



Издательство

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

М.Р. ЛИБЕРЗОН

ДИНАМИКА МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ И АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Москва • 2026

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)**

М.Р. ЛИБЕРЗОН

**ДИНАМИКА МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ
И АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ**

Учебное пособие

Утверждено
на заседании редсовета
12 ноября 2025 г.

Москва
Издательство МАИ
2026

Либерзон М.Р.

Динамика механических систем и автоматическое управление: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2026. — 76 с.: ил.

Представлены исследования различных видов динамических систем: механических, электромеханических, технологических процессов металлообработки и получения специальных изделий из металлов и сплавов, космических систем, в том числе систем управления движением космических кораблей, спутников, космических тросовых систем и др. Построены математические модели. Решаются задачи автоматического управления.

Настоящее учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по направлениям 24.05.01 “Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов”, 24.05.03 “Испытание летательных аппаратов”, 22.03.02 “Металлургия”, 22.03.01 “Материаловедение и технология новых материалов”, изучающих дисциплину “Теоретическая механика”, а также может быть полезно тем, кто занимается исследованиями в области механики твердого тела.

Рецензенты:

Российская инженерная академия (президент д-р техн. наук, чл.-корр. РАН *Б.В. Гусев*);
д-р техн. наук, профессор *С.А. Курпеев*

ISBN 978-5-4316-1333-3

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский
университет), 2026

ПРЕДИСЛОВИЕ

Управление механическими системами — одно из важнейших направлений науки и техники. Управление может осуществляться человеком (пилот управляет самолетом, оператор управляет станком и т.п.) или без участия человека, что называется в таком случае *автоматическим управлением*. Примеры систем автоматического управления известны очень давно. До нас дошли конструкции, применявшиеся людьми ещё несколько тысячелетий назад. Первый паровой двигатель с применением автоматики был изобретен Героном Александрийским (Египет, I век до н.э.). Большой вклад в теорию автоматического управления и в создание действующих автоматических систем внесли Архимед, Леонардо да Винчи, Ньютон, Ползунов, Уатт. Настоящее учебное пособие посвящено системам автоматического управления различными видами механических систем, технологическими процессами, которые применяются в промышленном производстве.

В *первой главе* даны примеры конструкций автоматики и систем автоматического управления, которые люди изобретали и применяли на протяжении большого периода истории человечества: начиная с древних времен около 20 000 лет назад и до наших дней. Показаны зарождение, развитие и современное состояние теории автоматического управления.

Во *второй главе* вводятся основные и определяющие понятия теории автоматического управления.

Третья глава посвящена техническим системам, использующим электропривод. Приводятся некоторые сведения об электроприводе, в том числе о следящем электроприводе. Схематично описаны различные виды следящего электропривода. Акцентировано внимание на построении и работе системы управления следящим электроприводом.

В *четвертой главе* рассмотрено явление, называемое электропластичностью, дается описание этого явления. Представлены схемы технологических процессов обработки металлов и сплавов и

производства специальных изделий с использованием явления электропластичности и конструкции систем автоматического управления этими процессами.

Пятая глава посвящена системам управления многоразовыми космическими кораблями. Представлены различные типы многоразовых космических кораблей. Конструирование и работа систем управления показана на примере отечественного многоразового космического корабля “Буран”.

В *шестой главе* объясняется, что такое космические тросовые системы, приводятся примеры различных видов космических тросовых систем, показаны перспективы их использования. Рассмотрены вопросы управления космическими тросовыми системами, состоящими из связки двух объектов.

При подготовке учебного пособия существенная поддержка была оказана холдингом “Металлоинвест” и, в частности, ОАО “Михайловский ГОК им. А.В. Варичева”, за что автор выражает искреннюю признательность, а также глубокую благодарность канд. техн. наук Елене Борисовне Зайченковой и студенту МАИ Виталию Кониному за помощь в подготовке рукописи к печати.

Глава 1.

ИЗ ИСТОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

1.1. Автоматика в давние времена

История автоматического управления, или просто автоматике, насчитывает тысячи лет. Есть данные о том, что ещё 20 000 лет назад люди применяли в самых разных сферах жизни придуманные ими автоматические устройства. Конечно, эти устройства были примитивными, но некоторые их конструкции, информация о которых дошла до наших дней, поражают и сейчас виртуозной выдумкой и изобретательностью.

Например, известен такой метод рыбной ловли. Из сетки изготавливался мешок в форме конуса. Растущее на берегу дерево пригибали к воде и к его верхушке привязывали широкий конец конусообразного сетчатого мешка. Чтобы разгибаясь дерево не выдернуло мешок из воды, узкий конец мешка (его носик) крепили к дну колышком. Изнутри сетчатого мешка у его носика помещали приманку для рыбы. Рыба вплывала в мешок, двигалась к приманке у его носика и попадала в узкую часть, где не могла развернуться. Рыба начинала дёргаться, пытаясь освободиться, и этими движениями расшатывала колышек и выдёргивала его из дна. Согнутое дерево распрямлялось и поднимало из воды освобождённый сетчатый мешок с пойманной рыбой. Такие ловушки люди расставляли вдоль берега в большом количестве и в результате могли получить хороший улов.

Археологические исследования позволили узнать и целый ряд других методов рыбной ловли с элементами автоматике, которые люди применяли в далёкой древности. Интересно, что некоторые из этих методов, несмотря на их древность, и сейчас применяются в ряде стран Африки.

О применении в древности автоматических устройств, сконструированных для охоты, говорят найденные археологами рисунки и схемы. Одна из таких схем показана на рис. 1. Здесь и далее

некоторые рисунки приведены в том виде, в котором они дошли до нас.

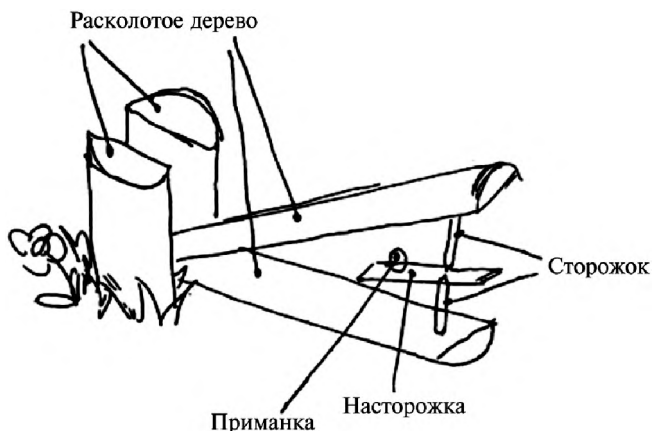


Рис. 1. Схема древнего приспособления для охоты

Для создания подобного устройства использовались две половинки ствола дерева, расколотые вдоль, которые ставились вертикально и укреплялись в земле. Между ними в виде щипцов укладывались две другие половинки, причём одна из них служила полом, а другая как бы потолком. Вес потолка выбирался с расчётом того, какого зверя требуется добыть: крупного, среднего или мелкого. Как можно видеть, та часть, которая является потолком, удерживалась в поднятом состоянии с помощью сборного упора, состоящего из двух частей, так называемого сторожка. Этот сторожок состоит из двух остриев, направленных навстречу друг другу, между которыми вставлена дощечка (так называемая насторожка) с наживкой. Работает устройство следующим образом: зверь старается добраться до наживки, протискивается внутрь коридора, состоящего из потолка и пола, и как только он касается наживки, дощечка выскакивает, и сторожок разваливается на составные элементы, в результате чего потолок падает на зверя и придавливает его.

