

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

И.Е. ДАВЫДОВ

МЕТОДИКА ИЗУЧЕНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебно-методического пособия для обучающихся по основным образовательным программам высшего образования по направлению подготовки 24.04.02 Системы управления движением и навигация и специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов

САМАРА
Издательство Самарского университета
2022

УДК 629.7.02(075)

ББК 39.52я7

Д138

Рецензенты: канд. техн. наук, доц. Е. И. Давыдов,
канд. техн. наук, доц. В. О. Соколов

Давыдов, Игорь Евгеньевич

Д138 **Методика изучения систем управления летательных аппаратов: учебно-методическое пособие / И.Е. Давыдов. – Самара: Издательство Самарского университета, 2022. – 64 с.**

ISBN 978-5-7883-1795-3

В данном печатном издании содержатся методики выполнения лабораторных работ по курсу «Системы управления летательных аппаратов».

Первая работа связана с изучением конструкции, принципом работы и экспериментальным определением статической, динамической и частотной характеристик рулевой машины.

Вторая работа посвящена анализу динамики гравитационно-устойчивого КА, движение которого рассматривается в центральном ньютоновском поле сил с учётом воздействия демпфирующего момента от специального магнитно-вязкого устройства.

Третья работа проводит оценку устойчивого движения РН по крену и подбор параметров автомата стабилизации.

Данный материал рекомендуется в качестве учебно-методического пособия для обучающихся по направлению подготовки 24.04.02 Системы управления движением и навигация и специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов для обучающихся института авиационной и ракетно-космической техники Самарского университета. Выполнено на кафедре динамики полёта и систем управления.

УДК629.7.02(075)

ББК39.52я7

ISBN 978-5-7883-1795-3

© Самарский университет, 2022

ВВЕДЕНИЕ

Система автоматического управления включает в себя объект управления и собственно систему управления.

Объектом управления называют управляемую часть системы, т.е. машину, установку, яхту, а в нашем случае ЛА, требуемый режим функционирования которого должен поддерживаться управляющей частью системы в соответствии с поставленной задачей.

Управляющая система, т.е. САУ, содержит три подсистемы: информационную, логико-вычислительную и исполнительную.

Совокупность технических средств, предназначенных для получения, передачи и преобразования информации, называют информационной подсистемой.

Совокупность технических средств, предназначенных для обработки информации, называют логико-вычислительной подсистемой. Состав данной подсистемы определяется избранным законом управления. Основная функция логико-вычислительной подсистемы – выработка решений, необходимых для достижения цели управления. К техническим средствам данной подсистемы относятся различные вычислительные устройства, включая и бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ).

Технические средства для формирования управляющих воздействий, осуществляющие непосредственное управление объектами в соответствии с целью управления, образуют исполнительную подсистему.

В соответствии с разработанными типами управляющих органов и общепринятыми алгоритмами управления, как правило, разделяют регулирование скорости и углового движения ЛА. Раздельное управление позволяет упростить алгоритмы формирования команд и систему управления в целом.

Обычно рассматриваются следующие каналы управления:

- канал продольного движения,
- канал крена,
- канал рыскания,
- канал тангажа.

Исследованию устойчивости движения летательного аппарата по каналу крена посвящена лабораторная работа № 3.

В качестве органов управления могут использоваться:

- воздушные и газовые рули;
- поворотные маршевые двигатели;
- управляющие двигатели и камеры (поворотные и неподвижные);
- поворотные сопла маршевых двигателей и поворотные насадки на срезе сопла;
- связки неподвижных маршевых двигателей или камер, работающих в режиме форсирования-дресселирования;
- двигатели с вдувом газа, впрыском жидкости в закритическую часть сопла или с щитками, выдвигающимися в струю истекающих газов, и другие.

Воздушные и газовые рули использовались на первых баллистических ракетах, а в настоящее время применяются на зенитных управляемых ракетах, снарядах «воздух-воздух» и т.п.

Поворотные маршевые двигатели получили наибольшее распространение на баллистических ракетах и других ЛА.

Специальные поворотные управляющие двигатели и камеры чаще всего применяются на вторых ступенях баллистических ракет совместно с неподвижным маршевым двигателем.

Неподвижные управляющие двигатели и камеры обычно используются на космических ЛА и орбитальных ступенях.

Поворотные сопла и поворотные насадки используются, как правило, для управления вектором тяги ракетных двигателей твердого топлива.

Способ управления путём дифференциального регулирования тяг неподвижных двигателей, когда за счёт разности тяг создаются управляющие моменты по рысканию и тангажу, наиболее эффективен для ракет тяжелого и сверхтяжелого класса со стартовой массой порядка тысяч тонн и многодвигательной маршевой установкой.

В качестве основных управляющих органов в жидкостных ракетах космического назначения применяются поворотные двигатели и газовые рули. Иногда в качестве дополнительных органов используются воздушные рули, эффективность которых существенна лишь при больших скоростных напорах и используется на атмосферном участке полёта. Управление поворотом данных управляющих органов осуществляется с помощью рулевого привода. Исследованию работы рулевого привода посвящена лабораторная работа № 1.

Следует отметить, что существующие системы ориентации и стабилизации разделяются на пассивные и активные.

Как отмечено в книге Алексева К.Б., анализ внешних моментов, создаваемых окружающей средой, показывает, что при соответствующем проектировании летательного аппарата за счёт выбора его аэродинамических и инерционно-массовых характеристик в соответствии с принятой базовой системой отсчёта можно создать такие условия, когда данные моменты будут оказывать стабилизирующее влияние на угловые движения летательного аппарата. В этом случае совмещение осей связанной системы координат с осями базовой системы координат будет происходить под действием указанных моментов без использования специальных управляющих устройств и механизмов, применение которых связано с затратами энергии. Поэтому данный тип стабилизации называют пассивным. К данному типу стабилизации можно отнести и стабилизацию

одной оси летательного аппарата в пространстве за счёт придания ему вокруг оси постоянной угловой скорости, так как в процессе стабилизации также не требуется использования энергии.

Целесообразность применения того или иного метода пассивной стабилизации определяется выбранной базовой системой координат, так как каждый момент стабилизирует угловые движения летательного аппарата относительно определенной системы координат. Гравитационный момент стабилизирует летательный аппарат в орбитальной системе координат, аэродинамический – в скоростной системе координат, магнитный – относительно магнитного поля планеты и т.д. С другой стороны, возможность использования конкретного метода зависит от поставленной задачи, от условий полёта летательного аппарата, в частности, от высоты. Поэтому каждому методу свойственен определённый диапазон высот, в котором этот момент играет преобладающую роль.

Для увеличения стабилизирующего действия от действия момента могут применяться специальные меры (например, установка аэродинамического стабилизатора). Это позволяет повысить его интенсивность по сравнению с другими моментами и свести к минимуму их возмущающее влияние на процесс стабилизации. Кроме того, указанные меры позволяют расширить область применения соответствующих методов. Совокупность подобных устройств с устройствами пассивного демпфирования колебаний летательного аппарата называется системой пассивной стабилизации.

Если говорить о гравитационном моменте, то он стремится совместить одну из главных осей летательного аппарата с направлением гравитационной вертикали. Однако вследствие малости данного момента следует ожидать сравнительно невысокой точности ориентации (несколько градусов), и разницей

между гравитационной и геоцентрической вертикалью можно пренебречь. Так как составляющие гравитационного момента по осям орбитальной системы зависят от моментов инерции летательного аппарата, необходимо более подробно рассмотреть условия, при которых возможна устойчивая ориентация (см. лабораторную работу № 1). Эффективность гравитационной стабилизации можно существенно повысить за счёт применения специальных устройств, в частности, для этой цели могут использоваться выдвижные стержни с грузами на концах, которые подобно гантели создают гравитационный момент, поворачивающий летательный аппарат так, чтобы совместить ось стержней с вертикалью. Устройство подобного типа получило название «вертистат» и прошло практическую проверку на ряде спутников (например, американские «Анна» и «Граак»). Стержни изготавливаются из ленты (сталь или бериллиевая бронза), которая наматывается на катушку и крепится на поверхности космического аппарата. Вследствие предварительного напряжения лента после освобождения (когда космический аппарат выведен на орбиту), сматывается с катушки, сворачиваясь в трубку, образуя полый стержень. Роль груза играет катушка, на которую была намотана лента.

Для демпфирования колебаний в системе гравитационной стабилизации вводится дополнительный (демпфирующий) стержень с грузами на концах. В исходном положении этот стержень устанавливается относительно основного стержня под углом 90° и имеет с ним и, соответственно, с корпусом космического аппарата упругую и диссипативную связь. Одна из основных задач синтеза системы пассивной стабилизации состоит в минимизации амплитуды установившихся колебаний за счёт соответствующего выбора параметров.

Следующим способом стабилизации летательного аппарата (ракеты-носителя, космического аппарата и т.д.) является стабилизация вращением. Ориентация одной оси летательного аппарата в пространстве, как отмечалось ранее, может быть обеспечена приданием аппарату вращения вокруг этой оси. Вследствие гироскопического эффекта летательный аппарат приобретает тенденцию к сохранению неизменного направления оси вращения. Действие на него различных внешних моментов в продолжительном полёте приводит к уходу оси вращения от её начального положения в пространстве. В результате требуемая ориентация летательного аппарата нарушается и возникает необходимость её коррекции.

В течение коротких промежутков времени влиянием внешних моментов можно пренебречь. В этом случае угловые движения вращающегося летательного аппарата определяются значением угловой скорости, перпендикулярной оси вращения. Последняя возникает как при выводе летательного аппарата на орбиту, так и при раскрутке.

Еще одним методом стабилизации является аэродинамическая стабилизация. Это связано с тем, что аэродинамический момент оказывает стабилизирующее воздействие на угловые движения космического аппарата при ориентации в скоростной системе координат. При этом ось, проходящая через его центр масс и центр давления, будет совмещаться с направлением вектора скорости. Вследствие вращения атмосферы вместе с Землёй этот вектор будет повернут по отношению к вектору орбитальной скорости на некоторый угол. Максимальное значение этого угла соответствует движению космического аппарата над экватором.

С уменьшением наклона орбиты данный угол будет уменьшаться, и для экваториальной орбиты будет равен нулю. Соответственно в тех случаях, когда требования к точности

ориентации невысокие, указанным отклонением базовой системы отсчёта можно пренебречь. Если орбита к тому же имеет малый эксцентриситет, то в качестве базовой системы отсчёта можно принимать орбитальную систему координат.

Исходя из того, что величина аэродинамического момента даже на малых высотах (около 200 км) невелика, необходимо использовать стабилизаторы. При проведении исследования по ориентации космического аппарата под действием аэродинамического момента с использованием аэродинамических стабилизаторов принимают следующие допущения:

- масса стабилизатора пренебрежимо мала по сравнению с массой космического аппарата (около 5%);
- аэродинамическая сила, действующая на космический аппарат, значительно меньше аэродинамической силы, действующей на стабилизатор.

Кроме перечисленных выше способов пассивной стабилизации летательного аппарата следует обратить внимание на стабилизацию магнитным полем Земли. Движение космического аппарата в магнитном поле земли вызывает появление в металлических элементах его конструкции вихревых токов, которые оказывают демпфирующее воздействие на колебательное и вращательное движение космического аппарата. Рассеивание кинетической энергии космического аппарата может проявляться также в виде магнитных гистерезисных явлений (потери на перемагничивание). В результате величина и направление его кинетического момента претерпевают изменения, характеризующиеся затуханием колебаний и собственного вращения. Для усиления отмеченного эффекта на космический аппарат устанавливают специальные демпфирующие стержни из магнитного материала с большой петлёй гистерезиса.

