрической трубе это 2300.

Таким образом, переход к использованию при описании движения газа или жидкости таких критериев подобия позволяет «абстрагироваться» от конкретных физических параметров процесса. Такие приемы моделирования получили общее наименование «обезразмеривание задачи».

Помимо скорости потока и вязкости среды в формулу входит геометрический параметр, который условно можно назвать «характерным размером» задачи. Выбор этого параметра в каждом конкретном случае – нетривиальная задача.

Так, например, при течении газа или жидкости по трубе это диаметр трубы, а при обтекании газом крыла – хорда (длина профиля). Что должно быть таким параметром для крыла, находящегося внутри трубы?

В рассмотренной нами задаче формирования пограничного слоя на стенке на роль такого параметра напрашивается координата [x], своя для каждого сечения.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. От чего зависит критическое значение числа Рейнольдса?
2. От чего зависит толщина пограничного слоя?

**Домашнее задание**

1. Ответить письменно на вопрос: Для сего используются критерии подобия?

Теоретический материал

При моделировании режимов обтекания тел принимается так называемая «гипотеза прилипания», т.е. считается, что частицы, непосредственно примыкающие к поверхности тела, относительно этой поверхности неподвижны. Далее, в слое сравнительно небольшой толщины, получившем название «пограничный слой», скорость частиц возрастает до скорости основного потока.

После того, как произошло «закручивание» частиц, поток становится «турбулентным». В любом турбулентном потоке сохраняется ламинарная часть погранслоя, но ее толщина уменьшается и в пределе стремиться к нулю.

Движение жидкости или газа можно описать как состоящее из отдельных слоев. Такое движение принято называть «ламинарным».

После того, как произошло «закручивание» частиц, поток становится «турбулентным». В любом турбулентном потоке сохраняется ламинарная часть погранслоя, но ее толщина уменьшается и в пределе стремиться к нулю.

Для того, чтобы результаты аэродинамического эксперимента можно было «пересчитать» с модели на реальный аппарат, их обтекание должно быть подобным.

Для обеспечения этого подобия требуется, чтобы некоторые соотношения между параметрами обоих потоков сохранялись. Одним из таких параметров является характеризующее отношение сил инерции к силам вязкости число Рейнольдса.

Именно критическое значение этого числа определяет переход ламинарного течения в турбулентное. Конкретные значения критических чисел Рейнольдса зависят от вида исследуемого течения. При этом входящие в состав формулы параметры могут принимать различные значения.

**Задания к уроку**

Задача 1. По трубе диаметром *d —* 20 см под напором движется минеральное масло с температурой *t* = 30 °C (рис. 1). Определить критическую скорость и расход, при котором происходит смена режимов движения жидкости. График зависимости кинематического коэффициента вязкости жидкости от температуры показан на рис. 2. В качестве критического значения числа Рейнольдса принять 2300.

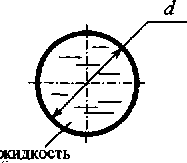


Рис. 1

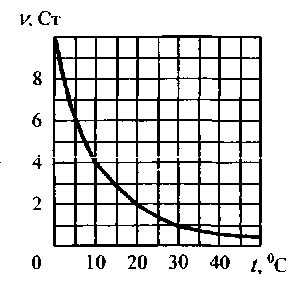


Рис. 2 График зависимости

кинематического коэффициента

вязкости жидкостиот температуры

Задача 2. Жидкость движется в лотке (Рис. 3) со скоростью *v*= 0,1 м/с. Глубина наполнения лотка *h =*30 см, ширина по верху *В*= 50 см, ширина по низу *b*= 20 см. Определить смоченный периметр, площадь живого сечения, гидравлический радиус, расход, режим движения жидкости, если динамический коэффициент вязкости *μ*= 0,0015 Па\*с, а плотность *ρ*= 1200 кг/м3. В качестве критического числа Рейнольдса использовать значение по гидравлическому радиусу, равное 580.

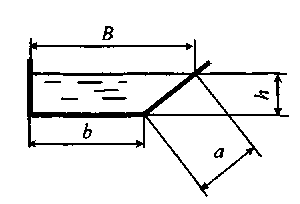


Рис. 3

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы:

1. Структура пограничного слоя.

2. Основная причина сваливания летательных аппаратов в штопор.

*Тема 3.6* «Особые режимы полета»



Теоретический материал

Помимо перехода ламинарный – турбулентный, большое значение приобрело такое явление, как срыв или отрыв потока. Принято считать, что больший вклад в подъемную силу дает именно эффект снижения давления в потоке над крылом, а не его рост под крылом. Если давление над крылом будет значительно меньше давления в набегающем потоке, то произойдет следующее.

Как мы уже говорили, движение частицы среды в потоке, скорость которого меняет свое значение при перемещении поперек потока, что иллюстрируют приведенные справа профили, закручивает данную частицу по часовой стрелке. Этот эффект приводит к еще большему росту градиента (темпа изменения) скорости. Возле стенки скорость такого кругового движения вычитается из скорости потока. Если полученная разность окажется меньше нуля, то возникнет «пристеночный противоток» среды. При этом давление в потоке справа будет выше, чем слева. В точке, где изменение давления меняет знак, происходит так называемый «отрыв потока», т.е. нарушается прилипание потока к стенке.

Это приводит к значительному росту давления в этом потоке. Если это происходит над крылом, то увеличение давления приводит к уменьшению подъемной силы. Как можно видеть на изображении слева, отрыв потока над крылом происходит раньше (левее), чем под крылом. Причина такой асимметрии – угол атаки, т.е. угол, под которым поток пересекается со срединной плоскостью профиля крыла.

При росте этого угла точка отрыва потока на верхней поверхности будет перемещаться к передней кромке, а на нижней – к задней.

При срыве потока давление над крылом резко растет и подъемная сила падает. Это явление получило название «сваливание» в штопор, т.к. первые самолеты оказывались в режиме неуправляемого вращения. Одним из критериев сваливания стал «критический угол атаки».

Большинство современных самолетов от сваливания удерживает автоматика, и пилот не может намеренно ввести воздушное судно в этот режим. Но есть категория самолетов, для которых подобные режимы могут дать шанс на спасение. Это – современные истребители (4-го 5-го поколения).

Но прежде чем штопор превратился в эффектную фигуру высшего пилотажа, надо было найти эффективный способ вывода самолета из этого режима. Что должен делать пилот, «проспавший» предупреждение автоматики, либо намеренно введший самолет в режим штопора?

Ответ дал 24 сентября 1916 года прапорщик Константин Арцеулов. Он намеренно ввел в штопор самолет «Ньюпор -21» и успешно его вывел из этого режима. Впоследствии этому навыку стали обучать летчиков-истребителей, что позволило значительно уменьшить число жертв этого режима полета.

Для этого он использовал парадоксальный прием. Инстинктивной реакцией пилота падающего самолета будет «тянуть штурвал на себя». Но это только усугубляет аэродинамическую ситуацию. Так как причина штопора – самовращение крыла на больших углах атаки, для выхода из этого режима надо угол атаки уменьшать, т.е. наоборот, вниз к Земле! Рули высоты опускаются вниз, а движение руля поворота зависит от направления вращения.

Константин Арцеулов не так известен, как другой пилот – Петр Нестеров, чьим именем названа «мертвая петля».

Дальнейшее изучение процесса аэродинамического сваливания позволило уже в наше время, первоначально на «Су-27», выполнить еще одну эффектную фигуру высшего пилотажа. И хотя ее первым исполнителем был летчик-космонавт РФ Игорь Волк, после демонстрации Виктором Пугачевым на авиасалоне Ле-Бурже, она носит имя «кобра Пугачева». Такой маневр в ближнем воздушном бою позволяет резко погасить скорость, «пропустив вперед» преследователя.

Стремление увеличить скорость полета и уменьшить при этом лобовое сопротивление аппаратов привело к появлению в авиации стреловидных и треугольных крыльев. При этом оказалось, что «стреловидки» куда охотнее сваливаются в штопор, чем их прямокрылые «коллеги».

Вот только природа этого сваливания оказалась связана не с отрывом потока от верхней поверхности крыла, а с изменением его направления. Слева показана схема обтекания стреловидного крыла. Жирная красная стрелка соответствует направлению полета.

Мы видим, что скорость набегающего потока разложена на две составляющие, параллельно и перпендикулярно передней кромке. Составляющая, параллельная кромке, не участвует в создании подъемной силы, увеличивая при этом аэродинамическое сопротивление. Мало того, как показано на схеме справа, стреловидная передняя кромка отклоняет набегающий поток наружу, тем самым дополнительно уменьшая подъемную силу.

Один из способов воспрепятствовать этому – размещение внешних конструктивных элементов в направлении, показанном линиями на правом нижнем рисунке. Такими элементами могут быть:

* направляющие для наружной подвески вооружения в случае истребительной авиации;
* пилоны подвески двигателей в случае их размещения под крылом;
* специальные конструктивные элементы.

На последнем варианте остановимся подробнее. Здесь мы видим крылья двух пассажирских самолетов времен СССР.

Крыло Ту-134, помимо гондолы шасси, содержит два «аэродинамических ребра», направленных вдоль продольной оси самолета. Мы говорили, что подъемную силу образует только составляющая вектора скорости набегающего потока, перпендикулярная к передней кромке. Так почему эти ребра не расположили перпендикулярно кромке? Причина очевидна: в этом случае выигрыш в подъемной силе не окупит проигрыша из-за роста лобового сопротивления.

По другому пути пошли в ОКБ Ильюшина при проектировании Ил-62. Первое впечатление – а куда предкрылок дели? На самом деле его здесь не было. Такая форма передней кромки служит той же цели, что и аэродинамические ребра. Она не позволяет потоку течь вдоль передней кромки.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. В чем парадоксальность решения Константина Арцеулова?
2. Чем ограничен угол стреловидности крыла?

**Домашнее задание**

1. Письменно ответить на вопрос: что является причиной отрыва потока?

Теоретический материал

Согласно третьему закону Ньютона крыло, создавая направленную вверх подъемную силу, должно направлять обтекающий его поток вниз. До сих пор наши рассуждения строились на том, что этой вертикальной составляющей скорости потока ничто не мешает.

Что будет происходить в случае наличия снизу преграды? Например, самолет разгоняется по взлетно-посадочной полосе, и поток «ударяется» в поверхность земли. В этом случае он отразится вверх. Если отраженный поток встретит поверхность летательного аппарата, то это приведет к

* росту (иногда кратному) подъемной силы;
* смещению назад точки приложения подъемной силы (центра давления).

Когда это происходит? Считается, что в сплошной среде (газе или жидкости) информация передается со скоростью звука. Таким образом, для возникновения «экранного эффекта» требуется, чтобы за время, в течение которого звук дважды (туда и обратно) проходит расстояние между нижней поверхностью крыла и землей, аппарат продвинулся вперед на расстояние, меньшее хорды крыла.

Данный эффект представляет опасность для самолета. Если шасси самолета оторвется от полосы в период действия экранного эффекта, то дальнейший рост скорости и высоты полета приведет к тому, что действие экранного эффекта прекратится. При этом центр давления сместиться вперед и может оказаться перед центром масс, что приведет к потере аэродинамической устойчивости. Подъемная сила также значительно уменьшится. Самолет рискует упасть на землю с катастрофическими последствиями.

Чтобы этого не допустить, высота стоек шасси выбирается таким образом, чтобы при скорости отрыва действие экранного эффекта уже прекратилось.

Под действие этого эффекта самолет может попасть и при посадке. Это приводит к так называемому «козлению» - серии отскоков от полосы с возрастающей амплитудой. Пилотов специально обучают поведению в таких условиях, но, как показывает правое видео, не у всех это получается.

Есть категория аппаратов, специально спроектированных для полета в таких условиях. Они получили название «экранопланы». Сфера их применения ограничена требованием наличия плоской поверхности, над которой они способны лететь. Чаще всего это аппараты гидроавиации. В СССР разработки экранопланов велись под руководством Ростислава Алексеева. Одна из его машин, названная на западе «Каспийский монстр», в свое время сильно напугала страны НАТО.

Конструктивно экраноплан отличается от самолета крылом меньшего удлинения, т.е. более короткого размаха при более длинной хорде. Также возможна схема «тандем», использующая два крыла, размещенных одно за другим. Для выхода в режим экрана могут применяться дополнительные двигатели, нагнетающие воздух под крыло. Но, в отличие от судна на воздушной подушке, они работают только на начальном этапе, впоследствии отключаясь.

Другим примером особого режима полета является переход аппарата через «звуковой барьер». При попытке сжать сверхзвуковой поток, он отвечает образованием так называемого «скачка уплотнения» или, в другой системе координат, «ударной волны». В отличие от дозвукового обтекания, воздух, расположенный перед скачком уплотнения, ничего «не знает» о препятствии впереди, ведь информация в данном случае распространяется со скоростью звука и «сносится назад» потоком.

Часто для дилетантов задают вопрос: слышит ли летчик в кабине самолета, летящего со сверхзвуковой скоростью, звук работающих позади него двигателей? Казалось бы, данный звук должен сноситься набегающим потоком, и в кабине должно быть тихо. Однако, звук отлично слышим. Почему?

Дело в том, что, во-первых, скорость звука в твердом материале самолета намного выше, чем в набегающем потоке и, во вторых, в данном случае звук также распространяется во внутреннем воздухе самолета, скорость которого относительно двигателя практически нулевая.

Хорошо. А если поставить микрофон снаружи, рядом с кабиной и при этом в креплении предусмотреть внутреннюю звукоизоляцию? Все равно шум двигателя услышим! Звука не будет только тогда, когда микрофон окажется перед скачком уплотнения, вызванным носовой частью самолета.

Теперь подробнее остановимся на форме данного скачка уплотнения. Она зависит от угла, под которым поток обтекает поверхность. Если этот угол меньше некоторого предела, то будет формироваться так называемый «присоединенный косой скачок», имеющий треугольное сечение (клин либо конус). Скорость за таким скачком может иметь как до- так и сверхзвуковые значения в зависимости от угла наклона скачка.

В случае если значение угла атаки превышает данный предел, скачок «отходит» от поверхности тела и приобретает форму на основе параболоида вращения. Это так называемый «отсоединенный скачок уплотнения». В передней точке параболоида такой скачок называют прямым. Скорость потока за ним всегда дозвуковая.

Проектируя сверхзвуковой аппарат, конструктор определяет, каким будет данный скачок. Из чего он должен исходить? Набегающий на аппарат сверхзвуковой поток тормозится. Его кинетическая энергия частично переходит в тепловую. Температура при этом растет. Тепло выделяется преимущественно на скачке уплотнения. Потери на отсоединенном скачке выше, чем на присоединенном, но такое его расположение позволяет «отжать» раскаленный воздух от поверхности тела, упрощая задачу теплозащиты.

Поэтому, как ни парадоксально, для более высоких скоростей полета используются затупленные формы аппарата.

Интересную картину можно увидеть, если поставить в сверхзвуковой поток клин, плоская сторона которого параллельна вектору скорости потока. При этом скачок уплотнения будет формироваться только на верхней (наклонной) поверхности. Внизу под клином мы видим тонкую линию, угол наклона которой меньше, чем верхнего скачка. Что это за линия?

Условно ее принято считать «звуковой волной». Синус угла наклона этой линии почти равен отношению скорости потока к так называемой «местной скорости звука». Это отношение, характеризующие влияние процессов сжатия воздуха, получило название «Число Маха» - еще один критерий динамического подобия. Почему мы говорим, что синус угла «почти равен»?

Дело в том, что реальную звуковую волну увидеть невозможно, т.к. параметры потока при переходе через нее не изменяются. Это так называемый «тангенциальный разрыв», на котором изменяются виды зависимостей между параметрами. Реально мы видим ударную волну очень низкой интенсивности, возникающую из-за не идеальности формы клина и неравномерности набегающего потока.

Итак, мы видим, что на преграду на своем пути сверхзвуковой поток отвечает формированием скачка уплотнения, давление за которым намного выше, чем в самом потоке. Если мы поставим в сверхзвуковой поток крыло привычного нам дозвукового профиля, то что мы увидим?

При нулевом угле атаки давление над таким крылом будет выше, чем под ним. А значит, при переходе через звуковой барьер подъемная сила такого крыла становится отрицательной. Поэтому профили, предназначенные для сверхзвукового полета, имеют совсем другой вид. Это тонкие и часто симметричные профили, образующие подъемную силу за счет угла атаки.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Почему дозвуковые профили не используются для сверхзвукового полета?
2. От чего зависит вид возникающего скачка уплотнения?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклад на тему "Причины возникновения аэродинамического экрана".