На рис. 2 показана схема другого устройства с автоматикой, которое в древности люди использовали для охоты. Мы не будем здесь детально разбирать конструкцию этого устройства и его работу: читатель может в этом разобраться самостоятельно.

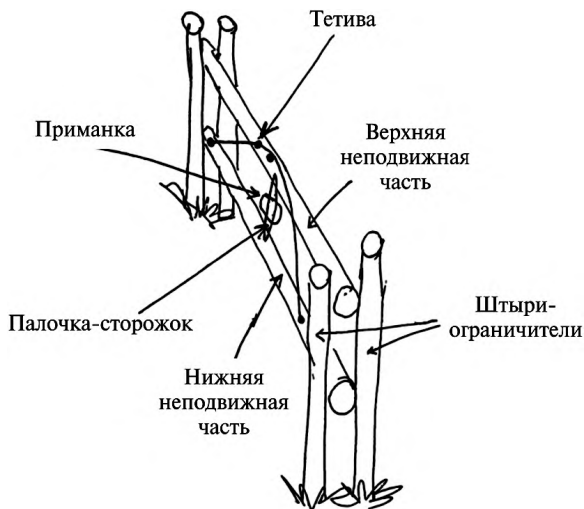


Рис. 2. Схема древнего приспособления с использованием тетивы

Многие ученые — историки науки считают, что появление примерно 20 000 лет назад и последующая разработка автоматических приспособлений имеет такое же значение для цивилизации, как изобретение колеса.

В дальнейшем теорией и практикой автоматического управления занимались многие известные ученые.

Так, примерно 2500 лет назад выдающийся греческий ученый и архитектор Дедал (изобретатель рубанка, сверла, отвеса, циркуля, гончарного круга и целого ряда других инструментов и приспособлений) создал автоматическую модель движения планеты Венера. В его конструкции ртуть переливалась из одной части устройства в другую, что приводило к изменению веса частей и движению модели планеты Венера.

Известный древнегреческий философ Платон (423 год до н.э. — 347 год до н.э.) применил изобретенную им систему автоматики для того, чтобы созывать своих учеников на занятия. В саду Платон установил статую с флейтой в руках. Работа устройства была основана на действии водяных часов (клепсидры), состоящих из нескольких сосудов, заполняемых водой. Вытекая из верхнего сосуда, вода повышала давление воздуха в нижнем, что приводило в определённый момент к открытию клапана и выпуску воздуха в трубку, с которой была соединена флейта, и она начинала свис-

теть. Водяные часы (далее мы покажем некоторые варианты водяных часов того времени), позволяли осуществлять свист флейты в нужное время, чтобы сообщать о начале или конце урока.

Греческий математик и механик Герон Александрийский, которого многие относят к величайшим инженерам за всю историю человечества, жил во второй половине I века до н. э. Он изобрёл и сконструировал автоматические двери, автоматический театр кукол, автомат для продаж, самозаряжающийся арбалет, автоматические декорации и многое другое. Некоторые его научные книги сохранились до наших дней. В книге Герона Александрийского “Пневматика” (120 лет до н.э.) описано созданное им устройство, находившееся в одном из храмов города. Когда на алтаре разжигался огонь и священнослужитель начинал молиться, дверь храма автоматически открывалась и оставалась открытой пока шла молитва и горел огонь. Когда молитва заканчивалась и огонь гас, двери храма автоматически закрывались. Весь секрет заключался в специальном пневматико-гидравлическом устройстве, установленном в подвале храма так, как показано на рис. 3.

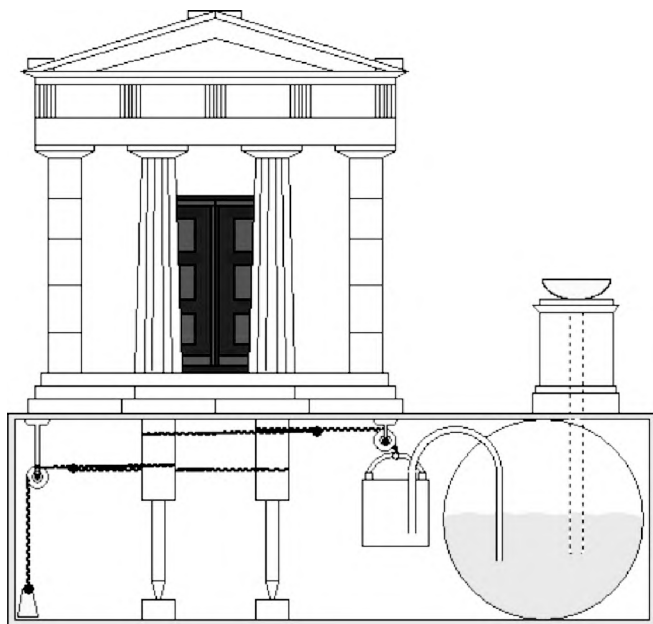


Рис. 3. Устройство для автоматического открывания и закрывания дверей храма

Как видно на рис. 3, алтарь представлял собой пустотелый цилиндр. При разведении огня на его доньшке, в чаше, температура цилиндра повышалась, воздух внутри расширялся и увеличивалось его давление, которое через трубку, соединённую с алтарём, увеличивало давление воздуха в сосуде под ним. Это приводило, в свою очередь, к вытеснению воды, находящейся в этом сосуде, по трубке в другой сосуд, который был подвешен на цепи. Он наполнялся водой, становился тяжелее, опускался вниз, натягивая цепь, накрученную на оси дверей. Когда же огонь гас, давление воздуха уменьшалось и происходил обратный процесс с закрыванием дверей.

Созданием автоматических устройств для различных инженерных и механических систем успешно занимался гениальный древнегреческий учёный Архимед (287 год до н.э. — 212 год до н.э.), который создал планетарий, где можно было наблюдать за движением планет (так называемая “сфера Архимеда”). Модель системы небесных тел приводилась в движение водяным колесом. Архимед конструировал и системы управления метательными орудиями, системами рычагов и др., Некоторые из них показаны на рис. 4—7.

Изображенный на рис. 4 винт Архимеда был снабжен системой управления, которая автоматически переключала режимы подъема воды в зависимости от уровня воды в нижнем резервуаре, откуда вода откачивалась, и в верхнем резервуаре, в который вода поднималась.

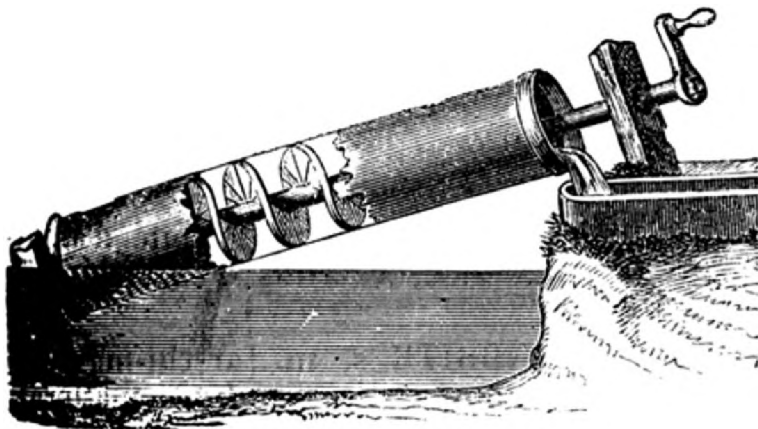


Рис. 4. Винт Архимеда



Рис. 5. Метательный механизм

На рис. 5, 6 показаны метательные орудия Архимеда, в которых была построена автоматическая система изменения силы выбрасывания ядер в зависимости от веса ядра, чтобы поражать разновесными ядрами цели, расположенные на одном и том же расстоянии. Наоборот, при расположении цели на другом расстоянии (дальше или ближе) автоматика срабатывала так, чтобы цель была поражена.