Таким образом, из вышеперечисленного можно сделать вывод, что пассивные системы – это такие системы, которые для своей работы не требуют запаса энергии (расхода рабочего тела), однако их возможности ограничены. К ним относятся:

- гравитационная система;
- аэродинамическая система;
- стабилизация при помощи солнечного света;
- магнитная система;
- и т.д.

В настоящее время в качестве исполнительных органов для систем стабилизации и ориентации космических аппаратов используются следующие электромеханические устройства: силовые гироскопические комплексы, комплексы управляющих двигателей-маховиков, комплексы магнитных исполнительных органов, а также газореактивные и стационарные плазменные двигатели.

Основным достоинством силовых гироскопических комплексов, комплексов управляющих двигателей-маховиков, комплексов магнитных исполнительных органов является способность создавать управляющие моменты лишь за счёт затрат электроэнергии, подобно жидкостным или газореактивным двигателям, специального рабочего тела – топлива или газа. Для современных КА наблюдения за объектами в космосе или на Земле и работающих на орбите несколько лет, необходимые запасы топлива могут исчисляться десятками тонн, если программные повороты КА осуществлять только с помощью реактивных двигателей. Использование же для этой цели электромеханических исполнительных органов позволяет создавать практически безрасходные системы ориентации.

Однако функции их ограничиваются кратковременной работой для обеспечения особо точной ориентации или коррекции положения КА, подверженного внешним возмущениям.

Для стабилизации КА, когда не требуется высокая точность, наибольшее распространение среди пассивных систем стабилизации углового движения космических аппаратов получили системы, использующие для стабилизации восстанавливающий момент гравитационных сил – системы гравитационной стабилизации (СГС). Исследованию динамики гравитационно-устойчивого космического аппарата с пассивным демпфером посвящена лабораторная работа № 2.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1.

Методика исследования характеристик электрогидравлической рулевой машины

Цель работы: Ознакомление студентов с конструктивным исполнением и принципом работы рулевой машины (РМ), а также с методикой проведения статических, динамических и частотных испытаний для экспериментального определения математической модели.

Порядок выполнения работы

Для изучения характеристик РМ предложена следующая последовательность выполнения этапов работы:

1. Ознакомление с конструктивным исполнением и принципом работы рулевой машины.
2. Ознакомление с методикой проведения статических и динамических испытаний.
3. Снятие экспериментальной переходной и статической характеристик РМ.
4. Проведение частотных испытаний РМ.
5. Обработка результатов испытаний и получение математической модели РМ.
6. Подготовка отчёта по лабораторной работе на стандартном бланке.
7. Сдача зачёта по лабораторной работе.

Продолжительность лабораторной работы составляет 2 часа: первый час отводится для выполнения пунктов 1 ÷ 3, второй час – на выполнение пунктов 4 ÷ 7.

1. Конструктивное исполнение и принцип работы рулевых машин

Рулевые машины применяются в системах управления (СУ) в качестве исполнительных элементов. В зависимости от типа летательного аппарата (ЛА) и решаемой им задачи РМ являются силовыми приводами аэродинамических рулей, поворотных рулевых или основных двигателей ЛА.

Применяемые в системах управления пневматические, гидравлические, электрические, электрогидравлические и другие типы РМ являются инерционными элементами. При проектировании систем управления ЛА необходимо знать математическую модель РМ как динамического звена. Это вызвано тем, что РМ является «индивидуальным» звеном СУ. Если остальные звенья СУ для различных ЛА могут быть унифицированы, то РМ такой унификации не поддаются – вызвано целесообразным подбором исполнительных элементов для различных ЛА.

По своему назначению в системах управления рулевые машины являются преобразователями электрического сигнала (напряжения) с усилителя или вычислительного устройства СУ в пропорциональный этому напряжению угол поворота вала РМ, а через соответствующую кинематику и в угол поворота аэродинамических рулей ЛА, рулевых или основных двигателей.

Принцип работы и конструктивное исполнение РМ определяются условиями эксплуатации, требованием по быстродействию и силовому моменту на выходном валу. Наибольшее распространение получили электрогидравлические РМ, управление которыми осуществляется электрическими сигналами, а силовые функции обеспечиваются средствами

гидравлики. На рисунке 1 приведена принципиальная схема электрогидравлической РМ.

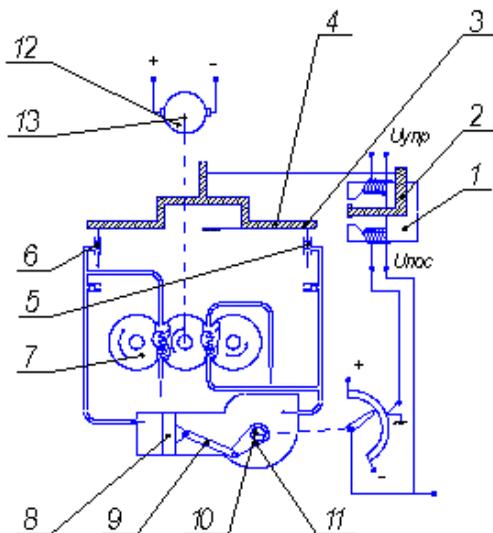


Рисунок 1 – Принципиальная схема РМ

Шестеренчатый насос 7 приводится во вращение электромотором 12 через вал 13. Рабочая жидкость по двум каналам нагнетается в полость высокого давления (цилиндр), разделённого поршнем 8. Золотниковый распределитель 3, подвешенный на пластинчатой пружине 4, перемещаясь, изменяет проходное сечение перепускных отверстий с помощью поршней 5 и 6.

При поступлении на поляризованное реле 1 командного напряжения (соответствующего по величине и знаку требуемому положению рулей), имеющего обмотку управления и обмотку обратной связи (магнитные потоки обмоток имеют противоположное направление), коромысло 2 начинает изменять

своё положение в соответствии с направлением суммарного магнитного потока. Перемещение коромысла 2, соединённого с золотниковым распределителем 3, приводит к его отклонению. При этом проходное отверстие одного перепускного отверстия увеличивается, а другого – уменьшается.

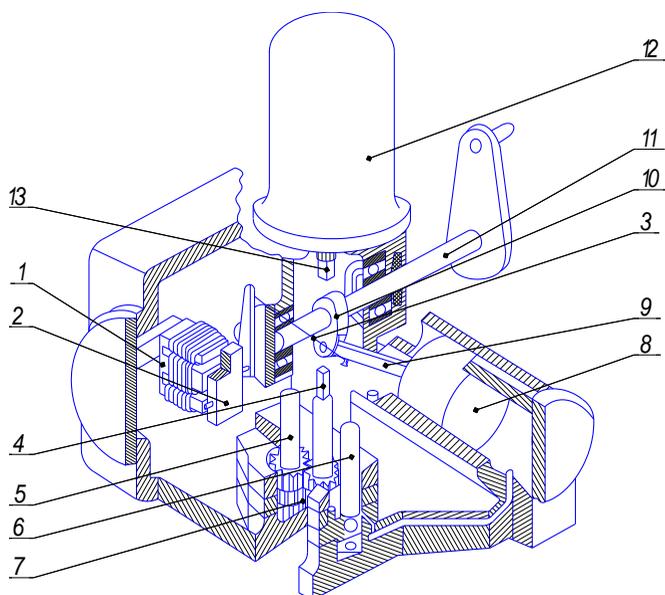


Рисунок 2 – Конструктивное исполнение РМ

Соответственно изменяется расход масла через отверстия. Давление в одной из сторон цилиндра начинает возрастать, а в другой падать. Поршень 8 начнёт двигаться в сторону с меньшим давлением и через шатун 9 и кривошип 10 поворачивает выходной вал рулевой машины 11, который связан с рулями летательного аппарата и потенциометром обратной связи 14. Сигнал с потенциометра обратной связи 14, соответствующий по величине и знаку действительному угловому положению рулей, поступит на

обмотку обратной связи поляризованного реле 1. Перемещение рабочего поршня 8 будет происходить до тех пор, пока магнитные потоки на обмотке управления и обмотке потенциометра обратной связи не скомпенсируют друг друга.

Конструктивное исполнение рулевой машины показано на рисунке 2.

2. Стенд для экспериментального определения динамических характеристик рулевой машины

В лабораторной работе используется электрогидравлическая РМ, управление которой осуществляется электрическими сигналами, а силовые функции обеспечиваются средствами гидравлики [1].



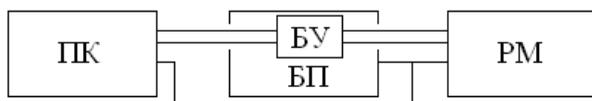
Рисунок 3 – Компьютеризированный лабораторный стенд

Для ознакомления с конструктивным исполнением и принципом работы рулевой машины применяется компьютеризированный стенд, представленный на рисунке 3.

Лабораторный стенд для динамических и статических испытаний рулевой машины состоит из блока питания 1, электрогидравлической рулевой машины 2 и персонального компьютера 3.

На рисунке 4 представлена блок-схема лабораторного стенда.

Блок питания 1 предназначен для обеспечения питания электродвигателя и обмоток поляризованного реле. В состав блока питания входит блок управления. Блок управления включает в свой состав 8-разрядный микроконтроллер, аналогово-цифровой преобразователь (входит в состав микроконтроллера), цифроаналоговый преобразователь, операционный усилитель, электромагнитное реле, «обвязку». Блок управления формирует управляющий сигнал для рулевой машины в соответствии с заложенным алгоритмом и командами управления от персонального компьютера, а также обеспечивает передачу сигнала от рулевой машины к персональному компьютеру. Взаимодействие персонального компьютера и блока управления осуществляется посредством последовательного интерфейса RS – 232.



ПК - персональный компьютер; БП - блок питания;
РМ - рулевая машина; БУ - блок управления.

Рисунок 4 – Блок-схема лабораторного стенда

Для микроконтроллера платы управления разработана программа, определяющая алгоритм формирования управляющего сигнала от персонального компьютера к рулевой машине. Программа создана с использованием среды разработки CodeVision AVR.

Передняя панель блока питания представлена на рисунке 5.

На переднюю панель блока питания выведены следующие индикаторы:

- «Питание схемы», информирует о исправности цепи в блоке контроллера;

- «Питание двигателя», информирует о подаче напряжения на обмотку электромотора 12 (рисунок 1, 2);

- «Сигнал «РМ-ЭВМ» – тестовый сигнал, информирует о исправности соединения (связи) между блоком питания и персональным компьютером;

- тумблер «Сеть» (с индикатором), обеспечивает подачу питания на блок питания и рулевую машину.



Рисунок 5 – Передняя панель блока питания

Принцип действия и конструктивное исполнение рулевой машины 2 (см. рисунок 3) приведены в разделе 1. В лабораторном стенде на корпус 1 рулевой машины для визуального определения угла отклонения выходного вала 2 установлена шкала 3 с градуировкой от «минус» 50 до «плюс» 50 градусов, а на выходном вале РМ жёстко закреплена стрелка для отсчёта углового положения (рисунок 6).

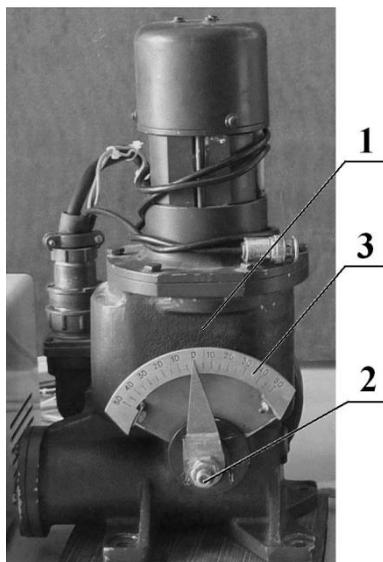


Рисунок 6 – Индикатор угла поворота выходного вала рулевой машины

На персональном компьютере 3 (см. рисунок 3) установлена программа интерфейса «Control_Dynamic.exe». Она обеспечивает задание управляющего сигнала с выбранной частотой, обработку выходного сигнала рулевой машины, пропорционального углу поворота выходного вала, управление и визуализацию результатов работы рулевой машины на мониторе компьютера. На рисунке 7

представлено окно программы «Control_Dynamic.exe» при запуске. Программа написана с использованием среды разработки Delphi.