Во время занятия проводится контроль знаний учащихся в виде тестирования по теме "Основные законы аэродинамики".

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:
2. Отличие внутренней баллистики от внешней.
3. От чего зависит угол максимальной дальности броска?

*Тема 4.1* «История возникновения баллистики»



Теоретический материал

Как уже отмечалось во введении, человечество решало баллистические задачи с самого своего зарождения. Но первобытного человека не интересовала форма траектории полета камня как таковая. Ему была важна только конечная точка, и, поскольку цели были подвижны, время полета его «снаряда».

Началом математического исследования траекторий полета тел принято считать XVI век, а родоначальником – Никколо Тарталья. Именно в его работе впервые называется угол «максимальной дальности» в 45° и утверждается, что вся траектория – кривая линия.

Никколо Тарталья более известен как автор формулы корней кубического уравнения, которую мы знаем как «формулу Кардано». Дело в том, что Никколо отправил свое решение Джероламо Кардано. Тот его опубликовал, честно указав, что решение получено от Тартальи. Но приоритет первой публикации превысил приоритет авторства.

До него считали, что траектория состоит из двух прямолинейных участков, соединенных в районе вершины дугой. Сейчас мы в качестве первого приближения принимаем параболическую траекторию.

Эта траектория была впервые описана Галилео Галилеем. Объяснить форму траектории он не смог, но высказал мнение, что данная траектория симметрична и путь до вершины и от вершины до цели занимает одинаковое время.

Также он известен своими экспериментами по сбрасыванию с Пизанской башни тел различной массы, из которых был сделан вывод о том, что время падения тела слабо зависит от его массы.

Сейчас мы знаем, что эта зависимость объясняется исключительно аэродинамическим сопротивлением, а в вакууме «перо и компьютер падают с одинаковой скоростью, но с разными последствиями».

Воздействие среды на движущиеся в ней тела одним из первых стал изучать Исаак Ньютон. Его работы относились к малым скоростям движения. Опыты, связанные с измерением начальной скорости снаряда, впервые проводились в России в 1727г., а первое описание опытов по определению сопротивления воздуха движению сферических пуль со скоростью порядка 520 м/с было выполнено англичанином Б. Робинсом в 1742 году.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. От чего зависит форма траектории брошенного тела?
2. Как сопротивление воздуха влияет на угол максимальной дальности?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы:
2. Константин Эдуардович Циолковский - достижения и ошибки.
3. Основные идеи Юрия Кондратюка.
4. От чего зависит угол максимальной дальности броска?
5. Отличие внутренней баллистики от внешней

Теоретический материал

Современная баллистика – научная дисциплина, построенная на использовании таких математических разделов, как интегральное и дифференциальное исчисление, решение дифференциальных уравнений. Поэтому часто говорят о вкладе в развитие баллистики ученых, непосредственно ей не занимавшихся, но разрабатывающих методы решения тех же диф. уравнений.

Среди них необходимо вспомнить таких математиков XIX века, как Карл Давид Тольме Рунге и Мартин Кутта. Предложенные ими алгоритмы решения дифференциальных уравнений (метод Рунге – Кутта) используются и в наше время.

С практической точки зрения дифференциальные уравнения оперируют бесконечно малыми величинами. Допустим, решение нашего уравнения представляет собой синусоиду. Мы можем составить ее из коротких прямолинейных отрезков. Метод решения, использующий подобный подход, разрабатывался еще Леонардом Эйлером. Подход, предложенный Рунге и Куттой составит синусоиду из отрезков параболы. Соответственно отклонения от истинной формы получатся меньше.

Александр Игнатьевич Шаргей родился в городе Полтаве Полтавской губернии (ныне — Полтавская область, Украина) в семье обрусевшей шведки, баронессы Людмилы Львовны Шаргей (в девичестве Шлиппенбах) и крещёного в католичество еврея Игнатия Бенедиктовича Шаргея. Его прадед — Антон Андреевич Шлиппенбах, участник Отечественной войны 1812 года, потомок генерал-майора шведской армии Вольмара Антона Шлиппенбаха (1653—1721).

Александр Шаргей родился и провёл детские годы в доме бабушки (по профессии акушерки) и её второго мужа, земского врача и впоследствии начальника III-го отделения казённой палаты (статского советника с 1899 г.) Акима Никитича Даценко, на улице Сретенской № 4. В 1907 году Александр Шаргей поступил в гимназию на Васильевском острове, в 1910 году родилась его сестра по отцу Нина Игнатьевна Шаргей и в том же году отец скоропостижно скончался, а Александр вновь вернулся в дом своей бабушки в Полтаве.

С 1910 по 1916 год учился во Второй полтавской мужской гимназии и окончил её с серебряной медалью.

В 1916 году поступил на механическое отделение Петроградского политехнического института (ныне Санкт-Петербургский государственный политехнический университет), но уже в ноябре того же года был призван в армию и зачислен в школу прапорщиков при одном из петербургских юнкерских училищ. До демобилизации в марте 1918 года воевал на турецком фронте, прапорщик. После Октябрьской революции, как офицер царской армии, был мобилизован в Белую армию, но дезертировал из неё.

После того, как Киев был взят Красной Армией, попытался пешком уйти за границу, но был задержан и возвращён обратно. Опасаясь репрессий за своё офицерское прошлое, при помощи своей мачехи Елены Петровны Гиберман (во втором браке — Кареевой) получил документы на имя Юрия Васильевича Кондратюка, уроженца Луцка 1900 года рождения — под этим именем прожил до конца жизни.

Чаще всего вспоминают две работы Шаргея – Кондратюка.

«Тем, кто будет читать, чтобы строить» (1919)

В этой работе, независимо от Циолковского, оригинальным методом вывел основное уравнение движения ракеты, привёл схему и описание четырёхступенчатой ракеты на кислородно-водородном топливе, камеры сгорания двигателя с шахматным и другим расположением форсунок окислителя и горючего, параболоидального сопла и многого другого. В 1938 году, когда Кондратюк представил эту работу для публикации, он датировал её 1918—19 годами, хотя было очевидно, что в неё вносились изменения в разное время. В 1964 году она была включена в книгу «Пионеры ракетной техники» под редакцией Т. М. Мелькумова, которая в свою очередь в 1965 году была переведена на английский язык НАСА.

Им было предложено:

* использовать сопротивление атмосферы для торможения ракеты при спуске с целью экономии топлива;
* при полётах к другим планетам выводить корабль на орбиту искусственного спутника, а для посадки на них человека и возвращения на корабль применить небольшой взлётно-посадочный корабль (предложение реализовано агентством НАСА в программе «Аполлон», там же использовалась впервые предложенная Шаргеем траектория полета к Луне);
* использовать гравитационное поле встречных небесных тел для доразгона или торможения космического аппарата при полете в Солнечной системе («пертурбационный манёвр»).

В этой же работе рассматривалась возможность использования солнечной энергии для питания бортовых систем космических аппаратов, а также возможность размещения на околоземной орбите больших зеркал для освещения поверхности Земли.

«Завоевание межпланетных пространств» (1929)

В этой книге автор изложил последовательность первых этапов освоения космического пространства. Более подробно рассмотрел вопросы, поднятые в его ранней работе «Тем, кто будет читать, чтобы строить». В частности, в книге было предложено использовать для снабжения спутников на околоземной орбите ракетно-артиллерийские системы (в настоящее время это предложение реализовано в виде транспортных грузовых кораблей «Прогресс»). Кроме того, в работе были исследованы вопросы тепловой защиты космических аппаратов при их движении в атмосфере.

Долгое время Циолковский считался «непогрешимым гением» и первооткрывателем, автором фундаментальных идей современной космонавтики. Его сложно сравнивать с упоминавшимся на прошлом уроке Джероламо Кардано, чье авторство было незаслуженно присвоено формуле корней кубического уравнения, т.к. он действительно сам разрабатывал и выводил свои формулы. Но он, возможно, не был первым, кто это сделал.

Так формула конечной скорости ракеты, известная как «скорость Циолковского», по сути, является частным случаем более полного, но менее известного уравнения Мещерского.

Если мы сравним предложенную Циолковским идею «ракетных поездов» с конструкцией многоступенчатых ракет, то тоже увидим мало общего.

Но в любом великом достижении есть свое «яблоко Ньютона» – основная идея, найденная автором в литературе своего времени. Именно в этом качестве работы Константина Эдуардовича стали незаменимыми.

В одной из серий фильма о Шерлоке Холмсе он хвалит Ватсона, говоря: «Вы превзошли себя!». А далее следует: «увы, большая часть ваших идей ошибочна. Когда я сказал, что вы превзошли себя, я имел ввиду то, что ваши ошибки помогают мне выйти на правильный путь».

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Почему Александр Шаргей жил по чужим документам?
2. Почему Циолковский считается основоположником теоретической космонавтики?

**Домашнее задание**

1. Письменно ответить на вопрос: Чем отличается метод Эйлера от метода Рунге – Кутты?

Теоретический материал:

Началом математического исследования траекторий полета тел принято считать XVI век, а родоначальником – Никколо Тарталья. Именно в его работе впервые называется угол «максимальной дальности» в 45° и утверждается, что вся траектория – кривая линия.

Никколо Тарталья более известен как автор формулы корней кубического уравнения, которую мы знаем как «формулу Кардано». Дело в том, что Никколо отправил свое решение Джероламо Кардано. Тот его опубликовал, честно указав, что решение получено от Тартальи. Но приоритет первой публикации превысил приоритет авторства.

До него считали, что траектория состоит из двух прямолинейных участков, соединенных в районе вершины дугой. Сейчас мы в качестве первого приближения принимаем параболическую траекторию.

Эта траектория была впервые описана Галилео Галилеем. Объяснить форму траектории он не смог, но высказал мнение, что данная траектория симметрична и путь до вершины и от вершины до цели занимает одинаковое время.

Воздействие среды на движущиеся в ней тела одним из первых стал изучать Исаак Ньютон. Его работы относились к малым скоростям движения. Опыты, связанные с измерением начальной скорости снаряда, впервые проводились в России в 1727г., а первое описание опытов по определению сопротивления воздуха движению сферических пуль со скоростью порядка 520 м/с было выполнено англичанином Б. Робинсом в 1742 году.

Современная баллистика – научная дисциплина, построенная на использовании таких математических разделов, как интегральное и дифференциальное исчисление, решение дифференциальных уравнений. Поэтому часто говорят о вкладе в развитие баллистики ученых, непосредственно ей не занимавшихся, но разрабатывающих методы решения тех же диф. уравнений.

Среди них необходимо вспомнить таких математиков XIX века, как Карл Давид Тольме Рунге и Мартин Кутта. Предложенные ими алгоритмы решения дифференциальных уравнений (метод Рунге – Кутта) используются и в наше время.

**Задания к уроку**

Заслушивание и обсуждение докладов учащихся:

1. Отличие внутренней баллистики от внешней.

2. От чего зависит угол максимальной дальности броска?

3. Основные идеи Юрия Кондратюка.

4. Константин Эдуардович Циолковский - достижения и ошибки.

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы

1. Отличие навесной траектории от настильной.

2. Особенности траектории "Прямого выстрела" и его практическое применение.

Тема 4.2 «Теория полета снаряда в пустоте. Практическое применение»



Теоретический материал

Мы знаем, что ускорение свободного падения направлено к центру Земли и обратно пропорционально квадрату расстояния до этого центра. Но, применительно к небольшим высотам и дальностям полета этой зависимостью можно пренебречь и считать ускорение свободного падения неизменным.

Такой подход позволяет значительно упростить используемый математический аппарат и при этом получать результаты, близкие к практическим.

На вводном занятии мы говорили, что при отсутствии сопротивления среды и параллельности гравитационного поля максимальная дальность достигается при угле бросания 45°. Убедимся в этом математически.

Для начала выпишем систему уравнений, определяющую зависимость горизонтальной и вертикальной координат от времени. При этом движение в горизонтальном направлении является равномерным. Максимальная дальность, таким образом, будет определяться только временем полета.

Для его определения воспользуемся уравнением для вертикальной составляющей скорости. Ввиду симметричности траектории, время полета вверх и вниз будет одинаковым. Поэтому в формуле появляется половина временного интервала.

Полученную формулу для времени подставляем в первое уравнение записанной выше системы. Поскольку мы ищем зависимость от угла бросания, стоящую впереди дробь считаем константой, а идущее за ней выражение соответствует формуле синуса двойного угла.

Поскольку максимальное значение синус принимает при аргументе в 90°, искомый угол – 45°.

Для всех дальностей, которые меньше максимальной, существуют две траектории полета к цели. Одна реализуется для угла меньше 45° и называется настильной. Вторая, для угла больше 45° – навесной.

Казалось бы, настильная траектория короче навесной и, стало быть, мы достигаем цели быстрее и с меньшими затратами. Однако в армии достаточно много вооружения, использующего именно навесные траектории. Это минометы, гаубицы, да и большинство баллистических ракет летят по траекториям, скорее навесным, чем настильным. Почему так?

История развития вооружения – это всегда схватка брони и снаряда. Как известно, крышу держат стены. Поэтому они практически всегда прочнее крыши. А значит, сверху цели менее защищены. Поэтому навесные траектории предпочтительнее.

Но есть одно неоспоримое преимущество настильной траектории. Чтобы понять, в чем оно состоит, подробнее рассмотрим принципиальную схему прицеливания на примере открытого прицела стрелкового оружия.

Для увеличения дальности стрельбы необходимо увеличивать угол «бросания». Для этого на прицельной планке предусмотрена подвижная рамка, при перемещении которой вперед планка поднимается. Соответственно увеличивается угол вылета пули и дальность ее полета.

В бою это требует следующего порядка стрельбы:

1. Определение расстояния до цели.
2. Установка планки прицела в соответствующее положение.
3. Собственно прицеливание.
4. Выстрел.

Пока боец будет устанавливать планку прицела, расстояние до цели изменится и «на колу мочало, начинай сначала». Таким образом, ближний бой становится серьезной проблемой.

Вот тут и приходит на помощь такое понятие, как «прямой выстрел». Это выстрел по настильной траектории, на которой пуля или снаряд нигде не поднимается выше цели. Это позволяет вести огонь, не переставляя прицельное расстояние.

В фильмах про войну часто слышим команду «прямой наводкой». Это именно о такой схеме стрельбы.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Что такое «прямая наводка»?
2. В чем преимущество навесной траектории над настильной?
3. При каких условиях угол броска на максимальную дальность равен 45°?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:

1. Форма траектории пассивного полета в центральном поле тяготения.

2. Зависимость оптимального угла бросания от дальности для центрального поля тяготения.



Теоретический материал

Мы знаем, что ускорение свободного падения направлено к центру Земли и обратно пропорционально квадрату расстояния до этого центра. На прошлом занятии мы рассматривали упрощенную модель, которую можно использовать для доставки снаряда на небольшие расстояния. Сегодня рассмотрим более сложный случай, при котором пренебрегать сферичностью Земли и центральностью поля тяготения уже нельзя.

Центральное поле тяготения дает свое ускорение свободного падения для каждой точки траектории. Мы несколько упростим задачу, и не будем учитывать эффекты, связанные с вращением планеты и атмосферы.

В центральном поле тяготения траектория свободного полета тела, если пренебречь аэродинамическими силами, представляет собой дугу эллипса. Это, применительно к обращению планет в поле тяготения Солнца, было установлено еще Иоганном Кеплером. При рассмотрении небольшого участка вблизи габаритных точек эллипс почти не отличается от параболы.

В рассматриваемой задаче «угол максимальной дальности» зависит от модуля скорости, поэтому удобнее говорить об угле, требующем минимального модуля скорости для доставки груза в требуемую точку.

Поскольку ни стрелковое оружие, ни артиллерия не способны доставлять пулю или снаряд на сотни и тысячи километров, мы будем рассматривать в качестве средства доставки баллистическую ракету. Как уже говорили на первых занятиях, ее траектория делится на активный и пассивный участки. Мы будем рассматривать второй. Математические выкладки «эллиптической теории» опустим и приведем только конечный результат.

Начальной точкой пассивного участка является точка отключения двигателя ракеты (точка I).Соединим ее «прямой визирования» с точкой цели F. Оптимальным углом бросания θ0 является половина угла, образованного прямой визирования и радиус вектором начальной точки. Аналитически данный угол можно выразить приведенной формулой.