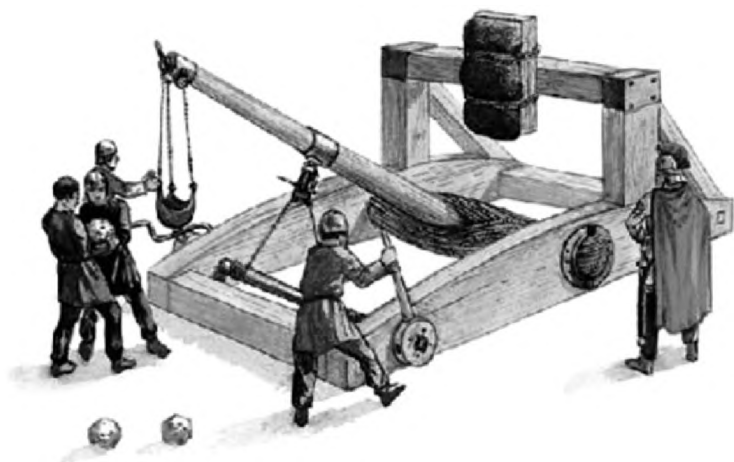


Рис. 6. Оружие для стрельбы ядрами

Архимед построил стройную и практически полную теорию рычага и часто использовал её на практике вместе с разработанным им так называемым полиспастом. Полиспаст — это система подвижных и неподвижных блоков с перекинутыми через них канатами, которая помогала выигрывать в силе или расстоянии при передвижении механических объектов. В полиспасте Архимеда при необходимости во время движения изменить силу, расстояние или скорость автоматически изменялась его конфигурация и сочетание блоков, что позволяло Архимеду передвигать по суше на катках огромные корабли. Однажды для проверки утверждений Архимеда на берег вытащили трёхмачтовое грузовое судно. Его трюм наполнили багажом и посадили на корму команду матросов. Архимед сел поодаль и начал вытягивать пропущенный через систему сконструированного им полиспаста и специальные лебедки прикреплённый к кораблю канат. К изумлению зрителей судно начало плавно двигаться. Именно Архимеду принадлежит знаменитая фраза “Дайте мне точку опоры, и я переверну Землю”).

На основе своей теории рычага и системы полиспастов Архимед сконструировал грозное по тем временам оружие против морских кораблей, нападавших на его родной город Сиракузы. Действие этого оружия, названного “коготь Архимеда”, показано на стилизованном рис. 7.

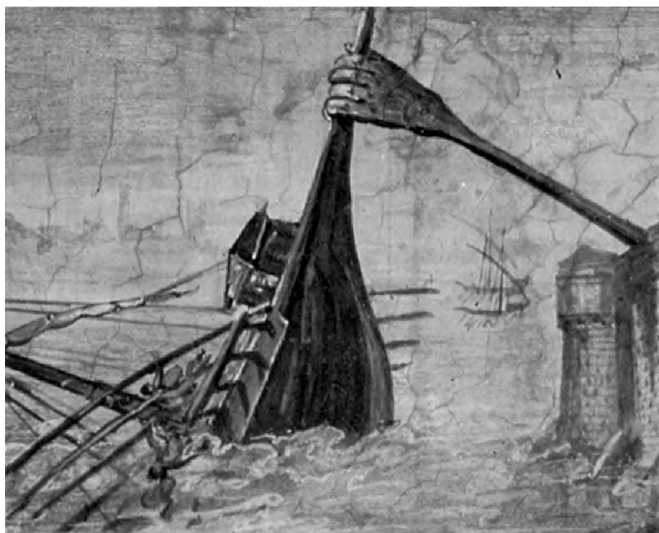


Рис. 7. “Коготь Архимеда”

Многие просили Архимеда объяснить конструктивные особенности созданных им инженерных и механических сооружений, но он этого не делал. Дошедшая до нас информация принадлежит в основном перу величайшего историка и летописца Плутарха. Плутарх подробно описал деятельность Архимеда. Он писал: “Архимед имел возвышенную душу и глубокий ум, и, обладая громадными богатствами геометрических теорий, он не хотел оставить ни одного сочинения относительно тех машин, которые доставили ему славу знания, не только доступного человеку, но почти божественного”. Именно потому, по всей видимости, что Плутарх был гуманитарием и не занимался никакими техническими вопросами, он в своих сочинениях не раскрыл нам, потомкам, никаких технических секретов Архимеда.

Единственная инженерная конструкция Архимеда, детали строения которой дошли до нашего времени, был показанный выше “коготь Архимеда”. В 2005 году были проведены несколько экспериментов с целью проверить правдивость конструктивного описания и действия этого “сверхоружия древности”. Построенное инженерное сооружение работало безупречно, что полностью подтвердило работоспособность конструкции Архимеда.

Ещё один вид автоматического устройства, появившегося в первом веке до нашей эры и получившего название одометра, использовался для измерения пройденного пути. Принцип подобного устройства заключался в том, что вращающаяся ось тележки приводила в действие зубчатое колесо, от которого начинало вращаться другое горизонтально положенное колесо, имеющее каналы, в которые были вложены шарики. Когда тележка проезжала определённое расстояние, заполненный шариками канал оказывался напротив трубки, которая вела к чаше. Оказываясь напротив этой трубки, шарик скатывался в чашу, и по количеству этих шариков определяли пройденный путь. Значительно позднее усовершенствование работы одометра с введением автоматического управления осуществил Леонардо да Винчи, о котором пойдет речь ниже.

Около 2000 лет назад и в более позднее время использовали автоматическую масляную лампу, в которую автоматическое устройство подавало фитиль по мере его прогорания. Устройство подобной лампы показано на рис. 8. Как видно из схемы, при снижении уровня масла (а это говорит о том, что лампа некоторое время уже работала и некоторое количество фитиля уже прогорело) по-

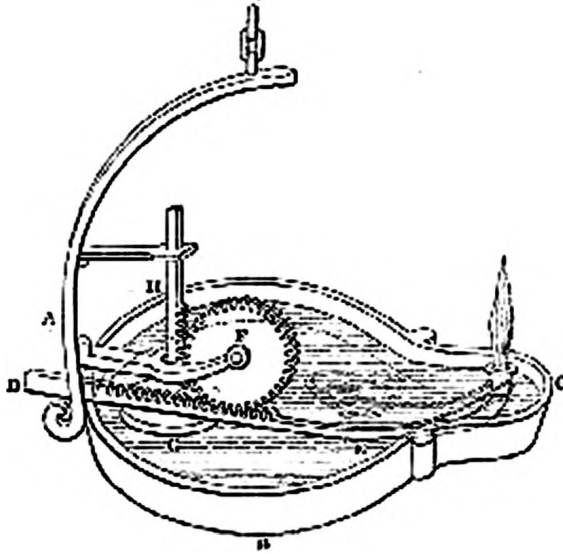


Рис. 8. Масляная лампа с автоматической подачей фитиля

плавок снижался вместе с уровнем масла. Но он снижался не сам по себе, а вместе со связанной с ним зубчатой рейкой, которая вращает зубчатое колесо, вращающее, в свою очередь, дугообразную зубчатую рейку, связанную с фитилём. Таким образом, происходит постоянная автоматическая подача фитиля. Фитиль во время горения, так же как и в свечках, не остаётся “нерушимым”, а сгорает, и его требуется постоянно подавать. Много веков спустя, когда появились керосиновые лампы, они были устроены более примитивно и требовали постоянной ручной подкрутки фитиля, чтобы сохранять яркость горения. То есть можно сказать, что изобретение автоматической подачи фитиля, показанное на рис. 8, многократно опередило своё время.