Рисунок 7 – Окно программы интерфейса «Control_Dynamic.exe» при запуске

На стенде выполняются следующие эксперименты:

1. Определение статических свойств рулевой машины;
2. Определение переходных характеристик рулевой машины;
3. Проведение частотных испытаний рулевой машины.

Проведение заданного эксперимента осуществляется нажатием на соответствующую «иконку» в окне программы.

Выход из программы осуществляется нажатием на кнопку , расположенную в верхнем правом углу окна программы.

3. Методика проведения статических и динамических испытаний

В процессе испытаний на вход рулевой машины подаётся типовой управляющий сигнал. В качестве типового сигнала используются ступенчатое, импульсное и гармоническое входные управляющие воздействия.

Выходным параметром рулевой машины является угол поворота выходного вала. Контроль выходного параметра рулевой машины (угла поворота вала) осуществляется измерением угла поворота вала по установленной для этих целей на рулевой машине шкале и путём контроля напряжения с потенциометра обратной связи, установленного на выходном валу рулевой машины.

При статических испытаниях рулевой машины на вход подаются различные по величине и знаку напряжения, для каждого фиксированного входного управляющего напряжения замеряется угол поворота выходного вала рулевой машины. По результатам статических испытаний строится статическая характеристика рулевой машины и определяется коэффициент усиления рулевой машины. Статическая характеристика рулевой машины приведена на рисунке 8. Размерность коэффициента передачи РМ – градус на вольт (град/В).

Для снятия переходной характеристики рулевой машины входное управляющее напряжение должно изменяться по ступенчатому закону. Реакция рулевой машины на ступенчатый входной сигнал, т.е. зависимость угла поворота выходного вала рулевой машины от времени $\delta(t)$, представляет собой переходную характеристику рулевой машины. Угол поворота вала контролируется по напряжению с потенциометра обратной связи, установленного на выходном валу рулевой машины.

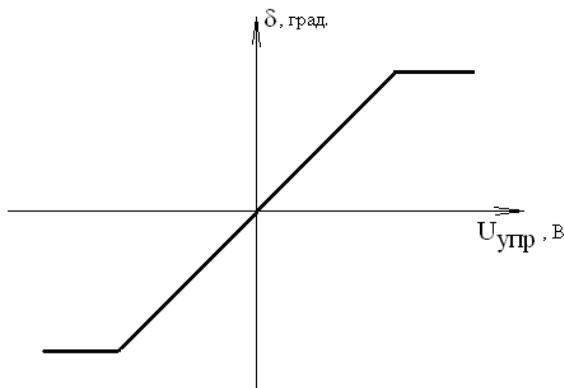


Рисунок 8 – Статическая характеристика рулевой машины

При частотных испытаниях рулевой машины входное управляющее напряжение изменяется по гармоническому закону. Закон изменения угла поворота выходного вала рулевой машины по времени имеет гармонический характер. Для каждого фиксированного значения частоты входного управляющего напряжения ($0.1 \div 10$ Гц) измеряется отношение амплитуд и фазовый сдвиг угла поворота выходного вала и управляющего напряжения. Контроль угла поворота вала осуществляется по напряжению с потенциометра обратной связи рулевой машины.

4. Проведение эксперимента

4.1. Определение статических свойств рулевой машины

Для проведения исследований на компьютеризированном стенде необходимо:

1. Включить блок питания и персональный компьютер.
2. Запустить программу «Control_Dynamic.exe».

При запуске программы на экране монитора появится окно программы (см. рисунок 7).

Для определения статических свойств рулевой машины на экране монитора нажать клавишу «Часть 1. Определение статических свойств рулевой машины». В результате на экране монитора высветится окно программы, как представлено на рисунке 9.

Окно программы при исследовании статических свойств состоит из трёх функциональных частей (1 – «Исходные данные», 2 – «График» и 3 – «Таблица»).

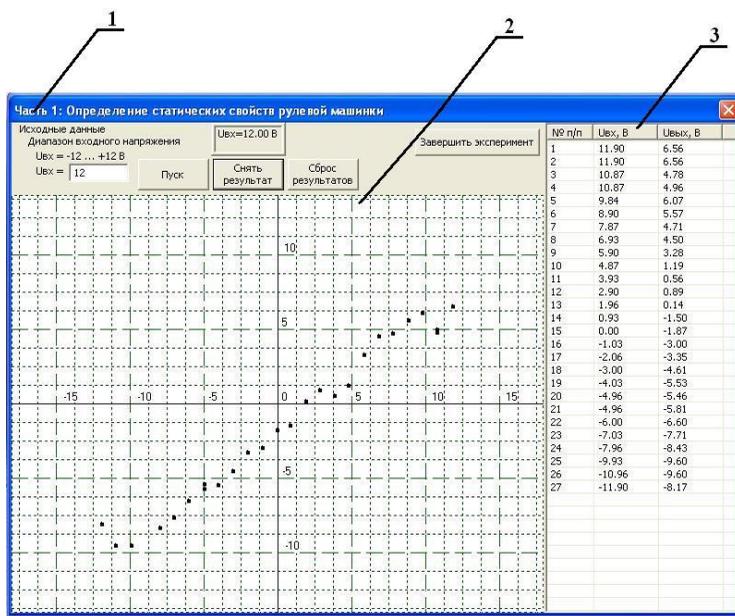


Рисунок 9 – Окно программы при исследовании статических свойств рулевой машины

Блок исходных данных содержит:

1. Название эксперимента.

2. Диапазон допустимых значений входного напряжения, ограниченный зоной насыщения рулевой машины по напряжению (см. рисунок 8).

3. Окно ввода входного напряжения «Uвх=».

4. Клавишу «Пуск», для передачи сигнала на управляющую обмотку поляризованного реле рулевой машины.

5. Клавишу «Снять результат», для отображения сигнала угла отклонения выходного вала рулевой машины в графическом и табличном видах.

6. Клавишу «Сброс результатов», для сброса результатов эксперимента.

7. Клавишу «Завершить эксперимент», для выхода из эксперимента.

Блок «График» служит для визуализации результатов эксперимента в графическом виде. Идентичен графику статической характеристики рулевой машины (рисунок 8).

Блок «Таблица» содержит таблицу результатов эксперимента (входное и выходное напряжения).

В данном окне (рисунок 9) последовательно в блок исходных данных в окно «Uвх=» вводится значение напряжения от «-» 12В до «+» 12В. При нажатии клавиши «Пуск» программа (через блок управления) подаёт напряжение на обмотку управления поляризованного реле рулевой машины. В соответствии со значением и знаком напряжения вал рулевой машины отклоняется на соответствующий напряжению угол. Поворот угла отклонения вала контролируется на шкале, установленной на рулевой машине, и на экране монитора строится статическая характеристика рулевой машины. Для занесения результатов в таблицу необходимо нажать клавишу «Снять результат».

Эксперимент повторяется необходимое количество раз, для получения полной картины отклонения вала при различных задающих напряжениях. По результатам статических испытаний построить статическую характеристику рулевой машины (см. рисунок 8) и определить коэффициент усиления рулевой машины. Размерность коэффициента усиления рулевой машины – градус на вольт (град/В).

Для выхода из режима необходимо нажать клавишу «Завершить эксперимент».

4.2. Определение переходной характеристики рулевой машины

Для определения переходной характеристики рулевой машины на экране монитора (см. рисунок 7) нужно нажать клавишу «Часть 2. Определение переходных характеристик рулевой машины». В результате чего на экране монитора появится следующее окно программы, представленное на рисунке 10.

Окно программы при исследовании свойств состоит из трёх функциональных частей (1 – «Исходные данные», 2 – «График» и 3 – «Таблица»).

Блок исходных данных содержит:

1. Название эксперимента.
2. Диапазон допустимых значений входного напряжения, ограниченный зоной насыщения рулевой машины по напряжению (рисунок 8).
3. Клавишу «Пуск», для передачи сигнала на управляющую обмотку поляризованного реле рулевой машины.
4. Окно выбора «Развёртка по времени», для выбора масштаба построения графика переходного процесса.
5. Клавишу «Завершить эксперимент», для выхода из эксперимента.

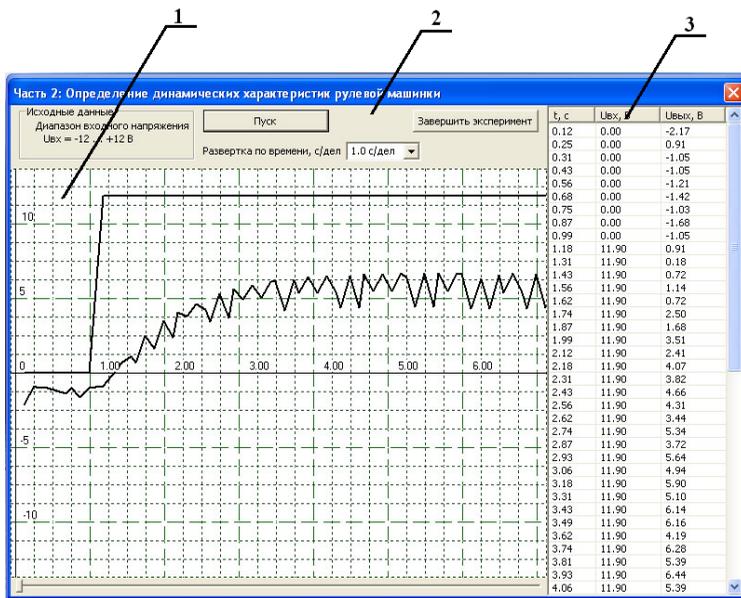


Рисунок 10 – Определение переходных характеристик рулевой машины

Блок «График» служит для визуализации результатов эксперимента в графическом виде. Блок «Таблица» содержит таблицу результатов эксперимента (время, входное и выходное напряжения).

Для проведения эксперимента по определению переходных характеристик рулевой машины необходимо:

- задать масштаб по оси абсцисс, выбрав из списка предложенный масштаб (окно «Развёртка по времени»);
- нажать на клавишу «Пуск».

Программа, через блок управления, на обмотку управления рулевой машины через одну секунду подаст постоянное напряжение (ступенчатое воздействие), равное 12 В. На экран монитора будут выведены напряжение управляющего сигнала и

напряжение с потенциометра. Поворот угла отклонения вала контролируется на шкале, установленной на корпусе рулевой машины, и на экране монитора строится реакция рулевой машины на ступенчатый входной сигнал.

Значения результатов эксперимента заносятся в таблицу. По результатам расчётов определить параметры передаточной функции (рисунок 11): коэффициент усиления k , постоянную времени T .

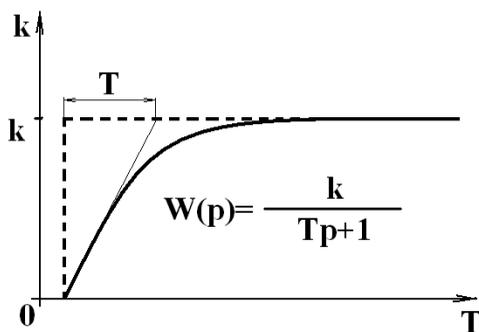


Рисунок 11 – Переходная характеристика и передаточная функция рулевой машины

Определив параметры передаточной функции рулевой машины (k , T), постройте амплитудную $A(\omega)$ и фазовую $\varphi(\omega)$ частотные характеристики рулевой машины, согласно приведённым уравнениям, в диапазоне частот (ω) от 0,1 до 10 Гц.

$$A(\omega) = \frac{k}{\sqrt{1 + \omega^2 T^2}};$$

$$\varphi(\omega) = -\arctg(\omega T).$$

Результаты испытаний свести в таблицу 1.