При малых дальностях «прямая визирования» горизонтальна, т.е. перпендикулярна радиус-вектору. Это дает уже знакомый нам угол бросания 45º. Увеличение дальности приводит к росту угла «Ф» между радиус-векторами начальной точки и цели. Это ведет к уменьшению угла между начальным радиус-вектором и прямой визирования. При Ф = 180º угол бросания принимает нулевое значение. Для б*о*льших дальностей наша вычислительная модель не работает.

Теперь для полученного угла определим взаимосвязь скорости и дальности. Согласно первому закону Кеплера, который мы будем подробно рассматривать позже, снаряд должен двигаться по эллипсу, в одном из фокусов которого находится центр Земли. В нашем случае точка, которую для орбиты мы бы назвали перигеем, находится под поверхностью планеты. В рамках рассматриваемой задачи будем называть ее перицентром, а вершину траектории – апоцентром.

Для решения данной задачи воспользуемся полярной системой координат. Определяющими величинами для нее являются радиус-вектор рассматриваемой точки (r) и центральный угол(υ).Этот угол будем откладывать от радиус-вектора перицентра. В космической баллистике его называют углом истинной аномалии.

Для учета гравитационных сил введем параметр μз, равный произведению постоянной всемирного тяготения и массы Земли. Для определения формы траектории используем две вспомогательные величины: интеграл площадей σ, и интеграл энергии h. Причем последний, для нашего случая, имеет отрицательное значение.

Введем параметры, соответствующие квадратам полуосей нашего эллипса (p иa). Для эксцентриситета эллипса получаем формулу . Из уравнения траектории выражаем угол истинной аномалии. Далее находим центральный угол нашей траектории и, зная радиус Земли, длину дуги, являющуюся ортодромной дальностью.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Как оптимальный угол бросания зависит от дальности?
2. При каких условиях можно не учитывать зависимость ускорения свободного падения от высоты?
3. Почему приведенные на уроке формулы неприменимы для дальности, превышающей половину окружности Земли?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:
2. Принципы стабилизации снаряда.
3. Эффект Магнуса и его использование.

Теоретический материал

На двух предыдущих уроках мы рассмотрели параметры траектории снаряда в параболической и эллиптической теориях. При этом не учитывалось влияние атмосферы на его полет. Сегодня мы совместим материал, изученный в разделе аэродинамики и рассмотренные баллистические формулы.

Из раздела аэродинамики мы знаем, что аэродинамическую силу можно разложить на оказывающую лишь тормозящее действие силу лобового сопротивления и влияющую на траекторию полета подъемную силу. При обтекании осесимметричного тела потоком, направленным вдоль оси симметрии, аэродинамическая подъемная сила равна нулю. Этот факт значительно упрощает расчеты. Но как только появляется ненулевой угол атаки или рыскания, сразу же появляется аэродинамическая сила, уводящая снаряд с рассчитанной траектории.

Одной из характеристик снаряда является его удлинение – отношение длины к диаметру. Исторически первыми снарядами были сферические ярда, для которых эта величина равна единице. Их траектория не зависела от ориентации в полете, что было преимуществом. Но при этом сфера обладает значительным аэродинамическим сопротивлением, что снижало дальность полета.

В наше время снаряды имеют конус-цилиндрическую или оживальную форму. Лобовое сопротивление при осесимметричном обтекании уменьшилось, но появилась проблема. Такая форма делает снаряд аэродинамически неустойчивым, т.к. в полете центр давления находится перед центром масс. Введение хвостового оперения в данном случае не сильно изменит ситуацию, т.к. удлинение снаряда, в отличие от ракеты, мало.

Поэтому для стабилизации снаряда в полете было предложено закручивать его вокруг продольной оси. Почему велосипед не падает при езде? Раскрученные колеса стремятся сохранить ориентацию своих осей неизменной. Такой эффект называют гироскопическим.

Правда, минимизировать лобовое сопротивление таким способом нельзя. Но если удастся исключить самопроизвольное «кувыркание» снаряда в полете, зафиксировав его ось, то появится возможность построить так называемые «таблицы стрельбы», позволяющие определять угол броска на заданную дальность.

Каким способом можно закрутить снаряд? Для этого в канале ствола делают спиральные «нарезы». Технологию их получения мы оставим за рамками нашего курса. За счет силы трения снаряд или пуля приобретает вращательное движение. На это расходуется часть энергии пороховых газов, поэтому скорость на выходе из ствола получается меньше, чем у гладкоствольного оружия. Этот минус компенсируется возросшей точностью оружия.

Почему переход на нарезное оружие не стал повсеместным? Увеличение точности предполагает попадание в точку прицеливания с большей дальности. При этом возрастает время полета снаряда до цели. Соответственно у цели больше возможностей уклониться.

Как только появилось огнестрельное оружие, появилось и решение этой проблемы. Оно состояло в том, чтобы заряжать оружие не одним ядром, а множеством ядер сразу. Так появилась дробь. Экспериментальным путем было установлено, что точность попадания возрастает, если в диаметр ствола помещаются рядом две дробинки. Такая дробь получила название «картечь». Естественно стрельба дробью из нарезного оружия невозможна. Поэтому большинство охотничьих ружей остались гладкоствольными.

Также гладкоствольными являются пушки значительной части современных танков. Но здесь причина другая. Танковое орудие предназначено для стрельбы не только снарядами, но и специальными ракетами, которые «закрутки» не требуют.

В наше время в отдельную категорию выводят «полицейское оружие». Оно, строго говоря, должно не убить человека, а остановить преступника. Такое оружие называют «не летальным». Сюда же логично отнести гражданское оружие.

Использование нарезного оружия выявило один интересный эффект, получивший название «эффект Магнуса». Оказалось, что при боковом ветре снаряды летели дальше цели или, при ветре с другой стороны, недолетали до нее. Как можно это объяснить?

Вращающийся снаряд закручивает воздух вокруг себя, формируя «кольцевой вихрь» или циркуляцию потока. При взаимодействии такого вращательного движения с боковым ветром поток над снарядом, в приведенном случае, тормозиться, а под ним дополнительно ускоряется. Согласно уже изученному нами уравнению Бернулли это приводит к росту давления над снарядом и его уменьшению под снарядом. Последнее приводит к возникновению дополнительной аэродинамической силы, направленной вниз в нашем случае и вверх в случае другого направления вращения снаряда или ветра.

Предпринимались попытки использовать эффект Магнуса для увеличения подъемной силы крыла самолета. Конструктивно такое крыло включает в себя цилиндр, раскручивая который по часовой стрелке, пытались получить прибавку к подъемной силе.

**Задания к уроку**

Заслушать и обсудить доклады:

1) Принципы стабилизации снаряда.

2) Эффект Магнуса и его использование.

**Домашнее задание**

1. Ответить письменно на вопросы:
2. Что является недостатком нарезного оружия?
3. В чем состоит эффект Магнуса?
4. Почему стабилизация снаряда вращением не позволяет минимизировать лобовое сопротивление?

Во время занятия проводится контроль знаний учащихся в виде тестирования по теме "Баллистический полет".

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:
2. Классификация твердых топлив. Баллистические и смесевые топлива.
3. Преимущества и недостатки твердотопливного двигателя.

Тема 5.1 «Характеристики твердого топлива»



Теоретический материал

На предыдущих занятиях мы рассмотрели зависимость дальности полета брошенного тела от скорости и угла бросания. Теперь обратим внимание на то, как и с помощью чего эта скорость достигается.

Траектория полета тела всегда разделяется на два участка. На первом тело разгоняется. В случае ручного броска этому участку соответствует движение кисти бросающей руки. В случае огнестрельного оружия активный участок находится внутри ствола. В случае ракеты он самый большой из рассматриваемых, и заканчивается в точке отключения двигателя.

По агрегатному состоянию топлива современные ракетные двигатели подразделяются на жидкостные и твердотопливные. Газообразные компоненты не используются ввиду их малой плотности, а гибридные системы (твердое горючее при жидком окислителе) собирают все недостатки жидкостных и твердотопливных двигателей.

Из второго закона Ньютона следует, что при уменьшении массы разгоняемого тела (выгорании топлива) его ускорение возрастает. Студенты профильных ВУЗов также вспомнят тот факт, что тяга ракетного двигателя возрастает при уменьшении давления окружающей среды. Для учета этого факта существует так называемый коэффициент пустотного приращения тяги.

Все это приводит к тому, что механическая нагрузка на ракету в процессе полета на активном участке растет, достигая максимума в точке отключения двигателя. Для обеспечения прочности конструкции ее требуется рассчитывать на эти максимальные нагрузки, несмотря на то, что практически на всей траектории нагрузки имеют меньшие значения. Это приводит к переутяжеленной конструкции. Для наземной и даже водной техники это не имеет критического значения. При строительстве здания или автомобиля никто не гонится за минимальной массой. Но для самолета и, тем более, ракеты, этот вопрос оказывается одним из самых важных. Почему – будем рассматривать на следующих занятиях.

Ракетный двигатель выдает максимальную тягу, если давление на срезе его сопла равно наружному. Повлиять на этот параметр можно, изменяя либо геометрию сопла, либо давление в камере сгорания. Зависимость давления окружающей среды от времени определяется формой траектории и режимом разгона.

Зависимость тяги от времени в случае твердотопливного двигателя определяется формой и химической структурой топливного заряда. Значит твердотопливные двигатели, в отличие от жидкостных, не позволяют изменить программу горения. Это уменьшает возможности по варьированию траекторией полета.

В то же время, ввиду простоты конструкции, твердотопливные двигатели проще в обслуживании и вероятность их отказа ниже, чем у жидкостных. Также у них практически отсутствует время подготовки к пуску, т.к. не требуется доставлять топливо в камеру сгорания и раскручивать турбонасосный агрегат. Также у твердотопливных ракет отсутствуют системы, ответственные за стабильное снабжение камеры сгорания топливом, такие как названный выше ТНА и система наддува топливных баков.

Таким образом, можно прийти к выводу, что и у жидкостного, и у твердотопливного двигателя есть как преимущества, так и недостатки. При проектировании ракеты выбор между ними – один из основных вопросов.

Теперь поговорим о том, что представляет собой топливо для РДТТ. Основных вариантов здесь два.

Баллиститное топливо. Представляет собой полимер, в структуру молекулы которого уже включены горючее и окислитель. Горение такого заряда по сути является реакцией рекомбинации атомов его молекулы. Основой для такого топлива являются пороха на базе нитроцеллюлозы (пироксилина). Топливный заряд предварительно прессуется, а потом закладывается в камеру сгорания двигателя, образуя зазор между топливной шашкой и стенкой камеры. При необходимости его можно извлечь и заменить.

Такой возможности мы лишены в случае смесевого топлива. Здесь горючее и окислитель – разные субстанции. Зерна окислителя, обычно – солей некоторых металлов, предварительно перемешиваются в нужной пропорции с жидкой фазой горючего. В качестве горючего могут использоваться некоторые марки каучука. После перемешивания смесь заливается непосредственно в камеру сгорания двигателя и отправляется на полимеризацию.

Полученный таким образом заряд оказывается намертво скреплен со стенками камеры. Извлечь его невозможно. Геометрию полученных зарядом мы рассмотрим на следующем занятии, а пока обратимся к рабочему процессу двигателя.

При езде на автомобиле иногда приходится слышать «хлопки» или стуки в двигателе, которые шоферы называют детонацией. Аналогичный процесс может происходить и в ракетном двигателе. Рассмотрим его подробнее.

При сгорании топлива выделяется большое количество нагретого газа. Соответственно давление в камере сгорания растет. Поскольку объем камеры не замкнут, через сопло происходит сброс этого давления. Каким образом газ определяет, в какую сторону ему расширяться?

Первоначально он расширяется равномерно во все стороны. При встрече с преградой в потоке формируется волна уплотнения, которая со звуковой скоростью распространяется против потока, сообщая что «здесь путь закрыт». Соответственно основной поток «перестраивается» и устремляется туда, откуда такого ответа нет.

Но что будет происходить при увеличении газообразования? В определенный момент скорость такого потока превысит скорость звука, и мы получим сверхзвуковое течение в камере двигателя. Теперь давайте вспомним, как сверхзвуковой поток реагирует на преграду? Он не замечает преграды до тех пор, пока в последнюю не упрется. При этом стенка получает удар в разы более сильный, чем при дозвуковом движении газа.

С одной стороны, детонационный режим горения позволяет получать значительно большую тягу, но в то же время он предъявляет куда более высокие требования к прочности конструкции. Конструкция, не рассчитанная на такой режим, буден неизбежно разрушена.

На представленном слайде возможные параметры нормального горения представлены синим шрифтом, а детонационного – красным. Мы видим, что все параметры при детонации имеют значительно большие значения, за исключением характерного времени реакции и поступательной скорости продуктов.

Если с характерным временем все легко понять, то вот скорость продуктов вызывает вопросы. Дело в том, что при детонации возникает так называемый «прямой скачок уплотнения» или ударная волна. Изменение параметров потока при переходе через такую волну описывается так называемыми «соотношениями Гюгонио». Вдаваться в подробности мы не будем, т.к. школьного курса математики для этого недостаточно. Эти соотношения изучаются только студентами профильных ВУЗов.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. В чем опасность детонационного горения?
2. Чем баллиститное топливо отличается от смесевого?
3. Почему стабилизация снаряда вращением не позволяет минимизировать лобовое сопротивление?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:
2. Управление тягой ракетного двигателя.
3. Прогрессивное, регрессивное и равномерное горение.

Теоретический материал

Мы уже говорили, что для снижения механических нагрузок на конструкцию ракеты в полете имеет смысл программно снижать тягу в конце активного участка. В жидкостном двигателе этого можно добиться, снижая обороты топливных насосов и уменьшая таким образом подачу компонентов топлива в камеру сгорания.

Как можно добиться такого эффекта в случае твердотопливного двигателя? Тяга такого двигателя зависит от площади горения его заряда. При этом заряд на всем протяжении работы двигателя должен быть надежно закреплен в камере сгорания. Этим он отличается от дров в топке печи.

Для ЖРД небольшой тяги применяется так называемый «пушечный запуск», при котором двигатель запускается сразу на рабочем режиме. Попытка запустить таким образом двигатель вроде РД-180 может привести к его разрушению. Поэтому при запуске используется частичная подача компонентов в камеру сгорания с последующим ее увеличением до рабочих параметров.

Поскольку все топливо твердотопливного двигателя сразу находится в камере сгорания, здесь приходится использовать иные приемы регулировки тяги. Как уже говорилось, тяга определяется площадью горения заряда. Если мы хотим, чтобы тяга увеличивалась со временем, то можем взять заряд в виде трубки и зажечь его по внутренней поверхности. В процессе выгорания наружная поверхность постоянно зафиксирована. Торцевые поверхности могут упираться в бронестенку и будут недоступны для горения. Но такой заряд в большинстве случаев нас не устроит по изложенным в начале урока причинам. Под конец тягу нужно будет снижать.

Казалось бы, для этого достаточно зажечь цилиндр по боковой поверхности. Тогда площадь этой поверхности, по мере выгорания заряда, будет уменьшаться. Только вот возникает вопрос: как такой заряд закрепить в камере? Вроде бы можно «приклеить» верхний торец к стенке. Но при выгорании такого, открытого с трех сторон, заряда, он может в определенный момент «переломиться». Этого допустить нельзя. Поэтому горение идет по внутренней поверхности, имеющей форму многолучевой звезды. Внутренние лучи в процессе горения уменьшаются, уменьшая площадь горения.

Если требуется обеспечить постоянную тягу, то используется заряд торцевого горения. По мере выгорания такого заряда площадь горения остается постоянной, поддерживая постоянство тяги.

А теперь рассмотрим «комплексную задачу». Имеем модель ракеты, стартующую с вертикальной направляющей, к которой модель крепится с помощью стартового кольца. На начальном этапе тяга должна преодолевать вес ракеты, незначительное (ввиду малой скорости) лобовое сопротивление и силу трения кольца о направляющую, которая прекращает действовать после схода модели с направляющей.

Соответственно нам требуется график тяги на подобие приведенного в средине. Какой должна быть форма заряда? (опрос класса).

Для обеспечения такого графика тяги используется заряд в виде цилиндра со сферическим углублением в центре нижнего торца. Именно по этой сферической поверхности и производится зажигание. Фронт горения, таким образом, представляет собой сегмент сферы растущего радиуса, заключенный внутри цилиндра. Его площадь растет до достижения сферой боковой поверхности цилиндра, после чего уменьшается. При значительном удлинении заряда (отношение длины к внешнему диаметру) на завершающем этапе участок сферы почти не отличается от плоскости. Таким образом реализуем требуемую программу горения.

Мы рассмотрели элементарные случаи. Реальная геометрия заряда твердотопливного двигателя может быть намного сложнее.