Выше уже было сказано о водяных часах, которые использовали автоматику. Простейшие по своему устройству водяные часы схематично изображены на рис. 9. В емкости с водой находится поплавок, связанный с одним концом стрелки. Чтобы запустить часы, в ёмкость наливали воду и открывали сливное отверстие. Вода начинала потихоньку вытекать, поплавок плавно спускался вниз, а другой конец стрелки поднимался всё выше и выше, вдоль градуированной шкалы с делениями, отображающей единицы измерения времени. В древнем Вавилоне около 2 000 лет назад уже

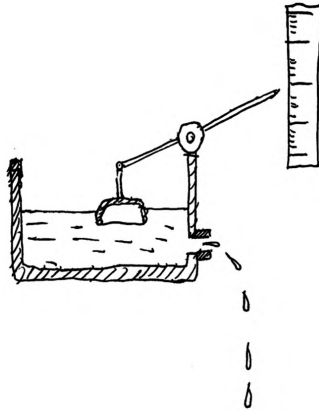


Рис. 9. Схема простейших водяных часов

использовались усовершенствованные водяные часы, схема которых показана на рис. 10. Принцип их работы понятен из рисунка.

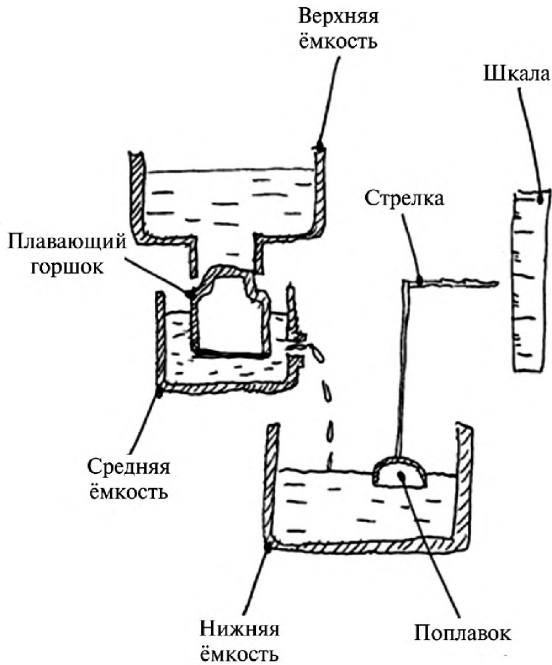


Рис. 10. Усовершенствованные водяные часы

Как можно видеть, они состояли из трёх сосудов, а также перевёрнутого глиняного горшка, плавающего в воде, поплавок со стрелкой и шкалы. В верхнем сосуде уровень воды автоматически поддерживался плавающим горшком, который перекрывал отверстие в верхнем сосуде при повышении уровня воды в среднем сосуде. А в обратном случае, наоборот, открывал его. Через впускное отверстие в среднем сосуде вода попадала в нижний сосуд, причём всегда с постоянной скоростью, которая была известна. Благодаря этому нижний сосуд заполнялся, уровень воды в нём увеличивался и связанный со стрелкой поплавок начинал всплывать, а стрелка начинала перемещаться вдоль градуированной шкалы. Таким образом, здесь мы можем видеть, что горшок, плавающий кверху коническим дном, выполнял сразу две функции. С одной стороны, как поплавок, он являлся чувствительным устройством, реагирующим на уровень воды. В то время как его коническое дно являлось исполнительным устройством, открывающим и перекрывающим подачу воды в зависимости от потребности.

1.2. Более позднее развитие автоматики

Практически все ученые-математики и механики, инженеры, конструкторы технических систем занимались созданием, разработкой и развитием систем автоматического управления. Некоторые из таких разработок и примеры применения автоматических устройств мы встретим в следующих главах. Сейчас обратим внимание на деятельность двух величайших людей, имена и творения которых вошли в историю человечества: гениальный художник и ученый Леонардо да Винчи (1452—1519) и один из самых гениальных ученых практически во всех сферах знаний, научными результатами и достижениями которого пользуются и в наши дни, Исаак Ньютон (1642—1727).

Выше уже было сказано о работах Леонардо да Винчи по усовершенствованию одометра. На рис. 11, 12 показан одометр Леонардо да Винчи. Принцип действия одометра остаётся прежним, как было описано выше, но Леонардо да Винчи ввёл систему автоматики, которая регулирует устойчивое горизонтальное расположение колеса во время движения независимо от неровностей дороги.

Леонардо да Винчи изобрёл целую серию инженерных конструкций, в каждую из которых он ввёл элементы автоматического управления. Массовое распространение ещё при жизни изобре-

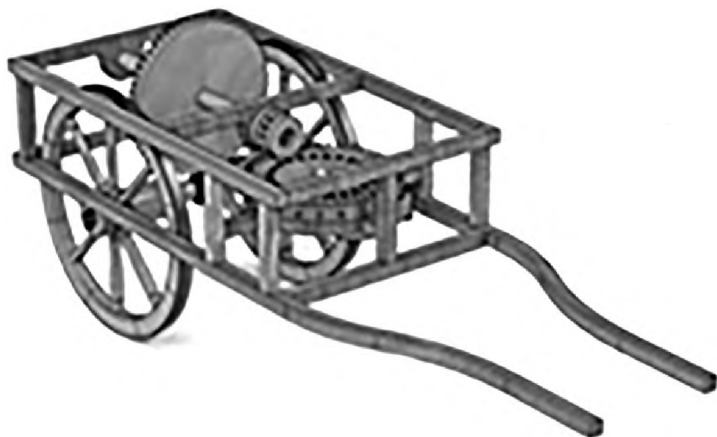


Рис. 11. Одометр Леонардо да Винчи

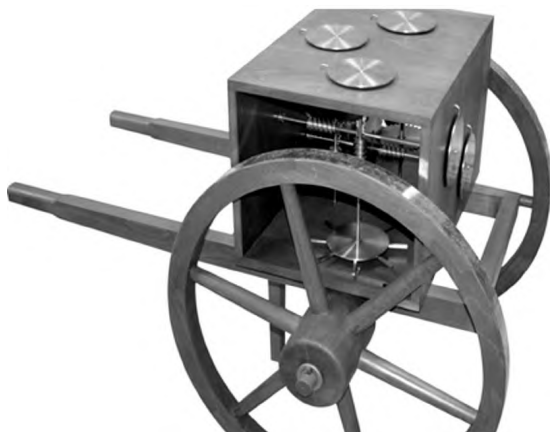


Рис. 12. Усовершенствованный одометр Леонардо да Винчи

тателя получил колесцовый замок для выстрела из огнестрельного оружия, который заменил применение для этого фитиля. Пороховой заряд воспламенялся не от открытого пламени фитиля, что было неудобно и опасно, а от искры, высекаемой с помощью вращающегося колёсика с насечкой, которое приводилось в движение специально сконструированным курком с пружиной. Конструкция и принцип действия колесцового замка показаны на рис. 13.