Таблица 1. Определение частотных характеристик рулевой машины на основе экспериментальной характеристики

f , Гц	ω , c^{-1}	$lg \omega$, дек.	$A(\omega)$	$20lg A(\omega)$, $\varphi(\omega)$ дБ
0,1				
0,15				
0,22				
...				
10				

Учитывая, что частотные характеристики рулевой машины строятся в логарифмическом масштабе, при выборе фиксированных значений частот входного сигнала желательно, чтобы они отличались на постоянный множитель. При этом шаг изменения частоты в логарифмическом масштабе будет постоянным. Рекомендуемое значение этого множителя 1.5.

Для выхода из режима необходимо нажать клавишу «Завершить эксперимент».

4.3. Проведение частотных испытаний рулевой машины

Для проведения частотных испытаний рулевой машины на экране монитора (см. рисунок 7) нужно нажать клавишу «Часть 3. Проведение частотных испытаний рулевой машины». В результате

чего на экран монитора будет выведено окно программы (рисунок 12).

Окно программы для определения частотных характеристик состоит из трёх функциональных частей (1 – «Исходные данные», 2 – «График» и 3 – «Таблица»).

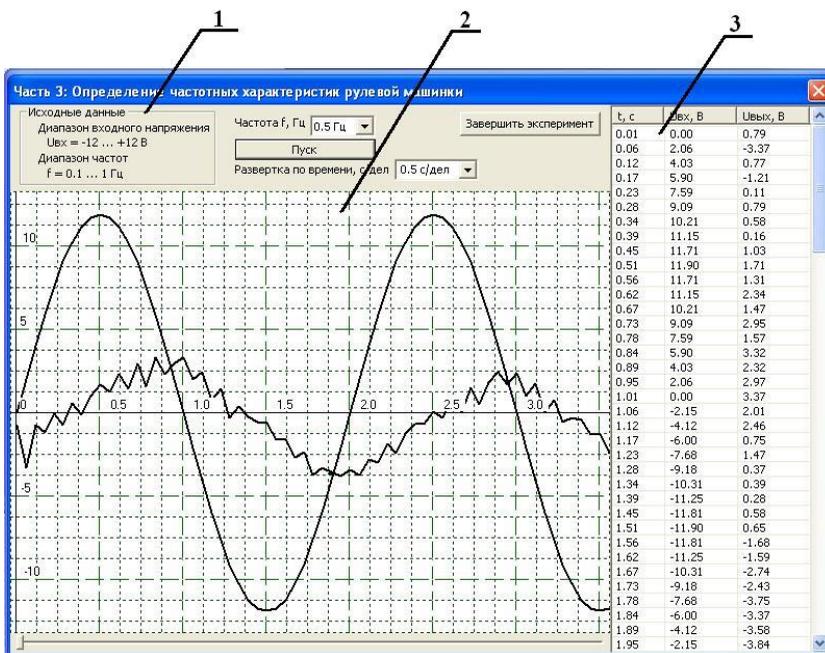


Рисунок 12 – Окно программы при проведении частотных испытаний рулевой машины

Блок исходных данных содержит:

1. Название эксперимента.
2. Диапазон допустимых значений входного напряжения, ограниченный зоной насыщения РМ по напряжению (рисунок 8).
3. Диапазон рабочих частот РМ (от 0,1 до 10 Гц).
4. Окно ввода заданной частоты «Частота f, Гц».

5. Клавишу «Пуск», для передачи сигнала на управляющую обмотку поляризованного реле рулевой машины.

6. Окно «Развёртка по времени», для выбора масштаба построения графика переходного процесса по оси абсцисс.

7. Клавишу «Сброс результатов», для сброса результатов эксперимента.

8. Клавишу «Завершить эксперимент», для выхода из эксперимента.

Блок «График» служит для визуализации результатов эксперимента в графическом виде.

Блок «Таблица» содержит таблицу результатов эксперимента (входное и выходное напряжения).

В данном эксперименте на вход управляющей обмотки рулевой машины подаётся напряжение с амплитудой, равной ± 12 В и частотой от 0,1 Гц до 10 Гц.

При проведении эксперимента соблюдайте следующую последовательность действий:

1. В окне «Частота f , Гц» задайте рабочую частоту, равную 0,1 Гц.

2. В окне «Развёртка по времени, с/дел.» выберите масштаб по оси абсцисс.

3. Нажмите клавишу «Пуск». Программа через плату управления будет моделировать и передавать на управляющую обмотку рулевой машины синусоидальный сигнал с заданной амплитудой и частотой, а также принимать с обмотки обратной связи напряжение, пропорциональное углу отклонения управляющего вала рулевой машины. Результаты эксперимента выводятся на экран монитора как в табличном виде, так и в виде графика.

4. Запишите значения амплитуд входного $A_{вх}(\omega)$ и выходного сигналов $A_{вых}(\omega)$, а также смещение фаз данных сигналов $\varphi(\omega)$ (рисунок 13).

Отношение амплитуд $A(\omega)$ и фазовый сдвиг $\varphi(\omega)$ для каждого фиксированного значения частоты рассчитываются по формулам:

$$A(\omega) = \frac{2A_{вых}(\omega)}{2A_{вх}(\omega)},$$

$$\varphi(\omega) = 360^\circ \frac{l(\omega)}{L(\omega)} = 180^\circ \frac{l(\omega)}{L(\omega)/2}.$$

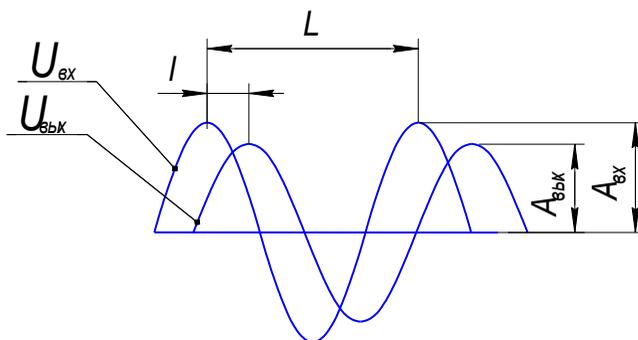


Рисунок 13 – Отношение амплитуд и фазовый сдвиг на выбранной частоте

5. Выберите следующую частоту из списка в окне «Частота f , Гц».

6. Повторите пункты 1 – 6 до достижения рабочей частоты, равной 10 Гц.

7. Результаты испытаний свести в таблицу 2.

Для выхода из режима – нажать клавишу «Завершить эксперимент».

Таблица 2. Частотные испытания рулевой машины

f , Гц	ω , с ⁻¹	$lg \omega$, дек.	$A_{вх}(\omega)$, В	$A_{вых}(\omega)$, В	$A(\omega)$, В	$20lg A(\omega)$, дБ	$I(\omega)$	$L(\omega)$	$\varphi(\omega)$
0,1									
0,15									
...									
9									

Получив картину изменения отношения амплитуд $A(\omega)$ и фазового сдвига $\varphi(\omega)$ в выбранном диапазоне частот (от 0,1 до 10 Гц), проведите следующий анализ:

- сравните графики амплитудных $A(\omega)$ и частотных характеристик $\varphi(\omega)$ рулевой машины, полученные из данного эксперимента (таблица 2) и при определении переходной характеристики рулевой машины;

- постройте экспериментальные ЛАЧХ и ЛФЧХ рулевой машины.

По завершении эксперимента подготовить отчёт.

5. Контрольные вопросы

1. Типы рулевых машин, применяемых в системах управления летательного аппарата.
2. Принцип работы рулевой машины.
3. Конструктивное исполнение рулевой машины.

4. Принцип работы лабораторного стенда.
5. Методика проведения статических испытаний рулевой машины.
6. Методика определения переходных характеристик рулевой машины.
7. Методика проведения частотных испытаний рулевой машины.

Список использованных источников

1. Душин, С.Е. Теория автоматического управления / С.Е. Душин, Н.С. Зотов, Д.Х. Имаев. – Москва: Высш. шк., 2005. – 567 с.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2.

Методика исследования динамики гравитационно-устойчивого космического аппарата с пассивным демпфером

Цель работы: Изучение движения относительно центра масс гравитационно-устойчивого космического аппарата (КА) и подбор параметров пассивного демпфера.

Порядок выполнения работы

1. Ознакомление с физической постановкой задачи. Составление математической модели движения КА гантелеобразной формы относительно центра масс в плоскости круговой орбиты.

2. Выбор исходных данных согласно коду варианта задания (по подгруппам) и расчёт коэффициентов математической модели движения.

3. Определение диапазона изменения физических переменных задачи.

4. Проведение моделирования движения КА и подбор параметров пассивного демпфирующего устройства; запись переходных процессов и их анализ.

5. Подготовка отчёта по лабораторной работе на стандартном бланке.

6. Сдача зачёта по лабораторной работе.

Продолжительность лабораторной работы составляет 2 часа: первый час отводится для выполнения пунктов 1÷3, второй час – на выполнение пунктов 4÷6.

1. Физическая постановка задачи и составление математической модели движения гравитационно-устойчивого КА

Рассматривается КА, движущийся на круговой орбите высотой H_0 и имеющий форму «гантели». Компонировка его такова, что можно выделить центральное абсолютно жесткое тело – корпус аппарата – и две массы (в общем случае неравной величины), вынесенные с помощью специальных штанг на периферию (рисунок 1). Штанги обладают определенной степенью упругости, которая однако не будет учитываться в дальнейшем. Влияние аэродинамического, магнитного моментов и момента сил светового давления пренебрегается.

Рассматривается действие на такую механическую систему только гравитационного момента. Предполагается, что в начальный момент времени связанная система координат $Oxuz$ повернута относительно базовой оси OZ (оси Oz и OZ совпадают) на некоторый угол φ .

Требуется смоделировать динамику движения КА относительно центра масс в плоскости движения (относительно связанной оси Oz) и исследовать процесс демпфирования колебаний при различных коэффициентах демпфирования системы.

На рисунке 1 система координат $OXYZ$ – орбитальная, принимается за базовую; система $Oxuz$ – связанная. Центр обеих систем координат находится в центре масс КА; ось Oy направлена по оси «гантели». Угол φ -угол ориентации спутника в базовой системе координат. Величины J_0 , m_1 , m_2 , l_1 , l_2 – соответственно момент инерции центра тела относительно оси Oz , массы грузов, вынесенных на периферию, и длины штанг.