**Задания к уроку**

Заслушать и обсудить доклады:

1. Управление тягой ракетного двигателя.

2. Прогрессивное, регрессивное и равномерное горение.

**Домашнее задание**

1. Ответить письменно на вопросы:
2. В чем опасность детонационного горения?
3. Чем баллиститное топливо отличается от смесевого?
4. Почему стабилизация снаряда вращением не позволяет минимизировать лобовое сопротивление?

Теоретический материал

На прошлых занятиях мы рассмотрели виды твердого ракетного топлива и законы изменения тяги двигателей. Теперь посмотрим на то, каким образом могут запускаться эти двигатели.

Для небольших двигателей, предназначенных для запуска спортивных ракетомоделей, достаточно незначительного первичного нагрева. Его может обеспечить бикфордов шнур или нагреваемая током металлическая петля. Для большей надежности на этой петле может находиться капля пиросостава. Такой запал извне вставляется в двигатель через его сопло. Остатки запала реактивной струей выбрасываются из двигателя.

Совсем другая ситуация с запуском больших РДТТ. Для их запуска требуется создать значительно большие начальные давление и температуру. Поэтому пирозапальные устройства для таких двигателей, по сути, являются сложными многоступенчатыми системами.

Электрозапал в таком ПЗУ поджигает легковоспламенимый инициирующий заряд. Для воспламенения топливной шашки выделяемого этим зарядом тепла недостаточно. Поэтому вокруг него расположена «вторая ступень» запала. Для ее поджигания не хватает тепла, выделяемого электрозапалом, но вполне достаточно результата сгорания инициирующего заряда.

Теперь посмотрим, как такой запал расположен в двигателе. Мы видим, что топливная шашка заполняет не весь объем камеры сгорания.В полусферической крышке остается свободное место. Именно там по оси двигателя ставят пирозапальное устройство. Оно может частично заполнять и канал в шашке. Поскольку пламя ПЗУ направлено во все стороны, за исключением верха, оно обеспечивает поджиг шашки по всей внутренней поверхности.

Оба днища двигателя, верхнее и нижнее, съемные. Для чего это сделано, ведь для размещения заряда в камере достаточно снять только одно из них?

И сопло, и стенки камеры покрыты теплозащитными материалами. Их свойства для камеры и сопла отличаются, т.к. они подвержены разным тепловым нагрузкам.

Сопло установлено шарнирно и, с помощью специальных гидроцилиндров, способно отклоняться в стороны. Таким способом обеспечивается управление ракетой «по направлению». Единственный параметр, для управления которым потребуется отдельная система – это вращение ракеты вокруг продольной оси (крен). Эта проблема решается, если в ракете параллельно установлены несколько (2 или 4) двигателей.

Теперь поговорим подробнее о десятом элементе конструкции. Боевая ракета предназначена для поражения цели, находящейся внутри некоторого кольца, т.е. наряду с максимальной имеет и минимальную дальность полета. Как заставить ракету лететь на более короткое расстояние? Есть два пути: сделать траекторию «более навесной», увеличив угол бросания, или уменьшить модуль конечной скорости.

Ракеты «первого поколения» шли по второму пути. Это требовало обеспечения отключения двигателя до полного выгорания заряда. Выключить двигатель означает прекратить действие его тяги. Поэтому прекращение горения заряда – только один из методов выключения.

Разработчик представленной компоновки пошел другим путем. Вместо полного гашения заряда он сбрасывает давление из камеры сгорания в сторону, почти противоположную основному направлению истечения газов. Согласно уравнению Клайперона, уменьшение давления приводит к уменьшению температуры в камере сгорания, что, в свою очередь, уменьшает интенсивность горения шашки. Здесь мы видим только одно сопло противотяги. Его включение, помимо уменьшения тяги двигателя, приведет к развороту корпуса ракеты вправо, т.к. двигатель обычно находится ниже центра масс ракеты. К этому моменту головная часть будет уже отделена от ракеты. Соответственно этот разворот имеет целью не допустить столкновения отделенной ракеты с головной частью.

Теперь посмотрим, почему именно в точке выключения двигателя происходит отделение головной части. Сначала подумаем, зачем вообще требуется отделять ГЧ? При этом усложняется конструкция ракеты, т.к. для отделения требуются специально спроектированные устройства. Увеличивается относительная конечная масса ракеты, что, как мы увидим далее, уменьшает конечную скорость.

В ту эпоху, когда появились отделяемые головные части, начиналась разработка систем противоракетной обороны. Отследить крупную цель, каковой являлась ракета, проще. Поэтому именно в нее, с большей вероятностью, попадет противоракета. Но есть еще один плохой параметр у ракеты. Инженеры назвали бы его «высокой парусностью». Мы знаем, что аэродинамическая сила пропорциональна площади сечения, перпендикулярного к вектору скорости, называемого «мидель». Для уменьшения лобового сопротивления на активном участке траектории ракете придана форма, которая, в отсутствие тяги и управления, не обеспечивает устойчивой ориентации. Это приводит к увеличению так называемого «кругового квадратичного отклонения» или, проще говоря, уменьшению точности попадания.

После отделения в плотные слои атмосферы входит компактная и более аэродинамически устойчивая головная часть. Из этих соображений ГЧ можно отделить в любой момент времени между отключением двигателя и входом в плотные слои атмосферы. И из всего этого, самого большого участка траектории конструкторы выбрали именно точку выключения двигателя. Почему?

Тот, кто ездил на автомобиле до исчерпания топлива в баке, знает, что прежде чем заглохнуть, мотор начинает «чихать». Автомобиль идет рывками. То же самое происходит и при выключении ракетного двигателя. В течение некоторого, на данном графике увеличенного, интервала времени тяга меняется почти хаотическим образом. Это связано с догоранием остатков топлива в жидкостном двигателе и процедуры гашения заряда в твердотопливном. Подобное явление получило наименование «импульс последействия». Если не предпринять мер, он приводит к неизвестному изменению конечной скорости и, соответственно, уменьшению точности. Отделение головной части в этот момент позволяет не передать ей данный импульс.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Выключение твердотопливного двигателя.
2. Импульс последействия и меры борьбы с ним.

**Домашнее задание**

1. Определить диаметр питающего трубопровода, если рубашка охлаждения жидкостного ракетного двигателя содержит 200 каналов прямоугольного сечения 5х10 мм. Гидравлическим сопротивлением пренебречь.

Теоретический материал

По агрегатному состоянию топлива современные ракетные двигатели подразделяются на жидкостные и твердотопливные. Газообразные компоненты не используются ввиду их малой плотности, а гибридные системы (твердое горючее при жидком окислителе) собирают все недостатки жидкостных и твердотопливных двигателей.

Из второго закона Ньютона следует, что при уменьшении массы разгоняемого тела (выгорании топлива) его ускорение возрастает. Тяга ракетного двигателя возрастает при уменьшении давления окружающей среды. Для учета этого факта существует так называемый коэффициент пустотного приращения тяги.

Зависимость тяги от времени в случае твердотопливного двигателя определяется формой и химической структурой топливного заряда. Значит твердотопливные двигатели, в отличие от жидкостных, не позволяют изменить программу горения. Это уменьшает возможности по варьированию траекторией полета.

Для снижения механических нагрузок на конструкцию ракеты в полете имеет смысл программно снижать тягу в конце активного участка. В жидкостном двигателе этого можно добиться, снижая обороты топливных насосов и уменьшая таким образом подачу компонентов топлива в камеру сгорания.

Как можно добиться такого эффекта в случае твердотопливного двигателя? Тяга такого двигателя зависит от площади горения его заряда. При этом заряд на всем протяжении работы двигателя должен быть надежно закреплен в камере сгорания.

Уравнение неразрывности потока утверждает, что через любое полное сечение за одно и то же время проходит равный поток жидкости или газа. Гидравлическое сопротивление влияет на скорость движения жидкости. Пренебрегая им, полагаем, что скорость потока везде одинакова.

Из вышесказанного следует, что площадь сечения трубопровода должна быть равна суммарной площади сечения каналов охлаждения.

Кумулятивный заряд начинает гореть по поверхности кумулятивного углубления, находящегося в центре нижней (задней) поверхности. Указание пренебречь геометрией углубления разрешает считать, что горение начинается из точки.

На начальной стадии работы фронт горения имеет форму сферы возрастающего радиуса. Максимума площадь горения достигает в момент, когда диаметр этой сферы достигает диаметра заряда.

**Задания к уроку**

Задача 1. Определите момент времени, в который выдаст максимальную тягу твердотопливный двигатель с кумулятивной формой заряда диаметром 2м и длиной 8м при скорости горения топлива 0.1 м/с. Во сколько раз этот максимум превысит тягу в момент полного выгорания топлива? Геометрией кумулятивного углубления пренебречь.

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады на темы:

1. Идеальные условия движения ракеты.

2. Второй закон Ньютона для тела переменной массы.

3. Скорость Циолковского.

Тема 5.2 «Скорость Циолковского. Потери скорости»



Теоретический материал

Рассмотрим следующую задачу. Тело, массой m0, движущееся со скоростью v0, присоединяет к себе тело массой m1, двигавшееся со скоростью v1, и отбрасывает от себя тело массой m3 со скоростью v3. Найти скорость vk, с которой будет двигаться тело после взаимодействия.

Рассмотрим две ситуации: до взаимодействия и после. Массу m0 заменим суммой масс (m2 + m3). После взаимодействия имеем тела, массами (m1 + m2) и m3.

На основании закона сохранения импульса запишем уравнение. В записи учитываем тот факт, что скорость v3 направлена против оси x. Из этого уравнения можно выразить конечную скорость.

Если массы m1 и m3устремить к нулю, то получим так называемую дифференциальную запись уравнения, предложенную в 1897 году Иваном Всеволодовичем Мещерским. Данное уравнение носит его имя. Решать это уравнение мы не будем, но вам предлагается высказать предположения о том, движение чего оно описывает.

Если исключить присоединяемую массу и результирующую внешних сил, то данное уравнение превращается в уравнение Циолковского. Заниматься его решением мы не будем, а сразу приведем результат. Такое уравнение как раз и описывает движение ракеты в идеальных условиях. Знак «минус» перед правой частью возникает из-за того, что скорость отброса массы (*U*) и скорость полета направлены в противоположные стороны.

Параметр , равный отношению массы «пустой» ракеты к массе заправленной, получил наименование «относительная конечная масса. Если посмотреть на приведенный слева график отрицательного логарифма, то становится понятно, что для увеличения конечной скорости требуется уменьшать . Величину *U*, называемую удельным импульсом двигательной установки, надо, наоборот, увеличивать.

Только перехода к материалам с меньшей плотностью для этого недостаточно. Теперь, оглядываясь на предыдущие уроки, мы можем сформулировать требования к ракетным топливам:

1. Топливо, являясь расходуемой массой, должно обладать максимальной плотностью. Это позволит уменьшить объем, а следовательно, и массу, топливных баков. Эта масса входит в *mk*. Здесь сказывается преимущество твердотопливных двигателей.
2. Двигательная установка должна обладать максимальной скоростью отброса продуктов сгорания, именуемой удельным импульсом. В этом отношении лидерство за жидкостными двигателями.

Идею того, как можно уменьшить относительную конечную массу ракеты, высказывал еще Циолковский. Он предлагал так называемые «ракетные поезда». Нет, это не боевые железнодорожные комплексы. Траектория космической ракеты, в представлении Циолковского, начиналась с горизонтального разгона по специальной дороге. Далее, подобно самолету, поезд отрывался от земли и продолжал разгон с набором высоты. При этом он избавлялся от пустеющих вагонов. Только вот пустели они не с конца, а с головы состава.

Около 50 лет назад, во Франции запатентовали такую схему многоступенчатой ракеты, Однако до сих пор реальных ракет, построенных по ней, нет. В тех ракетах, что летают сейчас, отцепляются не передние, а задние «вагоны». Стартуют они не горизонтально, а вертикально. При этом разительно отличаются от того, что предлагал Константин Эдуардович. Но именно Циолковского мы называем изобретателем многоступенчатой ракеты.

Теперь посмотрим, как будет выглядеть формула скорости Циолковского для такой ракеты. Логично предположить, что конечная скорость предыдущей ступени является начальной скоростью для следующей. Конструктора скажут, что это не совсем так, ведь в процессе разделения ступеней часть скорости может теряться. Эти потери мы учитывать не будем. В этом случае конечная скорость ракеты может быть найдена как сумма конечных скоростей ее ступеней. Естественно, удельные импульсы двигательных установок ступеней, в большинстве случаев, различны. Таким образом, мы должны были остановиться, записав верхнюю строчку.

Чтобы продвинуться дальше, определяется такое эквивалентное значение удельного импульса, которое можно было бы подставить в формулу Циолковского для каждой ступени с тем, чтобы результат суммирования не изменился. Определение такого значения мы оставим за рамками курса и рассмотрим случай, при котором удельные импульсы ступеней равны. В этом случае удельный импульс выносится за скобки, а сумма логарифмов может быть заменена логарифмом произведения.

При этом надо учитывать тот факт, что мы считаем следующую ступень частью предыдущей, что позволяет более компактно записать формулы для определения относительных конечных масс ступеней.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Что в уравнении Мещерского является «присоединяемыми частицами"?
2. Почему Циолковский предлагал избавляться от «передних вагонов», а не задних?

**Домашнее задание**

1. Ответить письменно на вопрос: для каких условий выведена формула скорости Циолковского?

Теоретический материал

В физике существует множество законов сохранения: энергии, импульса, момента импульса. Из них четко соблюдается только один – закон сохранения энергии. Остальные можно применять только в специфических условиях, например, при отсутствии так называемого теплового рассеяния энергии.

Условиями применимости закона сохранения импульса, на основании которого было получено уравнение Циолковского, являются отсутствие перехода кинетической энергии во внутреннюю (тепло) или потенциальную.

Это не означает, что уравнением нельзя пользоваться. Просто нужно ввести некоторые поправки, учитывающие реальные условия полета. Сегодня мы рассмотрим две такие поправки.

Первая обусловлена влиянием гравитации на полет ракеты. Самый простой и очевидный подход – записать закон сохранения механической энергии, приравняв изменение потенциальной энергии к изменению кинетической. Знак «минус» в уравнении означает, что при увеличении потенциальной энергии кинетическая уменьшается и наоборот. Отсюда можно выразить поправку. Вроде бы логично, но для нашего случая не годится. Дело в том, что это соотношение действует только для вертикального полета. В нашем случае поступим иначе.

При движении по большей части траектории вектор (mg) дает проекцию на продольную ось ракеты, направленную противоположно вектору скорости. Эта проекция представляет собой ускорение. Чтобы получить потери скорости, требуется, как сказали бы в ВУЗе, «проинтегрировать» ее по времени активного участка. Этот термин означает, что время работы двигателя нужно разделить на множество коротких интервалов и для каждого из них перемножить данную проекцию на длину интервала. Полученные произведения впоследствии складываются.

Результат, естественно, растет с течением времени. Поэтому для минимизации этой потери требуется минимизировать время разгона, т.е. задать максимально возможную тяговооруженность (отношение силы тяги двигателя к весу ракеты). Но так поступить можно не всегда.

Одна из причин, не позволяющая так сделать – характер полезной нагрузки. Если ракета несет боевую часть, предназначенную для поражения наземной цели, то такая БЧ при входе в атмосферу подвергается действию большой силы лобового сопротивления. Поскольку для преодоления ПРО требуется максимально быстро достичь цели, БЧ рассчитывается на подобные нагрузки.

Иную картину мы наблюдаем при выводе груза на орбиту. Спутник, а тем более человек – изделие достаточно хрупкое и на большие перегрузки не рассчитанное. Поэтому в данном случае подобная оптимизация невозможна.

Еще одна причина, не позволяющая поступить таким образом, связана с другим видом потерь. Поскольку стартующая с Земли ракета первоначально летит в атмосфере, то ей приходится преодолевать уже знакомое нам аэродинамическое сопротивление. Вспомним, от чего оно зависит. Помимо площади миделя, изменить которую можно только в ходе отделения отработавшей ступени, в формулу аэродинамической силы входит скоростной напор. Для его уменьшения желательно проходить плотные слои атмосферы с небольшими скоростями, перенося основной разгон на большие высоты, где плотность воздуха будет значительно меньше.

Два приведенных вида потерь – антагонисты. При попытке уменьшить одни мы будем получать увеличение других. Поэтому задача уменьшения суммарных потерь – оптимизационная. Нормальной методики решения ее «вручную» не существует. Для решения этой задачи приходится проводить серии достаточно сложных компьютерных расчетов.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Почему закон сохранения механической энергии неприменим для определения гравитационных потерь?
2. Чем ограничена тяговооруженность ракет-носителей?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по теме:
2. Барометрические потери тяги и их уменьшение.