Здесь 1 — колесо, 2 — курок с кремнием, 3 — пружина курка и спуска, 4 — пружина колеса, 5 — спуск.

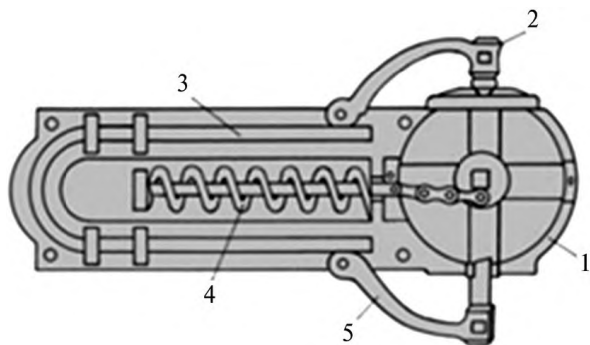


Рис. 13. Колесцовый замок Леонардо да Винчи

На рис. 14—18 представлены аппараты, изобретенные и сконструированные Леонардо да Винчи, причём вид аппаратов и их названия соответствуют редакции их автора. Леонардо да Винчи подчеркивал, что всегда вводил необходимые для работы своих инженерных сооружений элементы автоматического управления и давал их подробное описание.

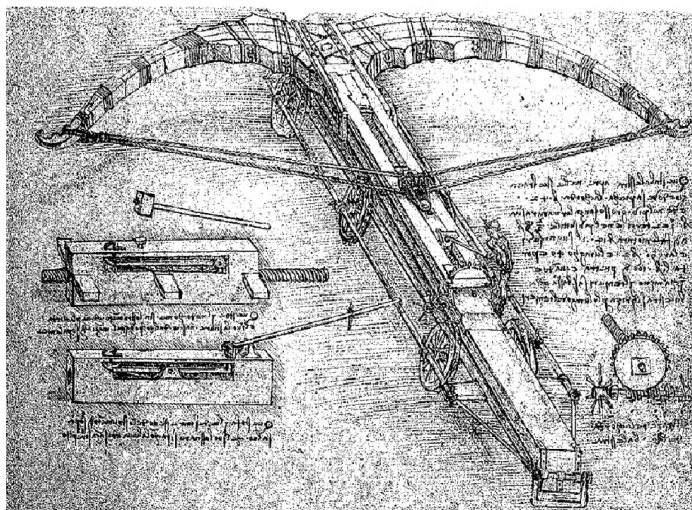


Рис. 14. Летательная машина



Рис. 15. Автомобиль

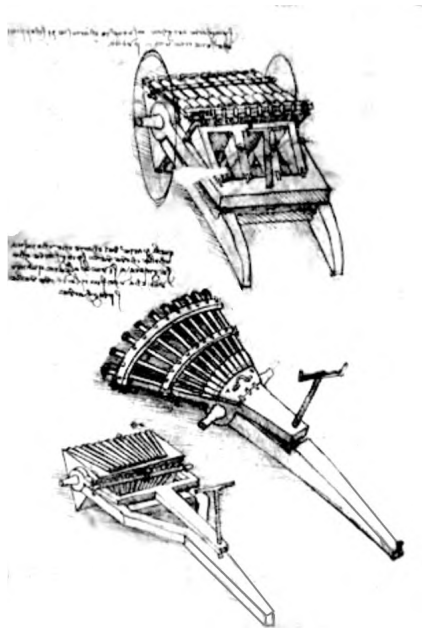


Рис. 16. Скорострельное оружие



Рис. 17. Летательный аппарат вертикального взлёта



Рис. 18. Парашют

Некоторые из подобных разработок и примеры применения автоматических устройств мы встретим в следующих главах.

Сейчас обратим внимание на точность формулировки и научное совершенство, с которыми великий Исаак Ньютон в своей выда-

ющейся книге “Математические начала натуральной философии” (1686 год) поставил задачу управления движением материального тела: “Дело математиков найти такую силу, которая в точности удерживала бы заданное тело в движении по заданной орбите с данною скоростью, и, наоборот, найти тот криволинейный путь, на который заданною силою будет отклонено тело, вышедшее из заданного места с заданной скоростью” (перевод акад. А.Н. Крылова). К решению обеих этих задач мы далее вернёмся.

1.3. Первые промышленные регуляторы и возникновение теории автоматического управления

На рубеже XVIII и XIX столетий началось бурное развитие промышленности, в основном в Европе. Большое распространение получили паровые машины. Естественно, что системы управления и регуляторы для паровых машин стали первыми автоматическими устройствами.

В 1765 году Иван Иванович Ползунов (1728—1766) изобрел первый автоматический поплавковый регулятор питания котла паровой машины, схематично изображенный на рис. 19. Задачей этого регулятора являлось поддержание в паровом котле постоянного уровня воды. Регулятор представлял собой поплавок, связан-

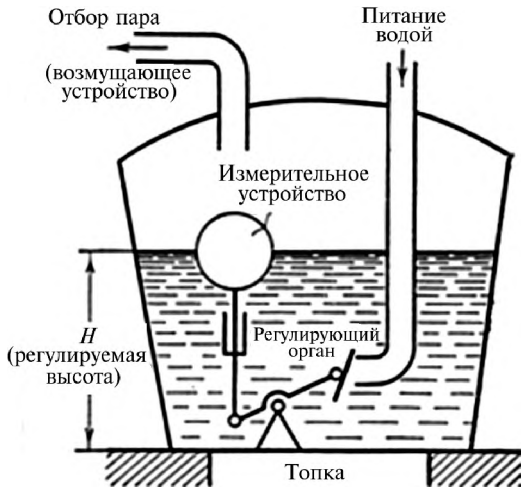


Рис. 19. Схема регулятора И.И. Ползунова

ный системой рычагов с регулирующей заслонкой. При увеличении уровня поплавков поднимается, в результате чего заслонка опускается, перекрывая трубопровод и уменьшая подачу воды в котел. При уменьшении уровня поплавков опускается, подача воды увеличивается, уровень повышается.

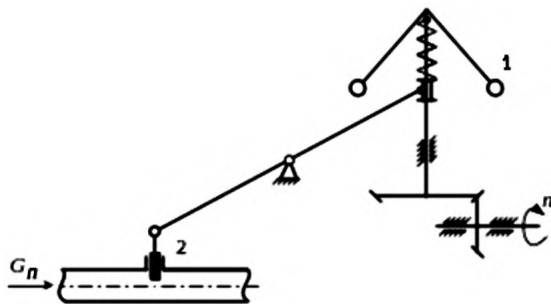


Рис. 20. Принципиальная схема регулятора Уатта

В 1784 году Джеймс Уатт (1736—1819) сконструировал центробежный регулятор числа оборотов вала, т.е. скорости паровой машины, принципиальная схема которого показана на рис. 20. При изменении числа оборотов вала грузы 1 под действием центробежной силы изменяют свое положение, что приводит к перемещению регулирующего органа 2 и изменению подачи пара. Это вызывает изменение числа оборотов вала. Более детально работа регулятора Уатта показана на рис. 21.