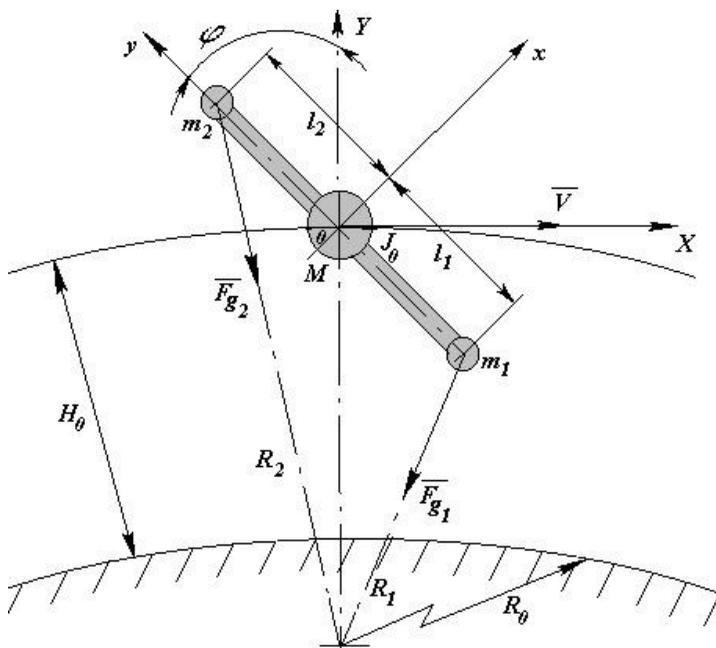


Рисунок 1 – Гантелеобразный КА

В качестве демпфирующего устройства может быть использовано устройство, приведённое на рисунке 2. Оно представляет собой закреплённую на спутнике полу сферу 1, внутренняя поверхность которой облицована диамагнитным материалом 2.

В полость сферы 1 помещается подвижная полая сфера 3, вдоль диаметра которой расположен стержневой магнит 4, а по периферии – несколько подковообразных магнитов 5. Пространство между сферами заполняется вязкой жидкостью. Стержневой магнит ориентирует внутреннюю сферу вдоль силовой линии магнитного поля Земли. При колебаниях КА происходит относительное угловое перемещение сфер 1 и 3,

и механическая энергия его колебаний рассеивается за счёт вязкого трения в жидкости и вихревых токов в оболочке сферы 1.

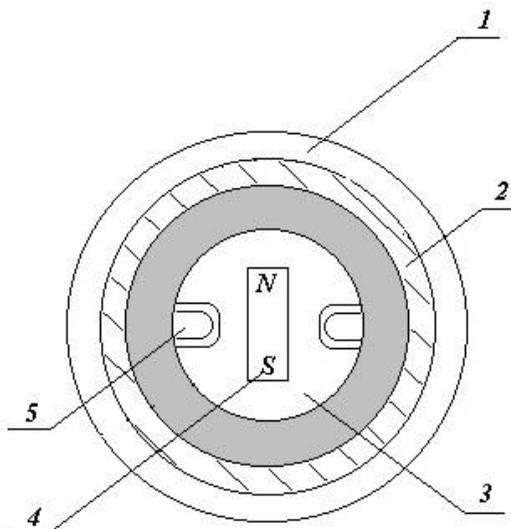


Рисунок 2 – Демпфирующее устройство вязкого трения

Гравитационные силы, действующие на массы m_1 и m_2 в центральном гравитационном поле, определяются следующим образом:

$$\vec{F}_{g_1} = -\frac{K_{\oplus} m_1}{R_1^2}, \quad \vec{F}_{g_2} = -\frac{K_{\oplus} m_2}{R_2^2} \quad (1)$$

где $K_{\oplus} = 3.9858 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли (на широте 45^0); R_1 и R_2 – соответственно расстояния масс m_1 и m_2 от притягивающего центра.

Поскольку $R_1 > R_2$ в данной конфигурации спутника на орбите, то принимая $m_1 = m_2$ и $l_1 = l_2$ без нарушения общности рассуждений, получим:

$$\bar{F}_{g_1} > \bar{F}_{g_2} \text{ для } -90^0 < \varphi < +90^0 \quad (2)$$

Отсюда возникает разворачивающий момент, который приводит ориентацию спутника (его связанной оси Oy) в положение местной вертикали.

Следует отметить, что величина гравитационного момента весьма мала и зависит от целого ряда факторов: высоты полёта, соотношения моментов инерции J_X и J_Y , угла ориентации $\varphi/2$.

Приблизительно гравитационный момент тангажа (в плоскости OXY) определяется по формуле:

$$M_{\varphi Z} = - \frac{3K_{\oplus}}{2(R_0 + H_0)^3} (J_X - J_Y) \text{Sin}2\varphi \quad (3)$$

где R_0 – радиус Земли в км.

Из (3) следует, что при $\varphi = 0^0$ гравитационный момент исчезает.

Таким образом, в вертикальном положении «гантели» гравитационный момент равен нулю. Для того, чтобы увеличить $M_{\varphi Z}$ необходимо увеличивать момент инерции спутника J_X относительно связанной оси Ox и уменьшать J_Y относительно Oy . То есть желаемого эффекта можно добиться изменением компоновки аппарата.

В приближенных расчётах при $\varphi \leq 10^0$ можно принять:

$$M_{\varphi Z} \approx - \frac{3K_{\oplus}}{(R_0 + H_0)^3} (J_X - J_Y) \varphi \quad (4)$$

Вращательное движение спутника относительно оси Oz описывается следующим уравнением:

$$J_z \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = M_{ГРЗ} + M_g \quad (5)$$

где M_g – демпфирующий момент, создаваемый специальным пассивным демпфирующим устройством. Момент магнитовязкого демпфера приближенно может быть равен

$$M_g = -K_g \frac{d\varphi}{dt} \quad (6)$$

здесь K_g – коэффициент демпфирования, подлежащий подбору в данной работе.

Перепишем (5) в нормальной форме Коши:

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi}{dt} &= \omega \\ \frac{d\omega}{dt} &= -\frac{3K_{\oplus}}{(R_0 + H_0)^3} \frac{J_x - J_y}{J_z} \varphi - \frac{K_g}{J_z} \omega \end{aligned} \quad (7)$$

Введём обозначения:

$$C = \frac{3K_{\oplus}}{(R_0 + H_0)^3} \frac{J_x - J_y}{J_z}; \quad K = \frac{K_g}{J_z}. \quad (7a)$$

Тогда (7) перепишем в виде:

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi}{dt} &= \omega \\ \frac{d\omega}{dt} &= -C \varphi - K \omega \end{aligned} \quad (8)$$

Начальные условия движения таковы:

$$\varphi(0) = \varphi_0; \quad \omega(0) = 0 \quad (9)$$

Входящие в (7) моменты инерции определяются следующим образом:

$$J_z = J_0 + 2ml^2 + 2J_m \quad (9a)$$

где $m = m_1 = m_2$, $l = l_1 = l_2$, $J_m = 0.4 m r^2$ (для сферы, где r – радиус сферы).

Моментами инерции штанг пренебрегаем.

$$J_Y = J_0 + 2J_m \quad (10)$$

$$J_X = 0.9J_Z \quad (11)$$

При выборе компоновки гравитационно-устойчивого ИСЗ необходимо соблюдать условие устойчивости:

$$J_Z > J_X > J_Y \quad (12)$$

2. Моделирование динамики гравитационно-устойчивого космического аппарата

Моделирование задачи начинается с выбора численных значений исходных данных согласно коду варианта и определения коэффициентов C и K системы (8) с помощью (7а) и (9 ÷ 11). При определении моментов инерции необходима проверка по соотношению (12).

Кроме исходных данных для проведения расчёта следует задать время переходного процесса переориентации КА с гравитационно-градиентной системой стабилизации. Необходимо помнить, что при малости гравитационного момента, действующего на КА, это время может достигать порядка 15 ÷ 20 минут с учётом пассивного демпфирования. Без демпфера гравитационно-устойчивый КА ведёт себя как почти консервативная система, и время переходного процесса, обусловленного лишь внутренним и конструкционным трением, может исчисляться несколькими десятками суток [1].

Исследование динамики гравитационно-устойчивого КА с пассивным демпфером производится на ПЭВМ в программе GravStab.

При запуске данной программы на экране монитора высвечивается первое окно программы (рисунок 3).

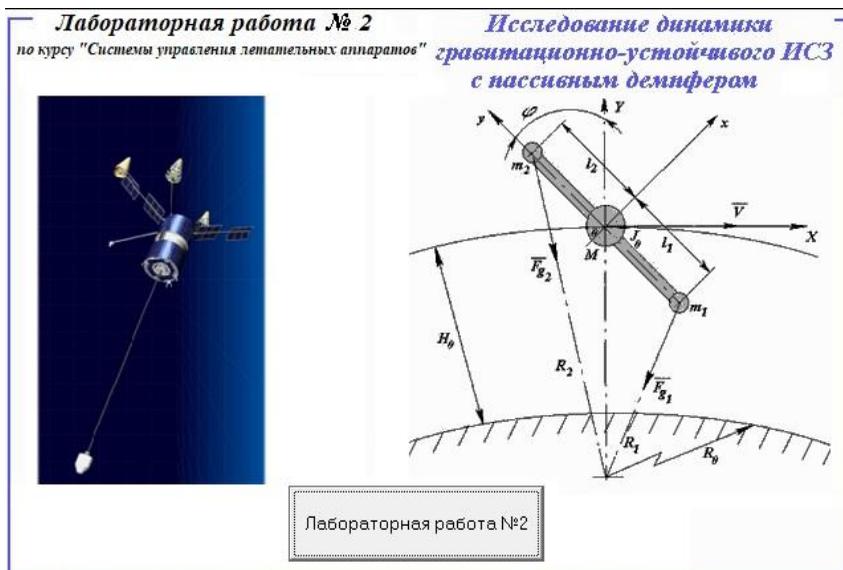


Рисунок 3 – Диалоговая панель программы GravStab.Com

При нажатии клавиши «Лабораторная работа № 2» открывается диалоговая панель (рисунок 4). Ввод исходных данных производится в поле «Исходные данные».

После того как будут введены все исходные данные, программа высветит на экран монитора переходной процесс по углу φ (\mathbf{F}), фазовый портрет $(\varphi, \dot{\varphi})$ (\mathbf{F}, \mathbf{F}') и исходные данные (рисунок 5).

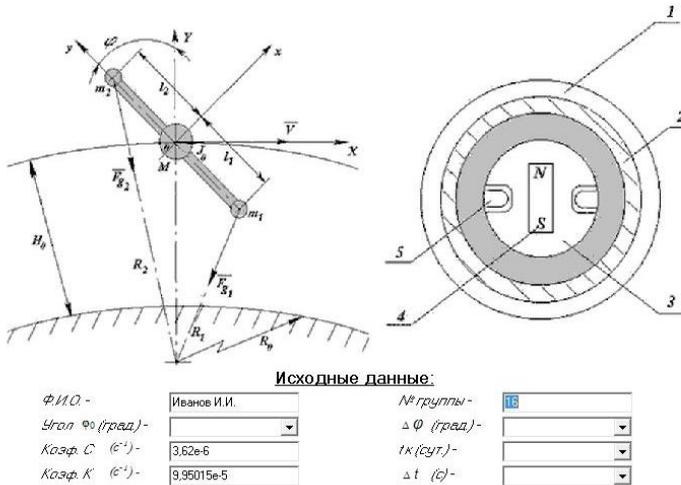


Рисунок 4 – Диалоговая панель

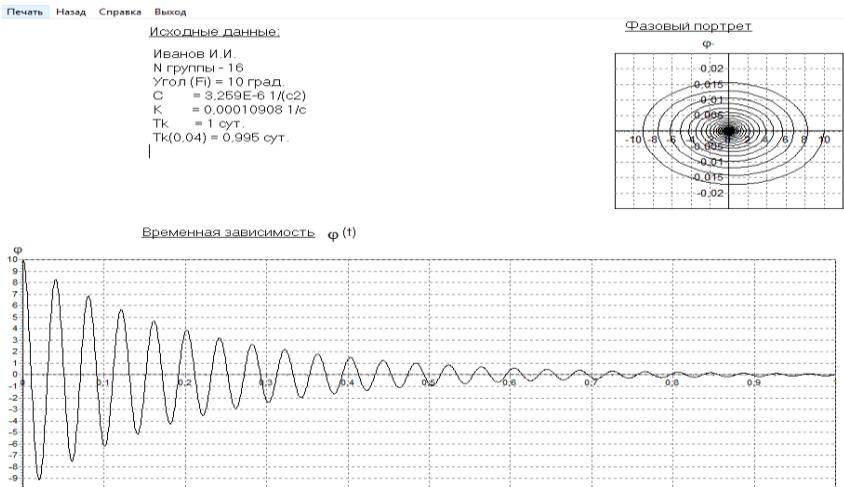


Рисунок 5 – Окно программы с результатами расчётов

Кроме того, программа укажет время, в течение которого КА выйдет на заданную ориентацию с требуемой точностью

$\Delta\varphi$ ($T_k(\Delta\varphi)$). Если данный переходной процесс (параметры фазового портрета) не удовлетворяют наложенным на них требованиям, то производится перерасчёт с изменёнными исходными данными.