Теоретический материал

Сегодня более подробно рассмотрим, от каких параметров зависит тяга ракетного двигателя. Тягой принято называть равнодействующую сил давления, приложенных к ракете. Из рисунка слева видно, что горизонтальные составляющие этих сил компенсируют друг друга. Таким образом, остается только вертикальная проекция сил давления. Она и определяет тягу.

Уравнение Циолковского утверждает, что конечная скорость ракеты зависит от так называемого «удельного импульса» двигательной установки, т.е. скорости потока на выходе из сопла. Для математического описания течения жидкости или газа используется уравнение Эйлера. Ввиду его так называемой дифференциальной природы, приводить здесь это уравнение не будем. Скажем только, что из него следует, что для разгона дозвукового потока требуется сужающийся канал, а сверхзвукового – расширяющийся.

Разгон внутри канала постоянного сечения возможен только за счет постоянного подвода тепла к движущейся среде. Поэтому такой способ практически не используется.

Сочетание сужающегося дозвукового и расширяющегося сверхзвукового участков получило название «сопло Лаваля». Самое узкое сечение часто ошибочно называют критическим. В действительности понятие «критическое сечение» характеризует не форму канала сопла, а режим течения в нем. Это сечение, в котором скорость потока становится равной так называемой «местной скорости звука». Оно может находиться в любом месте сужающегося канала. Но сверхзвуковой поток в сужающемся канале тормозится с образованием скачков уплотнения. В итоге если критическое сечение в потоке существует, то оно занимает самое узкое место сопла.

Согласно приведенной формуле, скорость звука можно найти как квадратный корень из отношения произведения постоянной адиабаты, универсальной газовой постоянной и температуры к молярной массе газа. В этой формуле отсутствуют такие параметры, как давление и плотность газа. Но помимо нее есть уравнения, связывающие эти параметры.

Максимально эффективно сопло работает тогда, когда давление, приходящее на срез из камеры сгорания, равно атмосферному на высоте полета. Но атмосферное давление с высотой снижается, что демонстрирует график справа. В сверхзвуковом потоке давление снижается по мере его расширения. Снизить давление на срезе можно двумя способами.

Первый способ – газодинамический. Давление можно снизить, снижая давление в камере сгорания. Для этого в жидкостных двигателях используют так называемое «дросселирование тяги», уменьшая подачу компонентов в камеру. В твердотопливных двигателях используют топливные шашки с регрессивным режимом горения.

Но уменьшение давления в камере означает, что нагрузки на ее конструкцию также уменьшатся. Прочностные расчеты выполняются по максимальным нагрузкам. Значит, камера будет обладать излишней прочностью, т.е. весом. Это допустимо только в ограниченном масштабе.

Второй способ – конструкционный. Как уже говорилось выше, давление снижается при расширении потока. Значит можно снизить давление на срезе, увеличивая так называемую степень расширения сопла, т.е. отношение площади среза сопла к площади критического сечения.

Существуют два способа сделать это. Первую возможность предоставляет многоступенчатость больших ракет. Соответственно для первой ступени сопло имеет небольшую степень расширения, а для второй – в разы больше. При этом секундный массовый расход на второй ступени значительно меньше, чем на первой. Это позволяет уменьшить объем камеры сгорания.

Второй способ связан с изменением степени расширения сопла без замены всего двигателя. Наиболее частое решение такого плана – использование соплового насадка. На начальной стадии работы такого двигателя насадок поднят вверх. Верхний срез сопла является нижним габаритом ракеты. В разряженных слоях атмосферы насадок опускается и становится продолжением сопла, позволяя получить дополнительную тягу.

Наряду с этим существует еще одно решение. Длина сопла остается постоянной, а закрашенная на рисунке справа часть заполняется разрушающимся в процессе работы двигателя материалом. Такие абляционные покрытия ранее уже использовались в качестве теплозащитных. Основная проблема этого решения в том, что температура газа по мере его расширения (сверху вниз) уменьшается, а толщина покрытия увеличивается. Поэтому свойства материала покрытия в разных его точках должны быть различны. Такие материалы называют анизотропными.

Чтобы минимизировать барометрические потери, сопло создается таким, что в начале работы двигателя давление на срезе меньше атмосферного. Такой режим работы называют перерасширением. Если давление в струе более чем в два раза ниже атмосферного, образуется особая структура, пересекающая поток и называемая «диск Маха». Ее хорошо видно на данном видео.

В процессе подъема ракеты атмосферное давление уменьшается. На некоторой высоте двигатель выходит в расчетный режим работы. Далее режим работы становится недорасширенным.

Если сила, действующая на стенку сопла изнутри, будет значительно меньше, чем снаружи, то атмосферное давление проникнет внутрь сопла. Это приведет к тому, что текущий по соплу поток оторвется от стенки. Соответственно площадь сопла, участвующая в создании тяги, уменьшится, уменьшая и саму тягу.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Какое сечение сопла называют критическим?
2. Возможен ли запуск спутника одноступенчатой ракетой?

**Домашнее задание**

1. Ответить письменно на вопрос: что является причиной барометрических потерь?

Теоретический материал

Посмотрим, как будет выглядеть формула скорости Циолковского для ракеты. Логично предположить, что конечная скорость предыдущей ступени является начальной скоростью для следующей. Конструктора скажут, что это не совсем так, ведь в процессе разделения ступеней часть скорости может теряться. Эти потери мы учитывать не будем. В этом случае конечная скорость ракеты может быть найдена как сумма конечных скоростей ее ступеней. Естественно, удельные импульсы двигательных установок ступеней, в большинстве случаев, различны. Таким образом, мы должны были остановиться, записав верхнюю строчку.

Чтобы продвинуться дальше, определяется такое эквивалентное значение удельного импульса, которое можно было бы подставить в формулу Циолковского для каждой ступени с тем, чтобы результат суммирования не изменился. Определение такого значения мы оставим за рамками курса и рассмотрим случай, при котором удельные импульсы ступеней равны. В этом случае удельный импульс выносится за скобки, а сумма логарифмов может быть заменена логарифмом произведения.

При этом надо учитывать тот факт, что мы считаем следующую ступень частью предыдущей, что позволяет более компактно записать формулы для определения относительных конечных масс ступеней.

Условиями применимости закона сохранения импульса, на основании которого было получено уравнение Циолковского, являются отсутствие перехода кинетической энергии во внутреннюю (тепло) или потенциальную.

Самый простой и очевидный подход – записать закон сохранения механической энергии, приравняв изменение потенциальной энергии к изменению кинетической. Знак «минус» в уравнении означает, что при увеличении потенциальной энергии кинетическая уменьшается и наоборот. Отсюда можно выразить поправку. Вроде бы логично, но для нашего случая не годится. Дело в том, что это соотношение действует только для вертикального полета. В нашем случае поступим иначе.

При движении по большей части траектории вектор (mg) дает проекцию на продольную ось ракеты, направленную противоположно вектору скорости. Эта проекция представляет собой ускорение. Чтобы получить потери скорости, требуется, как сказали бы в ВУЗе, «проинтегрировать» ее по времени активного участка. Этот термин означает, что время работы двигателя нужно разделить на множество коротких интервалов и для каждого из них перемножить данную проекцию на длину интервала. Полученные произведения впоследствии складываются.

Результат, естественно, растет с течением времени. Поэтому для минимизации этой потери требуется минимизировать время разгона, т.е. задать максимально возможную тяговооруженность (отношение силы тяги двигателя к весу ракеты).

**Задания к уроку**

Задача 1. Найдите скорость Циолковского для двухступенчатой ракеты со стартовой массой 200 т. Удельный импульс на первой ступени 3600 м/с, на второй – 4000 м/с. Масса топлива первой ступени 100 т, второй – 40 т. Масса конструкции первой ступени 15 т.

Задача 2. Оцените гравитационные потери тяги ракеты из предыдущей задачи при условии, что она поднимается вертикально, а секундный массовый расход топлива на первой ступени равен 500 кг/с, на второй - 250 кг/с.

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:

1. Потери тяги двигателя на управление траекторией и меры по их снижению.

2. Форма активного участка траектории баллистической ракеты.

Тема 5.3 «Траектории управляемых ракет. Отличие баллистической ракеты от крылатой»



Теоретический материал

Сегодня рассмотрим еще один вид потерь тяги и скорости ракеты. Практически все траектории, по которым летают ракеты – криволинейные. Что значит «совершить поворот»? На рисунке слева мы видим векторы скорости тела до и после совершения маневра. Совместим начальные точки этих векторов и построим вектор, соответствующий их разности.

Именно эту скорость мы должны дополнительно сообщить ракете, чтобы развернуть ее на угол *φ*. Из неравенства треугольника мы знаем, что длина его стороны всегда меньше суммы длин двух оставшихся сторон, т.е. . Это неравенство и отражает потери скорости на управление траекторией.

Теперь посмотрим, каким образом можно их уменьшить. Оптимальный с точки зрения баллистики вариант – запускать ракету сразу с требуемым углом возвышения. Этот вариант, называемый наклонным стартом, действительно использовался в средине прошлого века. Слева мы видим фотографию комплекса С-75, которым 1 мая 1960 года был сбит самолет У-2 Пауэрса. Эта ракета могла запускаться с начальными углами 20°, 40°, 60° и 80°.

Схема справа иллюстрирует равенство сил, действующих на ракету в вертикальном направлении. Чтобы ракета поднималась вверх, вертикальная проекция силы тяги двигателя должна быть больше веса ракеты. Таким образом, наклонный старт требовал тяги, в разы превышающей вес ракеты.

Поэтому используемая в данном комплексе ракета «В-750» была двухступенчатой. Обведенный красной окружностью блок представлял собой «матрешку». Внутрь одного усеченного конуса помещен другой, развернутый в противоположную сторону. Внешний относился к первой ступени, а внутренний – ко второй. Огромный твердотопливный ускоритель на первой ступени работал всего порядка 5-7 секунд. Современные комплексы («С-300», «С-400») обходятся без такого ускорителя, а ракеты в них стартуют вертикально.

Таким образом, вертикальный стартовый участок позволяет:

* облегчить конструкцию ракеты за счет уменьшения стартовой перегрузки;
* упростить конструкцию стартовой установки, исключив длинную направляющую стрелу;
* пройти плотные слои атмосферы по кратчайшему пути.

Траекторию первых баллистических ракет можно условно разделить на 4 участка:

1. Вертикальный стартовый. Он отличался у железнодорожного ракетного комплекса. Это было связано с сохранением железнодорожного полотна при старте.
2. Программный (баллистический, боевой) разворот в сторону цели. Производился при незначительных величинах скорости, что позволяло минимизировать потери на управление.
3. Прямолинейный разгон в сторону цели. Поскольку ракета предназначается для поражения цели внутри некоторого кольца, т.е. имеет максимальную и минимальную дальность, точка выключения двигателя находится на этом участке.
4. Баллистический участок. Головная часть летит как свободно брошенное тело. Ограниченные возможности маневрирования появляются только после входа ГЧ в плотные слои атмосферы.

Теперь посмотрим на траекторию ракеты-носителя. В отличие от боевой ракеты, для доставки груза на круговую орбиту надо обеспечить нулевой угол бросания. Но при этом нужно достичь требуемой высоты. Т.е. если момент отключения двигателя боевой ракеты зависит только от направления и величины вектора скорости, то в случае ракеты-носителя к ним добавляется еще и высота.

Поэтому, в отличие от боевой, у ракеты-носителя разгон совмещается с программным разворотом. Она вынуждена разворачиваться на высоких скоростях, расходуя больше топлива. В качестве полезного груза носитель выводит спутники, имеющие более хрупкую конструкцию, чем боевая головная часть. Это требует уменьшения перегрузки в полете, а значит, и ускорения ракеты. Соответственно возрастает время выведения и гравитационные потери.

В случае вывода пилотируемого корабля ограничения еще более жесткие, т.к. «предел прочности» техники можно искусственно поднять. С живыми организмами это не получится.

На какую орбиту проще вывести груз, высокую или низкую? Казалось бы, суммарная механическая энергия (сумма кинетической и потенциальной) с ростом высоты орбиты растет. Но при выводе на низкие орбиты возникает техническая сложность. Конечная орбитальная скорость, которую нужно обеспечить – растет, а длина активного участка, на котором требуется разогнаться до этой растущей скорости – падает. Это требует увеличивать ускорение ракеты, а значит создавать более мощный носитель для доставки на низкие орбиты. Более подробно траектории ракеты – носителя мы рассмотрим на следующем занятии.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Что является причиной потерь на управление?
2. Как можно эти потери уменьшить?
3. Почему ракеты-носители значительно тяжелее боевых баллистических ракет?

**Домашнее задание**

1. /Подготовить доклады по темам:

1. Что является причиной потерь на управление?

2. Как эти потери можно уменьшить?



Теоретический материал

Еще в годы Второй Мировой войны в Германии пытались применять ракеты для бомбардировки Британских островов. Основными для этого стали изображенные здесь два типа ракет. Справа мы видим баллистическую ракету «V-2». О ракетах такого класса мы говорили на прошлом уроке.

Давайте обратим внимание на изображение слева. Оно очень похоже на самолет, но называется крылатой ракетой «V-1». Чем крылатая ракета отличается от самолета?

Отличие сформулировать не так просто. Оно не втом, что на самолете есть пилот, а на ракете его нет. Самолеты японских «Камикадзе» по сути – крылатые ракеты. Разница в том, что крылатая ракета предназначена для единственного полета. При этом летит она как самолет. В чем главное отличие крылатой ракеты от баллистической? (мини опрос)

Главное отличие не наличие или отсутствие крыльев, а наличие у траектории баллистической ракеты пассивного участка, на котором она практически неуправляема и движется как свободно брошенное тело. Крылатая ракета управляется на всей своей траектории.

Тем не менее, подавляющее большинство крылатых ракет имеют аэродинамические плоскости, что позволяет, за счет аэродинамической подъемной силы, уменьшить тягу двигателя и, соответственно, расход топлива.

Поскольку крылатая ракета легче баллистической, она имеет более широкие возможности запуска и базирования. Мы хорошо помним, как небольшие катера Каспийской флотилии осуществили пуски ракет «Калибр» по целям в САР. И США сразу же «отозвали на ремонт» свой авианосец из Персидского залива. Случайное совпадение? Если учесть, что расстояние от катеров до целей в Сирии и АУГ в Персидском заливе было примерно одинаково, то… Запуск может осуществляться с кораблей, наземных установок, подводных лодок, самолетов. Конечно, ракета, стартующая с подводной лодки, отличается от запускаемой с самолета.

Мы уже говорили, что большинство крылатых ракет используют аэродинамическую подъемную силу. Для этого их траектория должна располагаться в плотных слоях атмосферы. При этом резко возрастают аэродинамические потери. Поэтому среди крылатых ракет сверхзвуковых немного. Как же они преодолевают противоракетную оборону?

Здесь работает поговорка: «Умный в гору не пойдет, умный гору обойдет». Посмотрим, что представляет собой траектория полета современных крылатых ракет. Вместо «любимой» баллистическими ракетами игры в «догонялки», крылатые ракеты навязывают системе ПРО игру в «прятки». Они летят очень низко, прячась в складках местности. При этом огибают известные зоны обнаружения ПРО противника.

В наше время для ориентирования «на местности» высокоточного оружия созданы системы глобального позиционирования, такие как GLONAS, JPS, GALLILEO. Соответствующие приборы ставятся не только на транспорт, но и на ракеты. Поэтому каждая сторона разрабатывает методы глушения, а то и подмены сигнала такой системы у противника. Поэтому используется астрономическая (астрокоррекция) и картографическая информация. Чтобы обозревать местность вокруг, требуется значительная высота полета. Однако она резко увеличивает уязвимость ракеты. Как быть в этой ситуации? (мини опрос)

Был найден элегантный выход. Ракеты летят «стаей» на малой высоте. Одна из них поднимается выше и снабжает «стаю» информацией о местоположении. Если «вожака стаи» уничтожают, его место занимает следующая.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Почему среди крылатых ракет мало сверхзвуковых?
2. Чем отличается преодоление ПРО баллистической и крылатой ракетой?

**Домашнее задание**

1. Письменно ответить на вопрос: преимущества и недостатки крылатых ракет.

Теоретический материал

Практически все траектории, по которым летают ракеты – криволинейные. Что значит «совершить поворот»? На рисунке слева мы видим векторы скорости тела до и после совершения маневра. Совместим начальные точки этих векторов и построим вектор, соответствующий их разности.