При конструировании первых промышленных регуляторов эти автоматические устройства считались чем-то отдельным от машин, механических систем, которыми они были призваны управлять. При таком подходе управление часто нарушалось, происходили сбои в работе машины. Необходим был существенно другой подход в исследованиях и конструировании автоматических систем. Такое коренное изменение, а именно системный подход, при котором регулятор и машина рассматривались как единая динамическая система, было заложено в выдающихся работах Д.К. Максвелла (1831—1879) “О регуляторах” (1866) и И.А. Вышнеградского (1831—1895) “Об общей теории регуляторов” (1876) и “О регуляторах прямого действия” (1877). Это было началом развития новой общей методологии в исследовании разнородных по механике, физике и конструкции динамических систем.

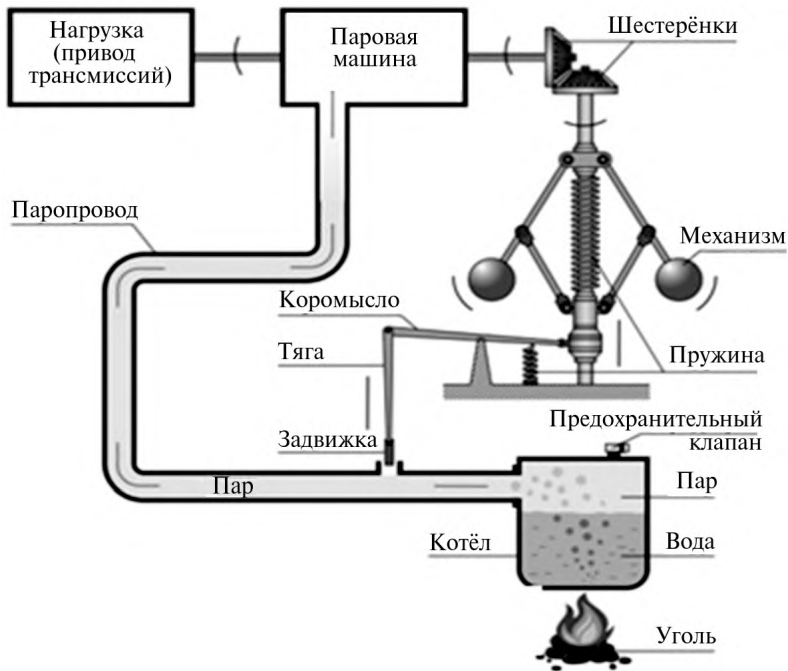


Рис. 21. Регулятор Уатта

Именно И.А. Вышнеградский по праву считается основоположником теории автоматического управления.

В XX веке теория автоматического управления развивалась очень интенсивно. Существенный вклад в её развитие внес Н.Е. Жуковский (1847—1921) своей фундаментальной работой “О прочности движения” и первым русским учебником “Теория регулирования хода машин”. Н.Е. Жуковский дал математическое описание с проведением глубоких исследований целого ряда механических систем и систем автоматического управления. В нашей стране важнейшие результаты теории автоматического управления были получены в ряде крупных научных центров, одним из которых является московский Институт проблем управления (ранее — институт автоматики и телемеханики) Российской академии наук.

Глава 2.
**НЕСКОЛЬКО ПОНЯТИЙ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО
УПРАВЛЕНИЯ**

2.1. Уравнения динамических систем

Динамика системы автоматического управления, как правило, описывается системой дифференциальных уравнений. Для каждого элемента системы автоматического управления и каждого элемента механической, технологической или другой системы, управление которой осуществляется, необходимо составить дифференциальные уравнения, описывающие динамику и свойства соответствующего элемента. Виды систем уравнений могут быть различными, но в каждом случае необходимо определить, от каких параметров и как (функционально) зависят все величины, входящие в уравнения.

Исследования различных динамических систем могут основываться на построении различных уравнений (математических моделей) [3, 4, 5, 6].

Например, условие равновесия моментов на валу электродвигателя может быть записано так:

$$J \frac{d\Omega}{dt} = M_{\text{в}} - M_{\text{т}}, \quad (1)$$

где J и Ω — приведенный момент инерции и угол поворота вала двигателя; $M_{\text{в}}$ — вращающий момент двигателя; $M_{\text{т}}$ — тормозящий момент внешних сил (момент нагрузки).

В достаточно общем виде изменение во времени динамической системы описывается дифференциальным уравнением

$$\dot{x} = f(t, x, u), \quad (2)$$

где $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ — фазовый вектор или вектор состояния рассматриваемой системы, $u = (u_1, u_2, \dots, u_m)$ — вектор управления, который является ограниченной кусочно-непрерывной вектор-функцией времени t . Функция $f(t, x, u)$ удовлетворяет стандартным условиям существования и единственности решения. При исследовании конкретных систем могут понадобиться другие ограничения, которые оговариваются дополнительно.

Наиболее детально исследована задача управления для линейных систем вида

$$\dot{x} = A(t)x - B(t)u, \quad (3)$$

где $A(t)x$ — $(n \times n)$ -матрица, $B(t)u$ — $(n \times m)$ -матрица.

Во многих работах по теории автоматического управления и регулирования принято записывать исследуемые динамические системы в следующем виде:

$$\frac{dx_j}{dt} = \sum_{k=1}^n a_{jk} x_k + b_j y \quad (j = 1, 2, \dots, n), \quad (4)$$

$$y = \varphi\sigma, \quad \sigma = \sum_{k=1}^n c_k x_k, \quad 0 \leq \frac{\varphi(\sigma)}{\sigma} \leq k.$$

Существенное значение в дальнейших исследованиях будет иметь следующая система, описываемая векторным дифференциальным уравнением

$$\dot{x} = Ax + Bu. \quad (5)$$

Здесь x_1, x_2, \dots, x_n — переменные, определяющие состояние системы; u_1, u_2, \dots, u_m — приложенные к системе управляющие силы, которые также называют “управлениями”. Элементы матриц A и B — числа.

Основные понятия теории автоматического управления не зависят от выбранного способа построения уравнений. В исследуемых далее динамических системах остановимся на следующем виде дифференциальных уравнений с нелинейной характеристикой вида $\varphi(\sigma, t)$, которые используются в учебных пособиях [1, 2]:

$$\frac{dy}{dt} = Ay + b\varphi(\sigma, t), \quad \sigma = cy, \quad \varphi(0, t) \equiv 0, \quad (6)$$

$$0 \leq \varphi(\sigma, t)\sigma \leq k\sigma^2 \quad (k \text{ — число}).$$

Здесь A — постоянная $(n \times n)$ -матрица, b и c — постоянные n -мерные векторы, y — n -мерный вектор обобщенных координат, скалярная функция φ двух переменных σ и t удовлетворяет обычным условиям существования и единственности решения системы (6). Нелинейные системы вида (6) получаются при построении математи-

ческих моделей различных механических и электромеханических систем, и эта форма динамической системы часто используется для формулировок условий устойчивости, таких как устойчивости по Ляпунову, асимптотической устойчивости, абсолютной устойчивости и др.