3. Варианты заданий

1. $K_\oplus = 3.9858 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли (на широте 45°);

2. $R_0 = 6371 \text{ км}$ – радиус Земли;

3. Коэффициент демпфирования K_g при моделировании берётся из ряда: ($80 \cdot 10^{-3}$, $160 \cdot 10^{-3}$, $400 \cdot 10^{-3}$, 4) $\text{кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$;

4. $\Delta\varphi = 0,05^\circ$ – максимально допустимая погрешность по углу φ при завершении переходного процесса;

5. $T_k = 1$ сутки – требуемое время переходного процесса, т.е. время, в течении которого ИСЗ должен выйти на заданную ориентацию с требуемой погрешностью $\Delta\varphi$;

6. $\Delta t = 60$ секунд – шаг интегрирования.

В работе предполагается, что центральное тело КА имеет сферическое распределение плотности, и его момент инерции J_0 вычисляется по формуле для сферы (13) с массой $M_{ЦТ}$ и радиусом $R_{ЦТ}$.

$$J_0 = 0.4 M_{ЦТ} R_{ЦТ}^2. \quad (13)$$

Таблица 1. Варианты заданий

№ вар.	$M_{ЦТ}$, кг	$R_{ЦТ}$, м	H_0 , км	m , кг	l , м	r , м	φ , град.
1	1000	1,0	300	5	20	0,1	10
2	800	1,0	300	9	15	0,05	10
3	600	0,7	300	15	12	0,1	10
4	400	0,6	300	14	20	0,1	10
5	200	0,5	300	16	30	0,1	10
6	500	1,0	300	18	20	0,15	10
7	700	1,0	300	20	15	0,2	10
8	900	0,8	300	6	25	0,15	10
9	1000	1,2	300	15	23	0,2	10
10	200	0,4	300	10	20	0,2	10
11	300	0,5	450	12	30	0,2	10
12	400	0,6	450	14	25	0,1	10
13	500	0,7	450	12	35	0,05	10
14	600	0,8	450	18	25	0,1	10
15	700	0,9	450	20	10	0,1	10
16	800	0,95	450	9	20	0,1	10
17	900	0,95	450	6	30	0,1	10
18	950	1,1	450	8	40	0,2	10
19	850	1,0	450	10	35	0,2	10
20	750	0,9	450	12	25	0,15	10
21	650	0,65	500	20	15	0,2	10
22	550	0,9	600	16	20	0,2	10
23	450	0,7	600	18	30	0,2	10
24	350	0,6	600	15	36	0,1	10
25	250	0,5	600	12	40	0,1	10

Окончание табл. 1

26	900	1,3	600	10	25	0,1	10
27	1000	1,5	600	8	30	0,1	10
28	430	0,8	600	6	40	0,1	10
29	500	0,8	600	5	50	0,1	10
30	850	1,2	600	12	15	0,1	10

4. Численный пример моделирования движения

Примем следующие исходные данные:

$H_0 = 280$ км; $M_{ЦТ} = 200$ кг; $R_0 = 6371$ км; $R_{ЦТ} = 0.5$ м;

$K_{\varphi} = 3.98580 \cdot 10^5$ км³/с²; $m = 5$ кг; $\Delta\varphi = 0,05$ °; $r = 0.1$ м;

$T_k = 1$ сутки; $l = 20$ м; $\Delta t = 60$ с.

В результате расчёта по формулам (7а), (9) ÷ (11) и (13) получаем:

$C = 3.6375 \cdot 10^{-6}$ с⁻²; $K = K_g / 4020$ с⁻¹ (Для $K_g = 4$ кгм²/с $K = 9.95 \cdot 10^{-4}$);

$J_0 = 20$ кг м²; $J_m = 0.02$ кг м²; $J_z = 4020$ кг м²; $J_x = 3618$ кг м²; $J_y = 20.04$ кг м².

Подставив данные значения в программу GravStab.Com (рисунок 4), получим переходной процесс (рисунок 6).

В результате моделирования исследуются переходные процессы с различными коэффициентами демпфирования.

Подбор демпфера производится по требуемому времени переходного процесса, которое определяется как:

$$T_k \{ |\varphi| \leq \Delta\varphi \text{ или } |\omega| \leq \omega_{доп} \}.$$

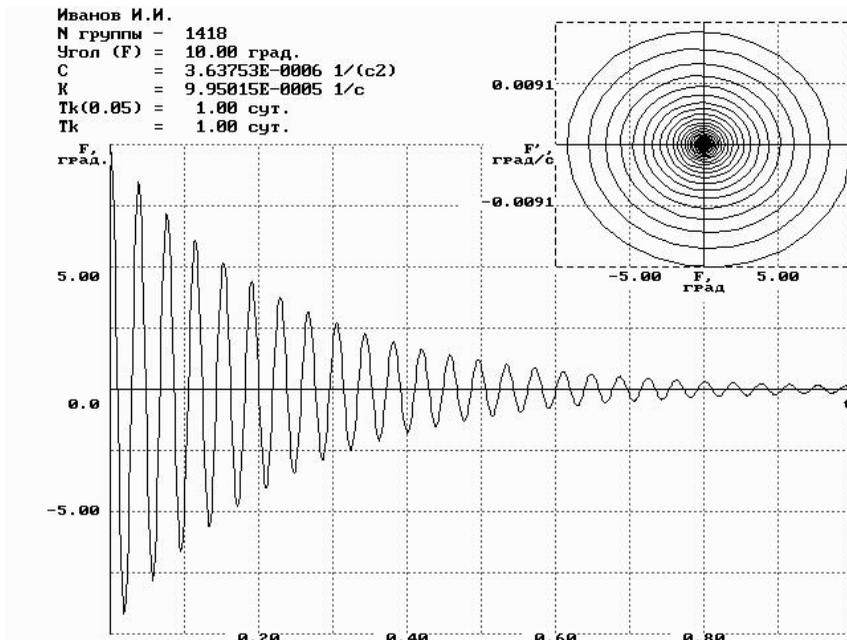


Рисунок 6 – Переходной процесс гравитационно-устойчивого КА

Величина T_K для реальных КА лежит в пределах 1 суток. При этом допустимое значение по φ может составлять $\approx 10\%$ от $\varphi_0/1/$.

Список использованных источников

1. Боевкин, В.И. Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях / В.И. Боевкин, Ю.Г. Гуревич, Ю.Н. Павлов [и др.]. – Москва: Наука, 1976.
2. Раушинбах, Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов / Б.В. Раушинбах, Б.Н. Токарь. – Москва: Наука, 1974.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 3.

Методика обеспечения устойчивости летательного аппарата по крену в процессе полёта

Цель работы: Исследование устойчивого движения летательного аппарата по крену и подбор параметров автомата стабилизации.

Содержание работы

1. Ознакомление с физической постановкой задачи.
2. Выбор исходных данных согласно коду варианта задания. Выбор передаточных чисел автомата стабилизации летательного аппарата по крену (решение задачи на ПЭВМ).
3. Подготовка отчёта по лабораторной работе на стандартном бланке.
4. Сдача зачёта по лабораторной работе.

Продолжительность лабораторной работы составляет 2 часа: первый час отводится для выполнения пункта 1, второй час – на выполнение пунктов 2 ÷ 4.

1. Постановка задачи

При исследовании вопросов устойчивости и управляемости летательного аппарата применяется связанная система координат. Связанная система координат ориентирована относительно стартовой тремя углами Эйлера: угол тангажа (θ), угол рыскания (ψ) и угол крена (γ).

Под движением крена летательного аппарата (ЛА) понимается его вращение относительно продольной оси Ox под действием возмущающих и управляющих моментов.

Летательный аппарат с плоской траекторией имеет нулевой программный угол крена, поэтому управляющий момент для них также равен нулю, а положение ЛА определяется невозмущённой связанной системой координат $Oxyz$.

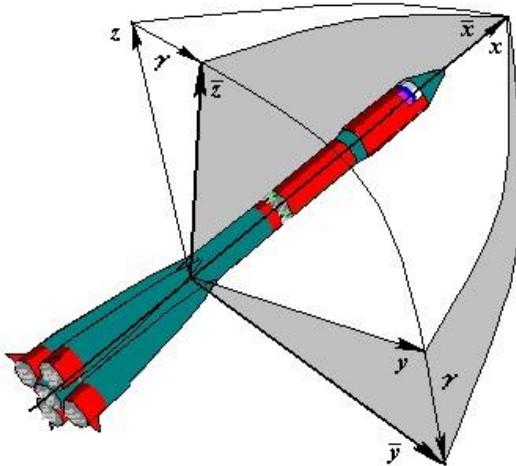


Рисунок 1 – Возмущённая и невозмущённая связанные системы координат

где $Oxyz$ – связанная невозмущённая система координат;

$O\bar{x}\bar{y}\bar{z}$ – связанная возмущённая система координат; γ – вариация угла крена (в дальнейшем – угол крена).

Однако, под действием различных возмущающих моментов (аэродинамических, от перекоса вектора тяги двигательной установки) происходит вращение ЛА относительно продольной оси Ox (см. рисунок 1). То есть, действие возмущающих моментов приводит к появлению дополнительного угла крена γ и угловой скорости ω (вариации относительно программных значений), а положение ЛА будет определяться связанной возмущённой системой координат $O\bar{x}\bar{y}\bar{z}$.

Ликвидировать вращение относительно продольной оси и поддерживать нулевой угол крена γ и нулевое значение угловой скорости ω – задача автомата стабилизации (АС).

Рассмотрим структурную схему автомата стабилизации (рисунок 2).

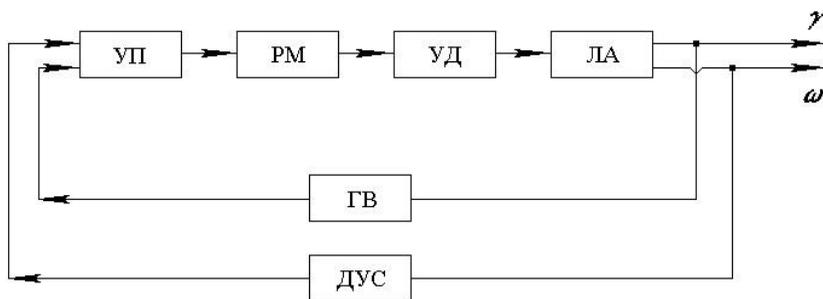


Рисунок 2 – Структурная схема системы

На рисунке 2 обозначено:

ЛА – летательный аппарат;

ГВ – гировертикант;

ДУС – датчик угловой скорости;

УП – усилитель-преобразователь;

РМ – рулевые машинки;

УД – управляющие двигатели.