Именно эту скорость мы должны дополнительно сообщить ракете, чтобы развернуть ее на угол φ. Из неравенства треугольника мы знаем, что длина его стороны всегда меньше суммы длин двух оставшихся сторон, т.е. . Это неравенство и отражает потери скорости на управление траекторией.

Схема справа иллюстрирует равенство сил, действующих на ракету в вертикальном направлении. Чтобы ракета поднималась вверх, вертикальная проекция силы тяги двигателя должна быть больше веса ракеты. Таким образом, наклонный старт требовал тяги, в разы превышающей вес ракеты.

Чем крылатая ракета отличается от самолета?

Отличие сформулировать не так просто. Оно не в том, что на самолете есть пилот, а на ракете его нет. Самолеты японских «Камикадзе» по сути – крылатые ракеты. Разница в том, что крылатая ракета предназначена для единственного полета. При этом летит она как самолет. В чем главное отличие крылатой ракеты от баллистической?

Главное отличие не наличие или отсутствие крыльев, а наличие у траектории баллистической ракеты пассивного участка, на котором она практически неуправляема и движется как свободно брошенное тело. Крылатая ракета управляется на всей своей траектории.

Тем не менее, подавляющее большинство крылатых ракет имеют аэродинамические плоскости, что позволяет, за счет аэродинамической подъемной силы, уменьшить тягу двигателя и, соответственно, расход топлива.

Поскольку крылатая ракета легче баллистической, она имеет более широкие возможности запуска и базирования.

Мы уже говорили, что большинство крылатых ракет используют аэродинамическую подъемную силу. Для этого их траектория должна располагаться в плотных слоях атмосферы. При этом резко возрастают аэродинамические потери.

**Задания к уроку**

Задача 1. Определите потери скорости на управление при полете со скоростью 1 км/с по траектории, представляющей собой дугу в окружности.

Задача 2. Двигатель баллистической ракеты выключается при достижении ею скорости 3 км/с на высоте 25 км. Расчетный конечный угол равен 30°. К какому отклонению от цели приведет изменение угла в пределах ±0.5°?

**Домашнее задание**

1. Письменно ответить на вопрос: что является причиной барометрических потерь?

Во время занятия проводится контроль знаний учащихся в виде тестирования по теме "Ракетный полет".

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:
2. Особенности кажущегося движения планет.
3. Сходство и различие систем Птоломея и Коперника.

*Тема 6.1* «Траектории космических объектов. Законы Кеплера»



Теоретический материал

Еще в древности люди заметили, что среди равномерно движущихся с востока на запад звезд есть несколько объектов, постоянно находящихся на небосклоне, но не следующих этому правилу. Эллины назвали их «планетами» от греческого слова, в переводе означающего «блуждающая». Собственные названия эти небесные тела получили по именам древнеримских богов.

При этом бытовало мнение, впоследствии долгие века поддерживаемое Христианскими церквами, что идеальное движение представляет собой равномерное движение по кругу. Ввиду присущего тогда, как и сейчас, человечеству эгоцентризма, в центре этих кругов, несомненно, должна находиться Земля. Но как при этом объяснить те петли, которые выписывали планеты? Излишним возлиянием управляющих ими богов? Пример одной из таких петель, описываемых Марсом, приведен на слайде. Цифрами подписаны даты, соответствующие различным положениям.

Пытаясь свести сложное петлеобразное движение к равномерному движению по окружности, Клавдий Птолемей ввел так называемые «эпициклы» - дополнительные окружности, по которым двигались планеты, и центры которых, в свою очередь, равномерно двигались по окружности вокруг Земли. Поскольку впоследствии обнаружились расхождения наблюдений с исходной моделью, стали вводить дополнительные окружности. В итоге разобраться в этой «матрешке» стало очень сложно.

Естественно в средние века возникло стремление упростить эту систему. Удачный вариант был предложен Николаем Коперником. Церковь не успела с ним «поквитаться», т.к. отпечатанный экземпляр его книги был вложен в руки умирающему автору.

Коперник взял за центральное тело Солнце, а петли объяснил взаимным движением Земли и соответствующей планеты, исходя из принципа «чем ближе планета к Солнцу, тем быстрее она движется». При этом планеты, находящиеся у Птолемея внутри орбиты Солнца, у Коперника оказались внутри орбиты Земли.

И описание Птолемея, и описание Коперника содержали общие черты.И там, и там мы видим сферу неподвижных звезд. И один, и второй полагали, что «центр мироздания» находится внутри планетной системы. Только Птолемей считал этим центром Землю, а Коперник – Солнце. Орбиты планет у обоих были круговыми, а движение планет – равномерным.

Ни Птолемей, ни Коперник не объясняли причин такого движения. Единственная причина в ту эпоху – «воля господня». На язык математики ее позже положил Исаак Ньютон. Физическая сущность гравитации до сих пор спорный вопрос. Есть мнение Эйнштейна, что это – «кривизна пространства-времени». Подробнее это рассмотрим на следующем уроке.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Почему среди крылатых ракет мало сверхзвуковых?
2. Чем отличается преодоление ПРО баллистической и крылатой ракетой?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:   
   1) Законы Кеплера.   
   2) Гравитационная задача N тел и методы ее решения.

Теоретический материал

Несмотря на сложность системы Птолемея, по мере увеличения точности астрономических наблюдений стали расти погрешности определения положения планет. Коперник, поначалу, значительно упростил структуру планетной системы. Но он также взял за основу неверное представление о форме орбит, что впоследствии потребовало все тех же эпициклов.

Принципиально иной подход был предложен в средине XVII века Иоганном Кеплером. Он, как и его предшественники, оставил «за скобками» причины такого движения, предоставив их «воле Господа». Но при этом его описание кардинально отличалось от предшественников.

Кеплер изменил саму форму орбит планет, утверждая, что это не окружности, а эллипсы. Давайте вспомним, что это за фигура. Эллипс – геометрическое место точке, сумма расстояний от которых до двух заданных (фокусов) остается постоянной величиной.

Двумя крайними случаями эллипса являются окружность, для которой эти фокусы совпадают, и отрезок, для которых упоминаемая сумма равна расстоянию между фокусами. Для более удобного описания эллипса введено понятие «эксцентриситет». Для эллипса его можно определить по приведенной справа формуле. Если две полуоси равны друг другу (a = b), то эллипс превращается в окружность, а эксцентриситет становится равен нулю. При равенстве нулю меньшей полуоси (b = 0) эксцентриситет равен единице, а эллипс превращается в прямолинейный отрезок.

Согласно первому закону Кеплера именно эллипс является формой орбит планет. При этом Солнце находится не в геометрическом центре эллипса, а в одном из его фокусов. Логичен вопрос: а чем определяется положение второго фокуса? (мини опрос).

Закон сохранения энергии, как мы знаем его сейчас, во времена Кеплера был еще неизвестен. Поэтому о том, каким образом он пришел к формулировке своего второго закона, можно только предполагать. С современных позиций удаление планеты от Солнца должно приводить к росту потенциальной энергии. Значит кинетическая энергия и ее мерило – скорость, должны при этом уменьшаться. Кеплер выразил эту зависимость графически.

Чтобы это проиллюстрировать, мысленно соединим центры Солнца и планеты. Построим секторы эллипса, покрываемые (отметаемые) этим отрезком (радиус-вектором планеты) за равные промежутки времени. На слайде соответствующие сектора залиты голубым цветом. Их площади будут равны. Естественно, чем дальше планета от Солнца, тем меньший путь за это время она проходит. Этому пути соответствует дуга залитого сектора.

Объяснение этому закону в следующем веке дал Исаак Ньютон, предложивший Закон Всемирного Тяготения. Только он впервые ввел силу, под действием которой движутся планеты.

Самым сложным для объяснения и понимания является Третий закон Кеплера. Он устанавливает зависимость между периодами обращения планет и размерами их орбит. Кеплер сформулировал его следующим образом: квадраты периодов обращения планет соотносятся как кубы больших полуосей их орбит. Таким образом, скорость движения планеты в каждой точке ее орбиты не может принимать случайные значения. Она строго определена формой орбиты.

Исаак Ньютон внес в это определение еще и массу центрального тела (Солнца). При этом он доказал, что от массы самой планеты эта скорость не зависит. Был ли он прав? (мини опрос).

Подытоживая вышесказанное нужно отметить главные отличия системы Кеплера от взглядов его предшественников:

1. Орбиты планет не являются круговыми.
2. Скорости движения планет не постоянны
3. Скорость планеты в каждой точке напрямую связана с геометрией орбиты.

При этом законам Кеплера, в качестве частного случая, соответствует и равномерное движение планеты по окружности. Но законы Кеплера также имеют свои ограничения применимости. Рассмотрим их подробнее.

Яркой иллюстрацией «ошибочности» законов Кеплера является история открытия планеты Нептун. Нептун называют «планетой, открытой на кончике пера». На основе Законов Кеплера были составлены таблицы движения другой планеты – Урана. Но они разошлись с наблюдениями. В чем тут дело?

Кеплер рассматривал движение планеты в «системе двух тел», т.е. с свете влияния на нее только Солнца. Сейчас мы знаем, что все тела Солнечной системы взаимодействуют друг с другом. Поэтому такие аномалии в движении Урана объяснили наличием неизвестной планеты. Провели предварительные вычисления, после чего в XIX веке в предсказанном секторе небосвода был обнаружен Нептун. Потом оказалось, что его наблюдал еще Галилей, но он посчитал, что это звезда.

**Задания к уроку**

Заслушать и обсудить доклады:

1) Законы Кеплера

2) Гравитационная задача N тел и методы ее решения.

**Домашнее задание**

1. Ответить письменно на вопросы:   
   1) В чем "революционность" законов Кеплера?   
   2) Какие факторы не учитывались Кеплером?

Теоретический материал

Пытаясь свести сложное петлеобразное движение к равномерному движению по окружности, Клавдий Птолемей ввел так называемые «эпициклы» - дополнительные окружности, по которым двигались планеты, и центры которых, в свою очередь, равномерно двигались по окружности вокруг Земли. Поскольку впоследствии обнаружились расхождения наблюдений с исходной моделью, стали вводить дополнительные окружности. В итоге разобраться в этой «матрешке» стало очень сложно.

Естественно в средние века возникло стремление упростить эту систему. Удачный вариант был предложен Николаем Коперником. Церковь не успела с ним «поквитаться», т.к. отпечатанный экземпляр его книги был вложен в руки умирающему автору.

Коперник взял за центральное тело Солнце, а петли объяснил взаимным движением Земли и соответствующей планеты, исходя из принципа «чем ближе планета к Солнцу, тем быстрее она движется». При этом планеты, находящиеся у Птолемея внутри орбиты Солнца, у Коперника оказались внутри орбиты Земли.

И описание Птолемея, и описание Коперника содержали общие черты. И там, и там мы видим сферу неподвижных звезд. И один, и второй полагали, что «центр мироздания» находится внутри планетной системы. Только Птолемей считал этим центром Землю, а Коперник – Солнце. Орбиты планет у обоих были круговыми, а движение планет – равномерным.

Принципиально иной подход был предложен в средине XVII века Иоганном Кеплером. Он, как и его предшественники, оставил «за скобками» причины такого движения, предоставив их «воле Господа». Но при этом его описание кардинально отличалось от предшественников.

Кеплер изменил саму форму орбит планет, утверждая, что это не окружности, а эллипсы.

Двумя крайними случаями эллипса являются окружность, для которой эти фокусы совпадают, и отрезок, для которых упоминаемая сумма равна расстоянию между фокусами. Для более удобного описания эллипса введено понятие «эксцентриситет». Если две полуоси равны друг другу (a = b), то эллипс превращается в окружность, а эксцентриситет становится равен нулю. При равенстве нулю меньшей полуоси (b = 0) эксцентриситет равен единице, а эллипс превращается в прямолинейный отрезок.

Согласно первому закону Кеплера именно эллипс является формой орбит планет. При этом Солнце находится не в геометрическом центре эллипса, а в одном из его фокусов.

Закон сохранения энергии, как мы знаем его сейчас, во времена Кеплера был еще неизвестен. Поэтому о том, каким образом он пришел к формулировке своего второго закона, можно только предполагать. С современных позиций удаление планеты от Солнца должно приводить к росту потенциальной энергии. Значит кинетическая энергия и ее мерило – скорость, должны при этом уменьшаться. Кеплер выразил эту зависимость графически.

Самым сложным для объяснения и понимания является Третий закон Кеплера. Он устанавливает зависимость между периодами обращения планет и размерами их орбит. Кеплер сформулировал его следующим образом: квадраты периодов обращения планет соотносятся как кубы больших полуосей их орбит. Таким образом, скорость движения планеты в каждой точке ее орбиты не может принимать случайные значения. Она строго определена формой орбиты.

Исаак Ньютон внес в это определение еще и массу центрального тела (Солнца). При этом он доказал, что от массы самой планеты эта скорость не зависит.

Подытоживая вышесказанное нужно отметить главные отличия системы Кеплера от взглядов его предшественников:

1. Орбиты планет не являются круговыми.
2. Скорости движения планет не постоянны.
3. Скорость планеты в каждой точке напрямую связана с геометрией орбиты.

При этом законам Кеплера, в качестве частного случая, соответствует и равномерное движение планеты по окружности.

**Задания к уроку**

Задача 1. Продолжительность года на Венере – 225 земных суток, на Земле – 365 земных суток. Считая орбиты планет круговыми, найдите продолжительность перелета по эллиптической траектории с орбиты Земли на орбиту Венеры.

Задача 2. Продолжительность года на Марсе – 687 земных суток, на Земле – 365 земных суток. Считая орбиты планет круговыми, найдите продолжительность перелета по эллиптической траектории с орбиты Земли на орбиту Марса.

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:

1. Первая космическая скорость.

2. Потенциальная энергия и ее зависимость от высоты орбиты.

*Тема 6.2* «Межорбитальные переходы»



Теоретический материал

Переходим к разделу нашего курса, посвященному межорбитальным переходам. Для начала поговорим о параметрах движения спутника. Для простоты изложения будем рассматривать круговые орбиты. Согласно первому закону Ньютона, тело сохраняет положение покоя или прямолинейного равномерного движения, если на него не действуют силы или действие этих сил скомпенсировано. Соответствует ли этому закону движение планеты вокруг Солнца или движение спутника вокруг планеты? Космонавты на МКС живут в состоянии невесомости, т.е. там нет выделенной массовой силы. При этом движение самой станции не прямолинейно. Ньютон ошибся? (мини опрос).

Рассмотрим упрощенную систему сил, действующую на спутник на круговой орбите. Чтобы высота полета оставалась постоянной, силы, направленные вдоль вертикали (в нашем случае развернутой горизонтально), должны быть равны друг другу. Поскольку они действуют на одну и ту же массу, будем рассматривать только вызываемые ими ускорения.

Ускорение, центростремительное в инерциальной системе координат и центробежное в системе координат, связанной со спутником, можно найти как отношение квадрата скорости спутника к радиусу орбиты. Оно вызвано так называемой «силой инерции».

В сторону Земли направлено ускорение, которое мы привыкли именовать ускорением свободного падения. Только это не привычные нам 9.8 м/с2, а значение, определяемое из закона всемирного тяготения.Для этого постоянную всемирного тяготения перемножаем на массу Земли и делим на квадрат радиуса орбиты спутника. Приведенное значение справедливо только для нулевой высоты.

Поскольку из условия равновесия спутника следует равенство этих двух ускорений, приравниваем правые части. Из полученного уравнения выражаем скорость спутника. Выведенная формула показывает, что с ростом радиуса орбиты скорость спутника должна уменьшаться.Соответствующая нулевой высоте орбитальная скорость получила название «Первая космическая».

Гагарин облетел Землю за 108 минут, а Луна затрачивает на это 28 суток не только потому, что орбита Луны длиннее орбиты корабля «Восток», но и потому, что она движется намного медленнее.А теперь вопрос: если скорость спутника при увеличении высоты его орбиты должна уменьшаться, то при переводе спутника с низкой орбиты на более высокую его нужно разгонять или тормозить? (мини опрос)

«Здравый смысл» подсказывает, что с высотой должна расти потенциальная энергия (mgh). Этот рост приводит к росту полной энергии спутника, несмотря на уменьшение его скорости. Проверим это предположение.