2.2. Достижимость, управляемость, наблюдаемость

Указанные в заголовке настоящего параграфа понятия, используемые при изучении различных видов динамических систем, простыми словами могут быть объяснены так.

Достижимость означает существование такого управления $u(t)$, которое переводит начальное состояние $x(0)$ системы в предписанное конечное состояние $x(T)$.

Управляемость означает существование таких допустимых управлений, которые переводят систему из любого начального состояния в состояние покоя $x(T) = 0$.

Наблюдаемость означает, что с помощью выходной реакции системы (объекта), то есть зная конечное состояние, можно однозначно определить начальное состояние.

В задачах механики, как правило, необходимо исследование нестационарных систем вида (6) с нелинейной характеристикой вида φ , которая удовлетворяет стандартным условиям существования и единственности решения системы (6).

Условие управляемости системы (6) — линейная независимость векторов $b, A^1b, A^2b, \dots, A^{n-1}b$. Это условие в случае системы вида (5) может быть сформулировано так.

Для того, чтобы система (5) была управляемой необходимо и достаточно, чтобы ранг матрицы

$$[B \quad AB \quad A^2B \quad A^3B \quad \dots \quad A^{n-1}B]$$

был равен n .

Условие наблюдаемости системы (6) — линейная независимость векторов $c, A^1c, A^2c, \dots, A^{n-1}c$.

Указанные условия всегда выполнены, если система дифференциальных уравнений представляет собой математическую модель конкретной механической системы.

Понятие управляемости — одно из основополагающих в теории автоматического управления — было введено Рудольфом Кальма-

ном и впервые представлено на Первом конгрессе Международной федерации по автоматическому управлению в 1960 году в Москве. В это же время Р. Кальманом и его последователями были получены первые эффективные результаты в вопросах управляемости и наблюдаемости систем управления, а также в теории оптимальных систем управления. Самая известная и эффективная работа Р. Кальмана — разработка фильтра Кальмана, основанная на предшествующих результатах Н. Винера, А.Н. Колмогорова и др. Фильтр Кальмана представляет собой технику оценки вектора состояния системы управления с использованием неполных и неточных данных, находит использование в системах навигации.

2.3. Замкнутые и разомкнутые системы управления

Системы управления, которые используются для управления динамическими (механическими) системами, делятся на два основных типа: замкнутые системы управления и разомкнутые системы управления.

В замкнутых системах управления (системах с обратной связью) управляющее воздействие формируется в зависимости от управляемой (выходной) величины. Выход системы связан с её входом, что обеспечивает обратную связь. Выходная величина непрерывно измеряется и автоматически сравнивается с заданным (желаемым) значением. Определяется ошибка, то есть отклонение выходной величины от заданного значения. На основании этой ошибки изменяется входной сигнал для устройства управления. Замкнутая система всегда стремится свести ошибку к минимуму.

В замкнутых системах автоматического управления на вход управляющего устройства подаются задающее воздействие X_3 и выходная величина объекта управления X . Управляющее устройство должно обеспечивать необходимое соответствие между величинами X и X_3 путём воздействия на управляемый объект. Таким образом управляющее устройство стремится ликвидировать все отклонения величины X от его значения, которое определяет задание X_3 , независимо от причин, вызвавших эти отклонения, включая любые возмущения, внешние и внутренние помехи, изменения параметров системы.

Мы встретимся далее с одним из распространённых видов замкнутых систем — следящими системами.

На рис. 22 показана схема замкнутой системы управления с обратной связью. Более конкретные системы управления с обратной связью будут рассмотрены в последующих главах.



Рис. 22. Замкнутая система управления (с обратной связью)

Разомкнутые системы управления не контролируют выходной сигнал, обратной связи нет, управление осуществляется “вслепую” по заданной программе (рис. 23). В разомкнутой системе управления для получения желаемой реакции объекта управления обычно используется исполнительное устройство, как показано на рис. 24.

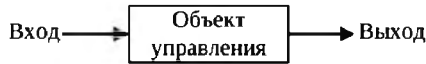


Рис. 23. Разомкнутая система управления

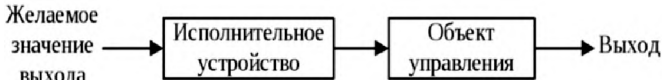


Рис. 24. Разомкнутая система управления с исполнительным устройством

Могут существовать три вида разомкнутых систем управления:

1. Управляющее устройство измеряет только одно задающее воздействие X_3 . В этом случае управление осуществляется по задающему воздействию: поступающие команды X_3 приводят путём изменения управляющего воздействия U к соответствующему изменению выходной величины X . Такие системы, как правило, используются при невысоких требованиях к точности.

2. Управляющее устройство измеряет только одно возмущение F . В этом случае говорят о системе автоматического управления по

возмущению, или, как ещё говорят, имеем систему автоматической компенсации. Такие системы применяются, когда необходимо поддерживать постоянство выходной величины X объекта. Например, это может быть система стабилизации напряжения синхронного генератора при переменной электрической нагрузке на его зажимах.

3. Система управления одновременно по задающему и возмущающему воздействиям. Это наиболее полный вид разомкнутой системы автоматического управления. В этом случае управление осуществляется как функция двух величин X_3 и F , то есть объединены оба вида разомкнутых систем управления 1 и 2.

Глава 3.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ

3.1. Некоторые сведения об электроприводе

Электропривод — это электромеханическая система, с помощью которой производится преобразование электрической энергии (электрических сигналов) в механическую, а именно, приводятся в движение механические агрегаты, машины, осуществляется управление ими.

Качественная и бесперебойная работа электропривода обеспечивается системами автоматического управления, которые классифицируются по видам управления и функциям управления. К основным функциям относятся следующие (этот список неполный):

1. Управление процессами пуска, торможения и реверсирования электроприводов.
2. Поддержание постоянства (стабилизация) заданной величины (скорости, мощности и др.) в статике и в динамике.
3. Слежение за вводимыми в систему произвольно изменяющимися входными сигналами (следающее управление).
4. Отработка заданной программы (программное управление).
5. Выбор целесообразных режимов работы электроприводов (адаптивное управление).

Кроме указанных функций системы автоматического управления электроприводами выполняют ряд других функций: защита двигателей и другого электрооборудования от токов короткого замыкания, от недопустимых длительных и кратковременных перегрузок, от перенапряжений, блокировка при возникновении ава-

рийных и подобных им режимов, сигнализация о ходе технологического процесса, о неисправности или исправности механизмов и узлов электропривода и т.п.

При управлении электромеханическими установками часто возникает задача согласования вращения двух валов (задающего и следящего), механически друг с другом не связанных. Применяющийся в этом случае электропривод называется следящим электроприводом. Если, кроме того, мощность, необходимая для вращения следящего вала (вала нагрузки), существенно больше мощности, которой располагают для вращения задающего вала, то электропривод выполняет ещё и функцию усилителя мощности.