Работа автомата стабилизации заключается в следующем: Пусть угол крена γ , под действием возмущающего момента, станет неравен нулю или угловая скорость ω отлична от нуля. Эти параметры будут измерены соответственно гировертикантом и датчиком угловой скорости. Сигналы с них (отличные от нуля) поступят на усилитель-преобразователь (УП), который выдаст соответствующий сигнал на РМ. Рулевые машинки начнут поворачивать управляющие двигатели (УД), при этом возникает управляющий (стабилизирующий) момент, что приводит к ликвидации крена и гашению вращения ЛА относительно продольной оси Ox . Процесс будет продолжаться до тех пор, пока γ и ω не станут равными нулю.

Для того чтобы АС смог стабилизировать полёт ЛА, система «ЛА-АС» должна быть устойчивой. Под устойчивостью движения ЛА по крену (устойчивость системы) понимается её способность возвращаться на нулевой угол крена после прекращения действия возмущений.

Теоретическая задача обеспечения устойчивости решается на основе моделирования (в данной работе на ПЭВМ) уравнений возмущённого движения ЛА по крену и уравнения АС. Эти уравнения имеют вид:

Уравнения движения ЛА:

$$\ddot{\gamma} + C_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + C_{\gamma\omega}\delta_{\gamma} = M_{\gamma}; \quad (1)$$

$$\omega = \dot{\gamma}. \quad (2)$$

Уравнения АС:

а) статического АС:

$$\delta_{\gamma} = a_{\gamma}\gamma + a_{\omega}\omega \quad (3)$$

б) астатического АС:

$$\delta_\gamma = b_s \int_0^t \gamma dt + b_\gamma \gamma + b_\omega \omega \quad (4)$$

В уравнениях (1) ÷ (4) введены следующие обозначения:

$C_{\gamma\gamma}$ – коэффициент, характеризующий аэродинамическое демпфирование колебаний ЛА по крену;

$C_{\gamma\delta}$ – коэффициент, характеризующий эффективность управляющих двигателей;

M_γ – относительный (на единицу момента инерции ЛА относительно оси Ox) возмущающий момент;

δ_γ – угол поворота УД;

$\left. \begin{array}{l} a_\gamma \\ a_\omega \\ b_s \\ b_\gamma \\ b_\omega \end{array} \right\}$ – передаточные числа АС по соответствующим входным сигналам.

Таким образом, АС реагирует включением УД и соответственно созданием стабилизирующего момента на линейную комбинацию кинематических параметров γ и ω . Существуют два вида таких АС. Второй отличается от первого (наиболее распространённого на практике) наличием входного сигнала в виде интеграла от угла крена.

Различие двух видов АС принципиально лишь в случае постоянного возмущающего момента $M_\gamma = const$. При его случайных значениях (тем более знакопеременных) предпочтительнее статический АС из-за его более простой

реализации и малой чувствительности к разбросу передаточных чисел в процессе реализации АС.

Рассмотрим поведение ЛА со статическим и астатическим АС при постоянном возмущающем моменте. В установившемся режиме движения, характеризующимся параметрами $\dot{\delta} = \dot{\gamma} = \dot{\gamma} = 0$, в случае статического АС имеем:

$$\delta_{\gamma_{уст}} = \frac{M_{\gamma}}{C_{\gamma\delta}} = const \neq 0 \text{ из (1)} \quad (5)$$

$$\gamma_{уст} = \frac{\delta_{\gamma}}{a_{\gamma}} = const \neq 0 \text{ из (2)} \quad (6)$$

Таким образом, ЛА будет летать с постоянным углом крена (статическая ошибка) и повернутым УД (для компенсации возмущения). Это объясняется ещё и тем, что УД отклоняются только при наличии угла крена(3).

При астатическом АС будет то же $\delta_{\gamma_{уст}}$ (при одинаковом возмущающем моменте). Однако, $\gamma_{уст} = 0$ (статическая ошибка отсутствует), что следует из другой записи уравнения (4):

$$\dot{\delta}_{\gamma} = b_s \gamma + b_{\gamma} \dot{\gamma} + b_{\omega} \ddot{\gamma}. \quad (7)$$

Управляющие двигатели будут повернуты пропорционально интегралу от угла крена при стабилизации (переходном процессе):

$$\delta_{\gamma_{уст}} = b_s \int_0^t \gamma dt. \quad (8)$$

Как сказано выше, теоретическая задача обеспечения стабилизации заключается в подборе передаточных чисел АС, при котором обеспечивается устойчивость движения и приемлемое качество переходного процесса. Под переходным процессом, как известно, понимается реакция системы на постоянное входное воздействие.

Рассмотрим показатели качества переходного процесса, понимая под входным сигналом M_γ и выходным γ . Главными среди них являются:

T_n – длительность переходного процесса; $T_{ср}$ – время срабатывания; ν -относительный максимальный разброс (рисунок 3).

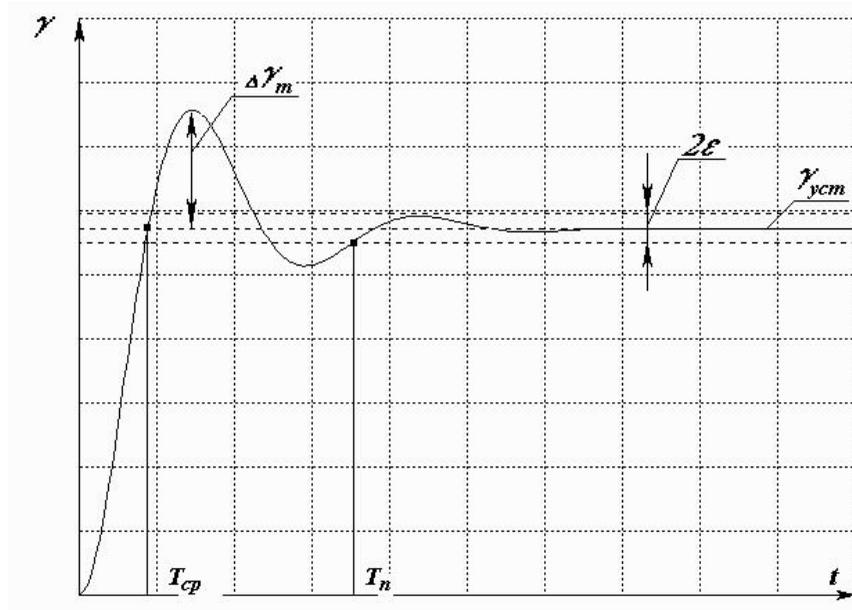


Рисунок 3 – Переходной процесс по углу крена (γ)

На рисунке 3:

$$\varepsilon = 0,05 \gamma_{уст}; \quad \Delta\gamma_m = \frac{\gamma_{max} - \gamma_{уст}}{\gamma_{уст}} \cdot 100\%; \quad (9)$$

Переходный процесс считается закончившимся, когда выходной сигнал последний раз войдет в зону ($\gamma_{уст} \pm \varepsilon$) и больше из неё не выйдет.

Время срабатывания – время первого достижения выходным сигналом установившегося значения. Заброс вычисляется по формуле (9) в процентах.

По нормам лётной годности (НЛГ) на эти характеристики наложены ограничения:

$$T_n \leq 5..7 \text{ с}; T_{cp} \leq 1..2 \text{ с}; \nu \leq 40 \%. \quad (10)$$

Передаточные числа АС подбираются так, чтобы обеспечить выполнение этих требований.

2. Моделирование переходных процессов летательного аппарата по крену

Моделирование задачи начинается с выбора численных значений исходных данных согласно коду варианта (таблица 1). Моделирование переходных процессов производится с помощью уравнений (1) ÷ (4) для трех параметров возмущённого движения: γ , ω и δ_γ .

Исследование устойчивости ЛА по крену производится на ПЭВМ в программе StabKren.Com.

При запуске данной программы на экране монитора высвечивается диалоговая панель (рисунок 4).

Ввод исходных данных производится в окно «Введите исходные данные». После ввода каждого параметра – нажать клавишу «Enter».

Лабораторная работа № 1 -
по курсу "Динамика полета"

Обеспечение устойчивости
летательного аппарата по крену
в процессе полета

Уравнение возмущенного движения РН по каналу крена:

$$\ddot{\gamma} + C_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + C_{\gamma\delta}\delta_{\gamma} = M_{\gamma}$$

$$\omega = \dot{\gamma}$$

где: $C_{\gamma\dot{\gamma}}$ - коэф., характеризующий аэродинамическое демпфирование колебаний РН по крену; $C_{\gamma\delta}$ - коэф., характеризующий эффективность управляющих двигателей; M_{γ} - относительный возмущающий момент; δ_{γ} - угол поворота управляющих двигателей.

Уравнения АС:

- статический АС:

$$\delta_{\gamma} = a_{\gamma}\gamma + a_{\omega}\omega$$

- астатический АС:

$$\delta_{\gamma} = b_s \int \dot{\gamma} dt + b_{\gamma}\gamma + b_{\omega}\omega$$

Введите исходные данные:

Ф.И.О. - -

№ группы - -

M_{γ} (c^{-2}) -

$C_{\gamma\delta}$ (c^{-2}) -

$C_{\gamma\dot{\gamma}}$ (c^{-1}) -

b_s (c^{-1}) -

$b_{\gamma}(a_{\gamma})$ -

$b_{\omega}(a_{\omega})$ (c) -

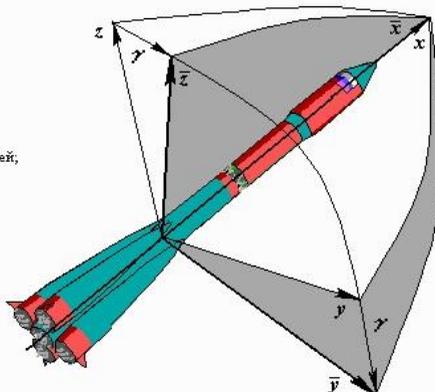


Рисунок 4 – Диалоговая панель программы StabKren.Com

После того как будут введены все исходные данные, программа последовательно высветит на экран монитора переходные процессы по углу крена γ , угловой скорости ω , углу отклонения УД δ_{γ} и исходные данные (рисунки 6 и 8). Если данные переходные процессы не удовлетворяют наложенным на них требованиям (10), то производится перерасчёт с изменёнными исходными данными.

3. Варианты заданий

Как отмечено в НЛГ (10), на переходной процесс по углу крена γ наложены ограничения, общие для всех вариантов:

$$T_n \leq 5..7 \text{ с}; T_{cp} \leq 1..2 \text{ с}; \nu \leq 40 \text{ \%}$$

Таблица 1. Варианты заданий

№ вар.	$C_{\gamma\gamma},$ c^{-1}	$C_{\gamma\delta},$ c^{-2}	$b_s,$ c^{-1}	$b_\gamma(a_\gamma)$	$b_\omega(a_\omega),$ c	$M_\gamma,$ c^{-2}
1	0,00	2,00	0.2	0.2	0.2	0,090
2	0,01	1,95	0.2	0.2	0.2	0,085
3	0,02	1,90	0.2	0.2	0.2	0,080
4	0,03	1,85	0.2	0.2	0.2	0,075
5	0,04	1,80	0.2	0.2	0.2	0,070
6	0,05	1,75	0.2	0.2	0.2	0,065
7	0,06	1,70	0.2	0.2	0.2	0,060
8	0,07	1,65	0.2	0.2	0.2	0,055
9	0,08	1,60	0.2	0.2	0.2	0,050
10	0,09	1,55	0.2	0.2	0.2	0,045
11	0,10	1,50	0.2	0.2	0.2	0,040
12	0,09	1,45	0.2	0.2	0.2	0,035
13	0,08	1,40	0.2	0.2	0.2	0,030
14	0,07	1,35	0.2	0.2	0.2	0,025
15	0,06	1,30	0.2	0.2	0.2	0,020
16	0,05	1,25	0.2	0.2	0.2	0,015
17	0,04	1,20	0.2	0.2	0.2	0,010
18	0,03	1,15	0.2	0.2	0.2	0,080
19	0,02	1,10	0.2	0.2	0.2	0,075
20	0,01	1,05	0.2	0.2	0.2	0,070
21	0,02	1,00	0.2	0.2	0.2	0,065
22	0,03	0,95	0.2	0.2	0.2	0,060
23	0,04	0,90	0.2	0.2	0.2	0,055

Окончание табл. 1

24	0,05	0,85	0..2	0..2	0..2	0,050
25	0,06	0,80	0..2	0..2	0..2	0,045
26	0,07	0,75	0..2	0..2	0..2	0,040
27	0,08	0,70	0..3	0..3	0..3	0,035
28	0,09	0,65	0..3	0..3	0..3	0,030
29	0,10	0,60	0..3	0..3	0..3	0,025
30	0,05	0,55	0..3	0..3	0..3	0,020

4. Порядок выполнения работы

4.1. Стабилизация крена статическим АС

1. Взять исходные данные согласно номеру задания.
2. Ввести исходные данные в программу ($b_s = 0$).
3. Подобрать минимально возможные значения коэффициентов a_γ , a_ω для обеспечения требуемого качества переходного процесса (10).
4. Зарисовать (распечатать) переходные процессы по γ , ω и δ_γ . Записать значения передаточных чисел a_γ , a_ω . Определить характеристики переходного процесса по углу крена γ .
5. Подготовить отчёт на стандартном бланке.