Итак, в левом верхнем углу заданы значения массы Земли, постоянной всемирного тяготения и радиуса нашей планеты. Сверху по центру заданы зависимости орбитальной скорости и ускорения свободного падения от радиуса орбиты. Справа приведены формулы определения удельных (для массы в 1 кг) потенциальной и кинетической энергии спутника. Складываем их и строим график зависимости полной удельной энергии спутника от высоты его орбиты.

Вместо ожидаемого монотонного возрастания видим парадоксальную картину. Энергия растет до высоты порядка 2120 км, а потом начинает снижаться. Если продлить график вправо, то он будет, как говорят математики, асимптотически стремиться к нулю. Работающий на разгон двигатель может только увеличить полную энергию, но никак ее не уменьшить. Что же получается? До 2120 км спутник надо разгонять, а потом для увеличения высоты требуется торможение? Где мы ошиблись? (мини опрос)

Чтобы ответить на этот вопрос, нужно разобраться с таким понятием, как энергия. Дело в том, что механическая энергия не является характеристикой материальной точки, т.е. тела, размерами которого можно пренебречь в данной задаче. Поэтому определить механическую энергию спутника невозможно. Энергия определяется только для связки Земля – спутник. В данном случае мы сталкиваемся с границами действия притяжения планеты. Зону, в которой планета способна влиять на движение других тел называют грависферой. Теоретически гравитация действует на любом расстоянии от тела. Только эффект от такого действия на некотором расстоянии принимает, как говорят математики, «второй порядок малости», т.е. в расчетах им можно пренебречь. Пространство, внутри которого им пренебрегать нельзя, и получило название грависфера. Почему именно сфера? Потому, что гравитационное взаимодействие не зависит от направления.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Что такое "грависфера"?
2. При переводе спутника на более высокую орбиту двигатель работает на разгон, а скорость при этом уменьшается. Почему?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:

1. Активный вывод спутника и вывод с пассивным участком.

2. Компланарный межорбитальный переход.



Теоретический материал

Как мы выяснили на прошлом занятии, орбитальная скорость на круговой орбите уменьшается с ростом ее радиуса. При этом длина участка выведения также уменьшается. Таким образом приходим к парадоксальному положению: вывод на низкие орбиты может требовать более мощного носителя, чем на высокие. При этом требуется рост не сообщаемой спутнику энергии, а именно мощности, т.к. уменьшается время, в течение которого спутник получает требуемую механическую энергию. Также из-за роста ускорения и перегрузки к спутнику предъявляются требования более высокой прочности, что увеличивает его массу.

В качестве возможного решения используются траектории «увеличенной длины». При движении по ним ракета быстро набирает высоту, мало отличающуюся от требуемой орбиты. После этого разгоняется почти горизонтально, с малым углом возвышения. В конце разгона выходит в горизонтальный полет на требуемой высоте, сообщая необходимую скорость *v*k.

Также в процессе вывода часто используется вращение планеты. Точка поверхности уже имеет часть орбитальной скорости, т.к. Земля вращается. Эта скорость максимальна на экваторе и минимальна на полюсах. Из-за вращения Земли вес тела на полюсе максимален, а на экваторе минимален. Поэтому космодромы выгодно располагать ближе к экватору. Одной из причин того, что американцы смогли запустить пилотируемый корабль к луне, а мы – нет, является тот факт, что Канаверал расположен на 23º С.Ш., а Байконур – на 46º. Конечно, это не самое важное, но все-таки препятствие. Именно поэтому развивали проект «Морской старт». Он позволял запускать носитель «Зенит 3 SL» непосредственно с экватора.

Одной из характеристик орбиты является наклонение. Это угол между плоскостью экватора и плоскостью орбиты. Минимальный угол наклонения реализуется при запуске вдоль параллели и равен широте точки старта.

Иного рода сложности возникают при выводе на высокие орбиты. Казалось бы, можно обойтись двигателями меньшей тяги. Ведь потребная скорость ниже, а длина активного участка больше. Но давайте вспомним о рассмотренных нами ранее гравитационных потерях. Они будут значительно расти при увеличении времени выведения. Как же быть в этом случае?

Было принято следующее решение. Ракета носитель выводит спутник на эллиптическую траекторию с апогеем (самой удаленной от Земли точкой) на требуемой орбите. Груз, вместе с последней ступенью носителя, представляющей собой разгонный блок, продолжает пассивный баллистический полет по данной траектории. При прохождении апогея разгонный блок включается повторно и дополнительно разгоняет спутник на величину скорости Δ*v*1, поднимая перигей (самую близкую к Земле точку орбиты) до данного значения. При этом значительно экономится топливо, т.к. большую часть траектории выведения двигатель не работает.

Такой способ вывода получил название «вывод с пассивным участком». Врежется ли спутник в Землю, если двигатель разгонного блока в апогее не запустится?

Ответ зависит от того, где находится перигей данной эллиптической орбиты. Если он вне атмосферы, то мы получим «вторую попытку» запустить разгонный блок на следующем витке.

Более привычная работа для разгонного блока – это не вывод с пассивным участком, а перевод спутника с одной орбиты на другую. Сегодня рассмотрим так называемый компланарный переход. Это тот случай, когда начальная орбита и орбита назначения лежат в одной плоскости и отличаются только «энергетическими параметрами». Для простоты изложения рассмотрим ситуацию перехода между круговыми орбитами различного радиуса.

Мы можем построить множество траекторий такого перехода. Какую из них в итоге выбрать – зависит от особенностей поставленной задачи. На слайде приведено два возможных варианта. Первая траектория получила наименование «Гомановская» – по фамилии впервые предложившего ее еще в 1925 году Вальтера Гомана. Эта траектория требует минимального запаса топлива. Ее используют, когда нет жесткого лимита по времени перехода. Второй вариант траектории более короткий, но потребует большего запаса топлива.

На схеме видно, что двигательная установка запускается дважды, один раз в перигее переходной орбиты, а второй – в апогее. Почему нельзя обойтись одним включением двигателя?

На слайде приведены формулы, по которым можно определить потребные изменения скорости. Произведение, стоящее в числителе под первым радикалом, получило название «гравитационный фактор планеты». Вычисленные по приведенным формулам значения не равны друг другу. При переходе с низкой орбиты на более высокую они положительны, при обратном переходе – отрицательны.

**Задания к уроку**

Заслушать и обсудить доклады:

1. Активный вывод спутника и вывод с пассивным участком.
2. Компланарный межорбитальный переход.

**Домашнее задание**

1. Письменно ответить на вопросы: в чем преимущества и недостатки Гомановской траектории?

Теоретический материал

Сегодня завершаем изучение межорбитальных переходов. Нам осталось рассмотреть переходы, связанные с изменением плоскости орбиты. Мы уже говорили, что минимально возможное наклонение орбиты (угол между ее плоскостью и плоскостью экватора) равно широте места старта. При этом непосредственно в плоскости экватора расположена так называемая «геостационарная орбита».

Спутник, находящийся на ней, с Земли кажется неподвижно висящим над некоторой точкой экватора. Это значительно упрощает работу с ним. Например, нам не требуется сложная система слежения, разворачивающая наземную антенну за спутником.

У этой орбиты есть и некоторые недостатки. Среди них можно отметить не полное покрытие земной поверхности. Несмотря на то, что трех взаимосвязанных спутников на ГСО хватит, чтобы обеспечить связью большую часть земной поверхности, не охваченными остаются полярные регионы.

Второй недостаток ГСО – проблема утилизации отработавших свой ресурс спутников. Чтобы вернуть спутник на Землю, надо выдать тормозные импульсы равные тем импульсам разгонных блоков, при помощи которых спутник вывели на данную орбиту. Поэтому выработавшие свой ресурс спутники остаются в космосе. Вместо возвращения к Земле, их переводят на более высокую «орбиту захоронения».

Теперь посмотрим, как доставляются спутники на ГСО. Мы проанализируем две простейшие схемы выведения. По потребному количеству включений двигателя разгонного блока их называют «двухимпульсная» и «трехимпульсная».

Обе начинаются с того, что ракета-носитель выводит спутник с разгонным блоком на низкую опорную орбиту. На прошлом уроке мы рассматривали вывод с пассивным участком. Напомню. Он состоит в том, что носитель выводит аппарат на высокоэллиптическую орбиту с апогеем на требуемой круговой орбите. Большую часть этого полуэллипса спутник летит с выключенной двигательной установкой. Двигатель включается только в апогее, чтобы перевести спутник на требуемую круговую орбиту. Почему так же нельзя поступить при выводе на ГСО? Зачем нужна эта опорная орбита?

Как мы уже говорили, спутник на ГСО с Земли виден как висящий над определенной точкой экватора. Поэтому «вывести спутник на геостационарную орбиту» означает не только «поднять его на 36 000 км над экватором», но и установить над заданной точкой. Таких точек стояния на данной орбите сотни, а возможных мест старта ракет-носителей – единицы. Конечно, можно рассчитывать свою траекторию выведения для каждой «точки стояния». Но космические агентства пошли другим путем.

Была рассчитана «типовая», общая для всех точек, траектория выведения. Для доставки в нужную точку и служит низкая опорная орбита. Это – «комната ожидания», в которой спутник с разгонным блоком ждут, пока Земля под ними развернется таким образом, чтобы доставленный на ГСО спутник располагался над назначенной для него точкой стояния.

Поскольку единственная точка старта, расположенная непосредственно на экваторе – «морской старт» с 2014 года не функционирует, вывод спутника на орбиту в плоскости экватора требует разворота плоскости орбиты. Это так называемый «некомпланарный переход». Когда мы сравнивали потери на управление боевой ракеты и носителя, мы говорили, что все основные маневры лучше проводить при минимальных скоростях полета.

В случае двухимпульсной схемы такая «точка минимальной скорости» находится на самой геостационарной орбите. Поэтому на опорной орбите спутник получает приращение скорости Δ*v*1, которое отправляет его на эллиптическую орбиту с апогеем на ГСО. В апогее выдается второй разгоняюще-корректирующий импульс, поднимающий перигей на ГСО и изменяющий плоскость орбиты. К преимуществам этой схемы можно отнести тот факт, что время выведения спутника по ней – минимально.

Энергетически более выгодной является трехимпульсная схема. Первый этап вывода по ней повторяет двухимпульсную с той разницей, что первый импульс поднимает орбиту в 2 – 3 раза выше ГСО. В этой наиболее удаленной точке выдается второй импульс, изменяющий плоскость орбиты и поднимающий перигей на высоту ГСО. Третий импульс в этой схеме – тормозящий. Он нужен чтобы опустить апогей до уровня ГСО.

Несмотря на наличие тормозного импульса, энергетически трехимпульсная схема выгоднее двухимпульсной, т.к. максимальный импульс в двухимпульсной связан именно с изменением плоскости орбиты. Но у нее есть дополнительная опасность.

Мы уже говорили об «орбите захоронения», на которую отправляют выработавшие свой ресурс спутники с ГСО. В случае трехимпульсной схемы траектория выведения пересекает эру орбиту, а значит существует риск столкнуться с находящимися там объектами.

Есть и более экзотические способы вывода, вплоть до облета Луны, но мы их рассматривать не будем.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. В чем преимущества и недостатки трехимпульсной схемы выведения на ГСО?
2. Зачем нужна низкая опорная орбита?
3. Может ли «выброшенный за борт» объект впоследствии столкнуться с корпусом корабля?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:

1. Двух и трех импульсная схема вывода на геостационарную орбиту.

2. Маневрирование на орбите.



Теоретический материал

Согласно первому закону Ньютона, тело сохраняет положение покоя или прямолинейного равномерного движения, если на него не действуют силы или действие этих сил скомпенсировано.

В сторону Земли направлено ускорение, которое мы привыкли именовать ускорением свободного падения. Только это не привычные нам 9.8 м/с2, а значение, определяемое из закона всемирного тяготения.Для этого постоянную всемирного тяготения перемножаем на массу Земли и делим на квадрат радиуса орбиты спутника. Приведенное значение справедливо только для нулевой высоты.

Орбитальная скорость на круговой орбите уменьшается с ростом ее радиуса. При этом длина участка выведения также уменьшается.

Одной из характеристик орбиты является наклонение. Это угол между плоскостью экватора и плоскостью орбиты. Минимальный угол наклонения реализуется при запуске вдоль параллели и равен широте точки старта.

«Гомановская» траектория – по фамилии впервые предложившего ее еще в 1925 году Вальтера Гомана. Эта траектория требует минимального запаса топлива. Ее используют, когда нет жесткого лимита по времени перехода.

По потребному количеству включений двигателя разгонного блока существуют две простейшие схемы выведения - «двухимпульсная» и «трехимпульсная». Обе начинаются с того, что ракета-носитель выводит спутник с разгонным блоком на низкую опорную орбиту.

Как мы уже говорили, спутник на ГСО с Земли виден как висящий над определенной точкой экватора. Поэтому «вывести спутник на геостационарную орбиту» означает не только «поднять его на 36 000 км над экватором», но и установить над заданной точкой. Таких точек стояния на данной орбите сотни, а возможных мест старта ракет-носителей – единицы.

Была рассчитана «типовая», общая для всех точек, траектория выведения. Для доставки в нужную точку и служит низкая опорная орбита. Это – «комната ожидания», в которой спутник с разгонным блоком ждут, пока Земля под ними развернется таким образом, чтобы доставленный на ГСО спутник располагался над назначенной для него точкой стояния.

В случае двухимпульсной схемы такая «точка минимальной скорости» находится на самой геостационарной орбите. Поэтому на опорной орбите спутник получает приращение скорости Δv1, которое отправляет его на эллиптическую орбиту с апогеем на ГСО. В апогее выдается второй разгоняюще-корректирующий импульс, поднимающий перигей на ГСО и изменяющий плоскость орбиты. К преимуществам этой схемы можно отнести тот факт, что время выведения спутника по ней – минимально.

Энергетически более выгодной является трехимпульсная схема. Первый этап вывода по ней повторяет двухимпульсную с той разницей, что первый импульс поднимает орбиту в 2 – 3 раза выше ГСО. В этой наиболее удаленной точке выдается второй импульс, изменяющий плоскость орбиты и поднимающий перигей на высоту ГСО. Третий импульс в этой схеме – тормозящий. Он нужен чтобы опустить апогей до уровня ГСО.

**Задания к уроку**

Задача 1. Какой запас топлива должен иметь разгонный блок, чтобы перевести спутник массой 2 тонны с круговой орбиты высотой 250 км на круговую орбиту высотой 400 км по гомановской траектории? Сухая масса разгонного блока 500 кг, масса Земли 5,97\*1024 кг, радиус Земли 6371 км, удельный импульс двигательной установки 3500 м/с.

Задача 2. Рассчитать потребные приращения скорости для осуществления двухимпульсного перехода на геостационарную орбиту с круговой орбиты высотой 250 км и наклонением 56º.

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:

1. Строение Солнечной системы.

2. Вторая космическая скорость.

*Тема 6.3* «Межпланетные перелеты»



Теоретический материал

На прошлых занятиях мы рассмотрели движение космических аппаратов на околоземных орбитах. Освоение космического пространства связано также с межпланетными перелетами. Единственное внеземное тело, на котором уже побывал человек – Луна. Сейчас рассматриваются вопросы пилотируемого перелета на Марс. Но прежде чем достичь другой планеты, за исключением Луны, требуется покинуть грависферу Земли.

Скорость, обеспечивающую покидание поля тяготения тела, принято называть параболической или «второй космической». Как ее определить? Обратимся к приведенному графику, показывающему зависимость удельной потенциальной энергии спутника от высоты круговой орбиты. Подобный график мы уже ранее рассматривали. Тогда это была зависимость полной удельной механической энергии от радиуса орбиты.

Что такое потенциальная энергия? Это возможная работа силы тяготения по сближению двух материальных точек. Мы видим, что с ростом расстояния между точками она сначала растет, а затем начинает уменьшаться. На границе грависферы эта величина равна нулю, т.к. обнуляется сама сила взаимодействия. Значит потенциальную энергию можно расценивать как «работу выхода» тела из поля тяготения.

Поэтому для определения второй космической скорости мы приравниваем кинетическую энергию аппарата к потенциальной, при определении которой используется расстояние между материальными точками. Поскольку вторая космическая скорость, как и первая, определяется для тела на поверхности Земли, в качестве высоты берем радиус планеты. Выражая из данного соотношения вторую космическую скорость, сравниваем ее с первой, полученной ранее. Мы видим, что они различаются в раз.

Теперь давайте подумаем, что такое вторая космическая скорость? Обеспечивает ли она покидание поля тяготения планеты? (мини опрос)

Получаем парадоксальный ответ: аппарат, запущенный с Земли со второй космической скоростью, достигнет границы грависферы. При этом его скорость станет равна нулю. Таким образом, чтобы покинуть поле тяготения, нужна скорость, которая выше второй космической. Но ведь американцы с этой скоростью летали на Луну! Да и межпланетные станции разгонялись до этой скорости.