4.2. Стабилизация крена астатическим АС

Стабилизация крена астатическим АС та же, что и в задаче 1, только с добавлением коэффициента b_s . По окончании работы оформить отчёт.

5. Численный пример

Примем следующие исходные данные:

$$C_{\gamma\dot{\gamma}}=0.05 \text{ с}^{-1}; C_{\gamma\delta}=1.0 \text{ с}^{-2}; M_{\gamma}=0.05 \text{ с}^{-2};$$

$$b_s=\{0..5\}; b_{\gamma}(a_{\gamma})=\{0..3\} \text{ с}^{-1}; b_{\omega}(a_{\omega})=\{0..2.5\} \text{ с}.$$

Подставив данные значения в программу StabKren.Com (рисунки 5, 7), получим переходные процессы (рисунки 6, 8).

Лабораторная работа № 1 -
по курсу "Динамика полета"

Уравнение возмущенного движения РН по каналу крена:

$$\ddot{\gamma} + C_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + C_{\gamma\delta}\delta_{\gamma} = M_{\gamma}$$

$$\omega = \dot{\gamma}$$

где: $C_{\gamma\dot{\gamma}}$ - коэф., характеризующий аэродинамическое демпфирование колебаний РН по крену; $C_{\gamma\delta}$ - коэф., характеризующий эффективность управляющих двигателей; M_{γ} - относительный возмущающий момент; δ_{γ} - угол поворота управляющих двигателей.

Уравнения АС:

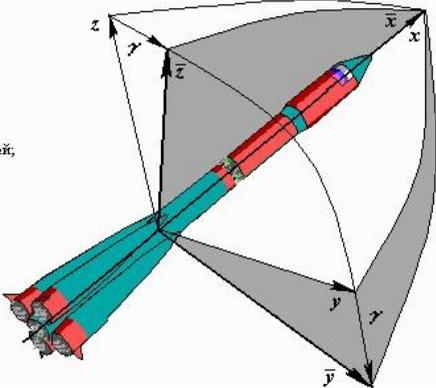
- статический АС:

$$\delta_{\gamma} = a_{\gamma}\gamma + a_{\omega}\omega$$

- астатический АС:

$$\delta_{\gamma} = b_s \int \gamma dt + b_{\gamma}\gamma + b_{\omega}\omega$$

Обеспечение устойчивости летательного аппарата по крену в процессе полета



Введите исходные данные:

Ф.И.О. - Иванов И.И.	
№ группы - 1416	
$M_{\gamma} \text{ (с}^{-2}\text{)} - 0.05$	$b_s \text{ (с}^{-1}\text{)} - 0$
$C_{\gamma\delta} \text{ (с}^{-2}\text{)} - 1$	$b_{\gamma}(a_{\gamma}) - 2$
$C_{\gamma\dot{\gamma}} \text{ (с}^{-1}\text{)} - 0.05$	$b_{\omega}(a_{\omega}) \text{ (с)} - 1.5$

Рисунок 5 – Ввод исходных данных для статического АС

Из рисунка 6 видно, что $T_{cp} = 1.65 \text{ с.}$; $T_n = 5.5 \text{ с.}$; $\nu = 11\%$, что удовлетворяет требованиям НЛГ (10).

Лабораторная работа № 1 -
по курсу "Динамика полета"

Обеспечение устойчивости
летательного аппарата по крену
в процессе полета

Уравнение возмущенного движения РН по каналу крена:

$$\ddot{\gamma} + C_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + C_{\gamma\delta}\delta_{\gamma} = M_{\gamma}$$

$$\omega = \dot{\gamma}$$

где: $C_{\gamma\dot{\gamma}}$ - коэф., характеризующий аэродинамическое демпфирование колебаний РН по крену; $C_{\gamma\delta}$ - коэф., характеризующий эффективность управляющих двигателей; M_{γ} - относительный возмущающий момент; δ_{γ} - угол поворота управляющих двигателей.

Уравнения АС:

- статический АС:

$$\delta_{\gamma} = a_{\gamma}\gamma + a_{\omega}\omega$$

- астатический АС:

$$\delta_{\gamma} = b_s \int \gamma dt + b_{\gamma}\gamma + b_{\omega}\omega$$

Введите исходные данные:

Ф.И.О. - Иванов И.И.

№ группы - 1416

$$M_{\gamma} (c^{-2}) - 0.05$$

$$C_{\gamma\dot{\gamma}} (c^{-2}) - 1$$

$$C_{\gamma\delta} (c^{-1}) - 0.05$$

$$b_s (c^{-1}) - 2$$

$$b_{\gamma} (a_{\gamma}) - 2$$

$$b_{\omega} (a_{\omega}) (c) - 1.5$$

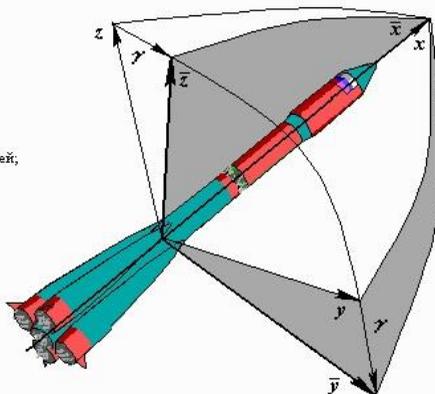


Рисунок 7 – Ввод исходных данных для астатического АС

6. Вопросы к зачёту

1. Принцип действия АС.
2. Понятие устойчивости движения.
3. Различия в реакции ЛА с разными АС при постоянном возмущающем моменте.
4. Показатели качества переходного процесса.

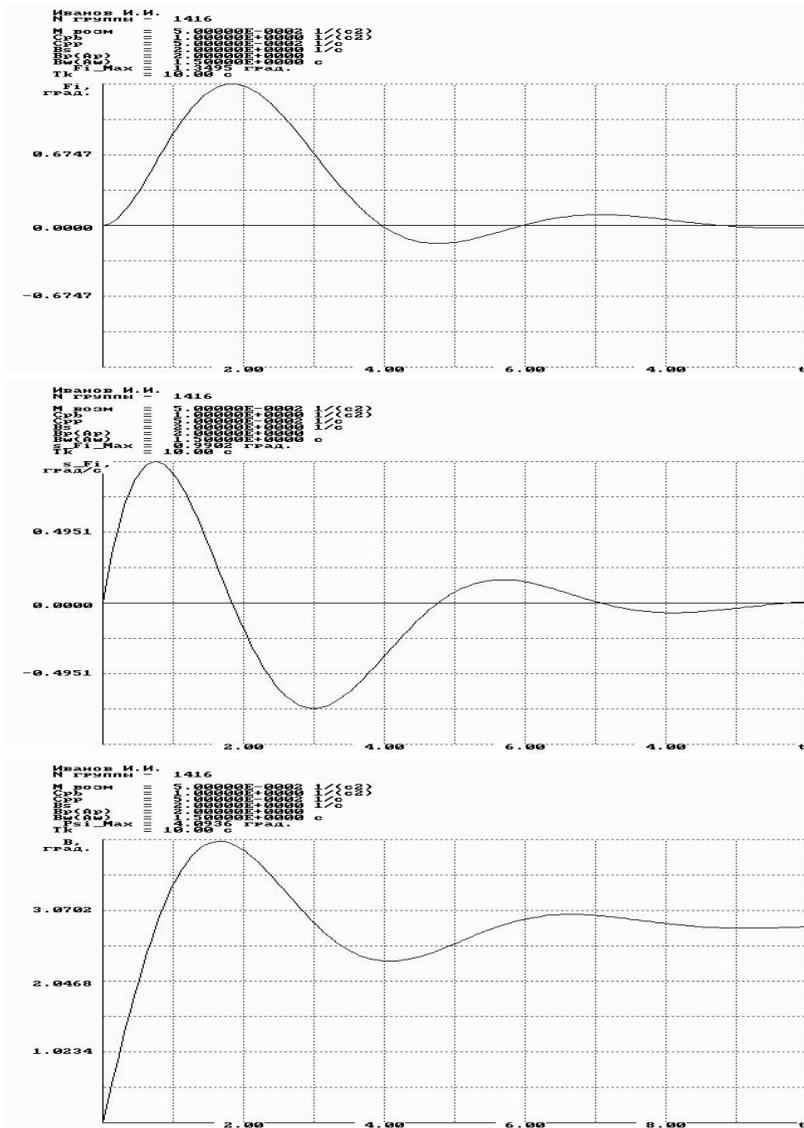


Рисунок 8 – Переходные процессы по углу крена γ , угловой скорости ω и отклонению УД δ , при применении астатического АС

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1. Методика исследования характеристик электрогидравлической рулевой машины	12
1. Конструктивное исполнение и принцип работы рулевых машин	13
2. Стенд для экспериментального определения динамических характеристик рулевой машины	16
3. Методика проведения статических и динамических испытаний	21
4. Проведение эксперимента	22
4.1. Определение статических свойств рулевой машины.....	22
4.2. Определение переходной характеристики рулевой машины.....	25
4.3. Проведение частотных испытаний рулевой машины	28
5. Контрольные вопросы.....	32
Список использованных источников.....	33
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2. Методика исследования динамики гравитационно-устойчивого космического аппарата с пассивным демпфером	34
1. Физическая постановка задачи и составление математической модели движения гравитационно-устойчивого КА	35
2. Моделирование динамики гравитационно-устойчивого космического аппарата.....	40
3. Варианты заданий.....	43
4. Численный пример моделирования движения	45
Список использованных источников.....	46
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 3. Методика обеспечения устойчивости летательного аппарата по крену в процессе полета	47

1. Постановка задачи.....	48
2. Моделирование переходных процессов летательного аппарата по крену	54
3. Варианты заданий.....	55
4. Порядок выполнения работы.....	57
4.1. Стабилизация крена статическим АС.....	57
4.2. Стабилизация крена астатическим АС.....	57
5. Численный пример	58
6. Вопросы к зачету	60

Учебное издание

Давыдов Игорь Евгеньевич

**МЕТОДИКА ИЗУЧЕНИЯ
СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Учебно-методическое пособие

Редакционно-издательская обработка И.П. Ведмидской

Подписано в печать 30.09.2022. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 4,0.

Тираж 25 экз. Заказ . Арт. – 2(Р2УМП)/2022.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.