Вот тут сидит подвох. Да, разгонный блок, совместно с ракетой носителем, разгонял их до заветных 11,2 км/с. Только вот достигалась эта скорость не на поверхности Земли, а в конце активного участка траектории. Если пересчитать ее на «нулевую высоту», то окажется, что там эта скорость выше второй космической.

Как известно, скорость – это вектор, т.е. помимо числового значения (модуля) она имеет и направление. Первая космическая скорость была направлена перпендикулярно радиус-вектору спутника. Под радиус-вектором понимаем отрезок, соединяющий центр Земли со спутником. Направление второй космической скорости совпадает с радиус-вектором межпланетного аппарата.

Мы разобрались с тем, как покинуть поле земного тяготения. Теперь посмотрим, куда нам предстоит лететь.

Внешней границей Солнечной системы принято считать образование, получившее название «Облако Оорта». Инструментально подтвердить факт его существования пока не удается, но в гипотезу о его существовании укладывается большое количество наблюдений.

14 ноября 2003 года был открыт один из самых удаленных на сегодня объектов Солнечной системы, получивший название Седна. Орбита этого тела показана на слайде. На ее фоне даже орбиты больших внешних планет выглядят крошечными. О происхождении этого тела пока нет единого мнения.

Астрономы сходятся к мнению, что все внутренние объекты формировались совместно с Солнцем. В пользу этого говорят такие факты, как:

* все большие планеты движутся вокруг солнца в одну сторону, совпадающую с направлением вращения звезды;
* орбиты этих тел почти компланарны;
* более плотные планеты (земной группы) находятся ближе к Солнцу.

Последнее обстоятельство значительно упрощает баллистику межпланетных перелетов. Более подробно межпланетные траектории рассмотрим на следующем уроке.

**Задания к уроку**

Ответить на вопросы:

1. Почему второй космической скорости недостаточно для покидания грависферы Земли?
2. Почему каменные планеты ближе к Солнцу, чем гиганты?
3. Требуется ли вторая космическая скорость для полета к Луне?

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:

1. Третья космическая скорость.

2. Пертурбационный маневр. Откуда берется изменение скорости?



Теоретический материал

Нам осталось рассмотреть вопросы, связанные с отправкой аппаратов к другим планетам Солнечной системы и в межзвездное пространство. За прошедшее время, среди прочих, были отправлены два аппарата, которые должны покинуть Солнечную систему. Это аппараты «Вояджер». Рассмотрим баллистическую задачу по их запуску.

Чтобы покинуть Солнечную систему, аппараты должны, после выхода из грависферы Земли, развить скорость, являющуюся второй космической для Солнца. Определить эту скорость в окрестности нашей планеты можно по уже известной нам формуле. На этот раз в нее подставим массу Солнца и средний радиус земной орбиты. Получаем скорость чуть больше 42 км/с.

Для ракетной техники такие скорости пока недосягаемы. Но ведь Вояджеры летят! Как удалось запустить эти аппараты? (мини опрос)

Когда автор был студентом, ему говорили, что вывод спутника на низкую круговую орбиту – предел возможности одноступенчатой ракеты. Этот предел до сих пор не был реализован. Все современные носители – либо двух, либо трехступенчатые ракеты. При этом в качестве перспективных проектов рассматриваются идеи «воздушного старта», когда функцию первой ступени выполняет самолет – носитель. В случае отправки межпланетных станций, что может служить таким носителем?

До сих пор мы рассматривали Землю как неподвижный объект. Но ведь она не только вертится, из-за чего подавляющее большинство спутников запускаются на восток, но еще и движется вокруг Солнца. Т.е. наша «первая ступень» для Вояджера уже имеет орбитальную скорость, равную 29,78 км/с. Значит нам нужно «доразогнать» станцию на «каких-то» 12,34 км/с.

Это было бы так, если бы не требовалось выйти из грависферы Земли. Скорость такого выхода для Земли является второй космической и равна 11,2 км/с. Так насколько пришлось разогнать Вояджеры? Закон сохранения энергии говорит, что суммировать надо не скорости, а соответствующие энергии. Таким образом получаем необходимое приращение скорости, равное 16,65 км/с. Это значение принято именовать третьей космической скоростью.

С ним многоступенчатые ракеты «потягаться» уже могут. Но даже до этой скорости необязательно разгонять аппарат ракетой. От ракеты потребуется только превысить 11,2 км/с. Что же делать дальше?

Из законов Кеплера следует, что и траектория, и скорость движения по ней, должны обладать «зеркальной симметрией». Т.е. при облете неподвижного центра тяготения скорость подлета равна скорости отлета, что отображает левый рисунок. Для простоты взятполуэллипс, т.к. в этом случае векторы скорости подлета и отлета параллельны.

Эта симметрия сохраняется и в случае движения центрального тела. Только в этом случае скорость подлета представляет собой сумму скоростей аппарата и планеты, а скорость отлета – их разность. Отсюда получаем, сто после такого облета планеты аппарат получит приращение к скорости, равное удвоенной скорости планеты. Это для идеального случая, когда все рассматриваемые векторы скоростей параллельны друг другу. Если такая параллельность не соблюдается, прибавка скорости будет меньше, но она будет!

Откуда эта прибавка берется? Ведь ее, вроде бы, запрещает самый фундаментальный закон природы – закон сохранения энергии. Мы уже сталкивались с причудами этого закона, когда рассматривали межорбитальные переходы. «Никогда такого не было и вот опять»? За счет чего разгоняется аппарат?

Разгоняя межпланетную станцию таким образом, мы фактически тормозим планету. Конечно, из-за колоссальной разницы масс аппарата и планеты, замедление последней ничтожно. Но если такие маневры совершать постоянно, то планета может затормозиться настолько, что ее орбита изменится. А изменение орбиты любой большой планеты может привести к глобальной перестройке всей Солнечной системы. Поэтому таким маневром нельзя пользоваться бесконечно.

Мы рассматривали вариант, при котором изначально аппарат и планета двигались навстречу друг другу. Что будет происходить, если аппарат будет догонять планету?

Получится ли использовать такой маневр, получивший название «пертурбационный», многократно? Можно ли проложить траекторию межпланетного аппарата таким образом, чтобы несколько раз у различных планет повышать скорость? Все планеты вокруг Солнца движутся в одном направлении, значит, летя навстречу первой планете, вторую придется догонять и т.д. Только половина встреченных планет будет разгонять наш аппарат. Но это в случае «полного разворота». Поворачивая на меньший угол, мы будем получать меньшее изменение скорости.

**Задания к уроку**

Заслушать и обсудить доклады:

1. Третья космическая скорость.
2. Пертурбационный маневр. Откуда берется изменение скорости?

**Домашнее задание**

1. Письменно ответить на вопросы:   
   1) Зависит ли приращение скорости в ходе пертурбационного маневра от расстояния, на котором аппарат облетает планету?   
   2) Какое преимущество имеет траектория вывода на геостационарную орбиту с облетом Луны?   
   3) Влияет ли на значение второй космической скорости ее направление?

Во время занятия проводится контроль знаний учащихся в виде тестирования по теме "Космический полет".

**Домашнее задание**

1. Подготовить доклады по темам:   
   1. Утилизация космических аппаратов.   
   2. Межорбитальный переход.

*Тема 7* «Итоговое занятие»



Теоретический материал

Сегодня у нас предпоследнее занятие по курсу. На следующем уроке вас ожидает финальное тестирование. Поэтому займемся повтором изученного материала. Итак.

Мы выяснили, что ученые делят атмосферу нашей планеты на слои. Основным критерием такого деления является график изменения температуры воздуха с высотой. Его немонотонность объясняется поглощением ультрафиолетовой части солнечного спектра озоновым экраном на высоте 50 км и уменьшение потенциальной энергии взаимодействия молекул воздуха в верхних разряженных слоях.

Теплоемкость воздуха также меняется в зависимости от температуры. Если вспомнить, что температура – интегральная характеристика кинетической энергии молекул, то эта зависимость характеризует общий закон «энергетического барьера»: чем выше энергия системы, тем больше энергии требуется для ее дальнейшего увеличения.

Другой важной характеристикой сплошной среды, объединяющей жидкости и газы, является вязкость – способность жидкости или газа оказывать сопротивление перемещению одной части относительно другой. Она тоже зависит от температуры. Но вот вид этой зависимости для жидкостей и газов различен. Это следствие различия природы вязкости в жидкостях и газах.

Все силы, с которыми имеет дело физика вообще и аэродинамика в частности, можно условно разделить на сконцентрированные и распределенные. В аэродинамике сконцентрированных сил практически нет. Корректный учет распределенных нагрузок пока невозможен. В практических задачах вводится так называемая дискретизация. При этом силы усредняются в пределах некоторых малых фрагментов объема или поверхности. В итоге все объемно-массовые силы приводятся к центру масс, а все поверхностные – к центру давления. Именно от их взаимного расположения зависит поведение обтекаемого тела. Оно стремится развернуться таким образом, чтобы скорость набегающего потока была направлена параллельно направлению от центра масс к центру давления.

Поверхность обтекаемого тела разбивается на мелкие плоские фрагменты. Для каждого такого фрагмента аэродинамическая сила направлена перпендикулярно его плоскости. Векторно сложив все такие «микросилы», получаем итоговый вектор аэродинамической силы. Его обычно раскладывают на две составляющие: лобовое сопротивление, направленное горизонтально, и подъемную силу, направленную вертикально вверх. Соотношение между ними получило название "аэродинамическое качество».

Поскольку в большинстве случаев центры масс и давления не совпадают, подъемная сила создает относительно центра масс момент, разворачивающий самолет носом вниз, на пикирование. Чтобы этому воспрепятствовать, используется горизонтальное оперение. Оно может находиться за крылом при стандартной схеме или перед ним при схеме «утка». С точки зрения прочности схема «утка» более выгодна, т.к. она создает дополнительную подъемную силу, когда необходимо подниматься вверх, и уменьшает ее при необходимости спуститься вниз. С точки зрения аэродинамики схема «утка» создает дополнительные проблемы, оставленные за рамками нашего курса.

Мы уже упоминали гипотезу сплошности. Одним из критериев ее применимости, помимо числа Кнудсена, является условие неразрывности. Его можно интерпретировать так: через каждое полное сечение потока за равные промежутки времени проходят равные массы среды. Это условие работает для стационарных потоков.

Еще одним уравнением, связывающим параметры потока с формой канала, является уравнение Бернулли. Мы записывали его в геометрической интерпретации. Каждый член уравнения имеет размерность длины. Члены уравнения получили названия: геометрический, пьезометрический и скоростной напоры. Из уравнения следует, что при увеличении скорости потока местное давление в нем снижается.

Эта особенность потока используется в аэродинамике. Увеличить местную скорость дозвукового потока можно не только уменьшая его поперечное сечение, но и увеличивая проходимый потоком путь. Поэтому верхний обвод дозвукового профиля длиннее нижнего. Это позволяет дополнительно уменьшить давление над крылом. Как показывает аэродинамический анализ, подъемная сила профилированного крыла образуется, главным образом, не за счет увеличения давления под крылом, а за счет его уменьшения над крылом.

Если где-то давление уменьшается, а рядом увеличивается, то газ или жидкость будет перетекать из зоны высокого давления в зону низкого. Перетеканию через переднюю и заднюю кромку препятствует набегающий поток. Остается перетекание через внешний край крыла. Это перетекание формирует «концевой вихрь», уменьшающий подъемную силу и создающий серьезную угрозу самолету, следующему за рассматриваемым. Для его уменьшения используются законцовки особой формы – так называемые «винглеты».

На взлете и посадке нам нужна максимальная подъемная сила при малой скорости полета. Это может обеспечить профиль с высокой кривизной. Но он также увеличит лобовое сопротивление, что невыгодно в полете. Для решения этой и других проблем используется комплексная механизация крыла. Органы управления, расположенные на нем, показаны на слайде.

Везде, где присутствует градиент скорости, т.е. соседние слои движутся с разной скоростью, может возникнуть вращение частиц потока. Таким образом, ламинарное течение перейдет в турбулентное. В нем больше внутренних потерь, а значит увеличивается сопротивление среды движению. Критерием такого перехода является число Рейнольдса, характеризующее отношение сил инерции к силам вязкости.

Возникшая турбулентность может привести к отрыву потока от поверхности. При этом на такой поверхности резко возрастает давление. Поскольку скорость движения потока выше на верхней поверхности крыла, то возрастание давления над крылом приводит к снижению подъемной силы. Это может привести к так называемому «сваливанию» в штопор.

Обтекание тела кардинально меняется при переходе к сверхзвуковым скоростям. В этом случае перед аппаратом образуется скачок уплотнения и аэродинамика аппарата сильно изменяется. Скачок может быть присоединенным и отсоединенным. Это зависит от угла между вектором скорости и поверхностью аппарата.

Переходим ко второй части нашего курса – баллистике. Вспомним, что в любую точку, за исключением точки максимальной дальности, снаряд может прилететь по двум траекториям – настильной и навесной.

Сам угол максимальной дальности можно определить следующим образом. Движение раскладывается на независимые горизонтальное и вертикальное направления. Из вертикального движения выражаем время полета и подставляем его в уравнение горизонтального движения. В формуле появляется синус двойного угла. Максимума синус достигает при угле в 90°, что дает угол максимальной дальности в параболической теории 45°.

В случае эллиптической теории оптимальный угол бросания можно определить графически из приведенной схемы. Он уменьшается при увеличении расстояния до цели и становится равен нулю, если точки старта и цели – антиподы.

Конструкции твердотопливных двигателей принципиально отличаются в случае баллиститного и смесевого топлива. В случае баллиститного топлива заряд можно извлечь из двигателя. Смесевое топливо это сделать не позволяет.

При выключении двигателя, тяга меняется хаотически. Это явление получило наименование «импульс последействия». Есть конструктивные способы его уменьшения, оставшиеся за рамками нашего курса.

Формулу определения идеальной конечной скорости ракеты мы знаем как «скорость Циолковского». Но для реальных ракет она недостижима, т.к. Константин Эдуардович не учитывал влияние гравитации и атмосферы на полет ракеты. Поэтому реальную скорость определяют, вычитая из скорости Циолковского соответствующие потери. Приведены формулы для гравитационных и аэродинамических потерь. Эти потери являются антагонистами, т.е. попытка уменьшить одни приводит к росту других.

Третьим видом потерь являются потери на управление. Они следуют из «неравенства треугольника», утверждающего, что длина любой стороны треугольника меньше суммы длин двух других его сторон. Векторы начальной и конечной скоростей и вектор приращения скорости как раз образуют такой треугольник.

Все ракеты можно разделить на баллистические и крылатые. Основное их отличие – наличие в траектории первых участка, по которому они летят как свободно брошенное тело, т.е. с выключенным двигателем. Это ограничивает возможности маневрирования у баллистических ракет.

Переходя к космическим аппаратам мы рассмотрели три закона Кеплера. Первый определяет эллиптичность формы орбиты, располагая центр тяготения в одном из его фокусов.

Второй утверждает, что движение спутника неравномерно и увязывает скорость с расстоянием до центра притяжения. Кеплер в его формулировке использовал площади эллипса, «заметаемые» радиус-вектором спутника за равные промежутки времени, утверждая, что они равны.

Наконец третий закон связывает формы орбит с периодами обращения спутников.

Оптимальной с точки зрения энергетических затрат формой траектории перехода с одной орбиты на другую является гомановская. Здесь же даны формулы, позволяющие определить потребное изменение скорости спутника для перехода. При этом требуется два включения двигателя – на исходной и на конечной орбите.

Были рассмотрены две схемы вывода спутника на геостационарную орбиту. Несмотря на то, что при трехимпульсной схеме двигатель включается трижды, причем один раз - н– торможение, она энергетически более выгодна. Это связано с меньшими затратами на некомпланарный переход (с изменением плоскости орбиты).

При межпланетных перелетах можно изменять скорость аппарата, используя движение планет солнечной системы. Это так называемый пертурбационный маневр, позволяющий как разогнать аппарат за счет торможения планеты, так и «вернуть планете баллистический долг», тормозя аппарат.

**Задания к уроку**

Заслушать и обсудить доклады:

1. Утилизация космических аппаратов.
2. Межорбитальный буксир.

**Домашнее задание**

1. Подготовка к итоговой аттестации.

Итоговый контроль

Во время занятия проводится итоговая аттестация в виде тестирования.