Следящий электропривод широко применяется в различных областях, например в обрабатывающей промышленности (станки-автоматы, автоматические линии и др.), в радиолокационной технике, авиации, на флоте, на транспорте, в сельском хозяйстве, в бытовой технике, в системах управления работой военной и космической техники. Часто следящий и задающий валы находятся на большом расстоянии друг от друга. Тогда применяется электропривод с дистанционным управлением (в робототехнике, в управлении подвижными авиационными установками и др.).

Информация об электроприводах, их различных видах и применении широко представлена в литературе.

По своему назначению следящие электроприводы можно разделить на две группы:

- а) маломощные, в том числе индикаторные;
- б) силовые.

Кроме того, проводится классификация электроприводов по типу исполнительного двигателя:

- а) электропривод с исполнительным двигателем на постоянном токе (двигатель постоянного тока с независимым возбуждением или со смешанным зависимым и независимым возбуждением);
- б) электропривод с исполнительным двигателем на переменном токе (асинхронный двухфазный или синхронный трёхфазный двигатель).

Наиболее распространён электропривод с непрерывным управлением, однако применяются также релейные, импульсные, цифровые следящие системы электропривода.

На рис. 25 схематично показана работа следящего электропривода. На схеме введены следующие обозначения: ЗУ — задающее устройство, УС — устройство сравнения, У — усилитель, ИД —

исполнительный двигатель, БП — блок питания агрегатов системы, КЦ — корректирующая цепь, Н — нагрузка. Сплошными линиями показаны электрические связи между блоками, а пунктирной — механические.

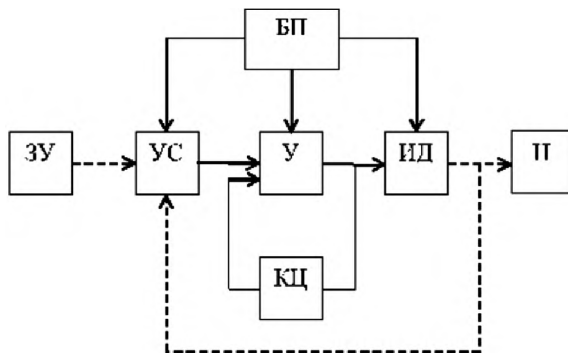


Рис. 25. Схема работы следящего электропривода

В устройстве сравнения формируется сигнал, пропорциональный разности между углами поворота валов нагрузки и задающего устройства. Ниже будут указаны некоторые детали конструкции и работы устройства сравнения. Сигнал с устройства сравнения (электрическое напряжение) через усилитель включает исполнительный двигатель, задача которого — довести разность между углами поворота этих валов до нуля. Корректирующая цепь (дополнительная стабилизирующая обратная связь) вводится для получения большей точности и быстрого затухания колебаний в системе. При необходимости в электроприводах организуются дополнительные стабилизирующие обратные связи как по скорости, так и по моменту.

В маломощных следящих электроприводах применяются электронные и магнитные усилители, а в силовых — магнитные и электромашинные. Система дистанционного управления может быть выполнена с помощью сельсинов или вращающихся трансформаторов.

3.2. Маломощные и силовые следящие электроприводы

Схематично маломощный следящий электропривод показан на рис. 26, а силовой — на рис. 27.

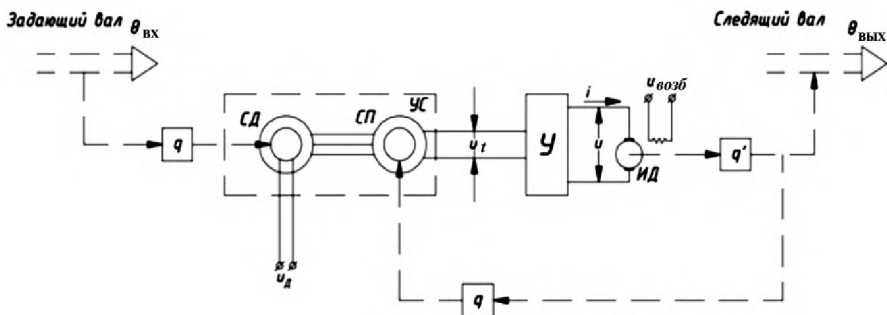


Рис. 26. Маломощный следящий электропривод

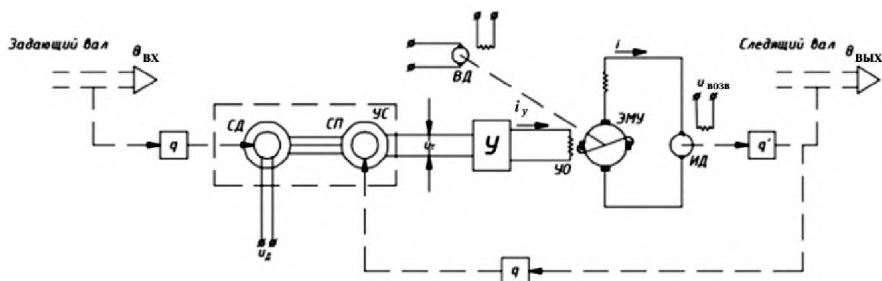


Рис. 27. Силовой следящий электропривод

В маломощном приводе сигнал, пропорциональный разности между углами поворота задающего и следящего валов, формируется в устройстве сравнения и через усилитель (обычно электронный или магнитный) подается на исполнительный двигатель. Обычно используются исполнительные двигатели мощностью от нескольких ватт до нескольких десятков ватт. Задача последнего — довести разность между углами поворота этих валов до нуля. Устройство сравнения выполняется с помощью сельсина-приемника СП и сельсина-датчика СД, которые могут находиться на большом расстоянии друг от друга. На выходе устройства сравнения (роторной цепи сельсина-приёмника) получается напряжение u_t , характеризующее величину и направление рассогласования задающего и следящего валов (соответственно, со знаком “+” или “-”). Это напряжение подается на электронный усилитель У, который выполняет также функцию фазочувствительного выпрямителя. Выход

электронного усилителя включён в якорную цепь исполнительного двигателя ИД, и в ней возникает постоянный ток i , величина которого пропорциональна напряжению u_T , а направление зависит от фазы этого напряжения. Обмотка возбуждения исполнительного двигателя подключена к внешнему источнику питания (например, к бортовой сети самолёта) с постоянным напряжением $u_{\text{возб}}$. Двигатель работает тогда, когда нарушается синхронное положение задающего и следящего валов. Поворотом следящего вала, связанного с исполнительным двигателем через редуктор, восстанавливается синхронное положение, после чего двигатель выключается. Специфика применения следящего электропривода в авиационных установках не позволяет конструировать массивные многокаскадные выпрямляющие и стабилизирующие устройства, поэтому величина $u_{\text{возб}}$ нестабильна и меняется случайным образом в широких пределах (порядка 20%), а в аварийных ситуациях может изменяться более чем на 50%.

Силовой следящий электропривод, кроме согласования поворотов задающего и следящего валов, решает еще и другую задачу — значительное усиление мощности. Это необходимо тогда, когда задающий вал поворачивает на некоторый угол, например, человек пальцами руки, а задача следящего вала — повернуть на такой же угол тяжелый, возможно многотонный, механический объект. В этом случае между электронным или магнитным усилителем и исполнительным двигателем ставят электромашинный усилитель, который на рис. 27 обозначен ЭМУ. Часто бывает, что требования по точности невелики (ошибка порядка 10—20% от величины управляющего сигнала) и нагрузки на следящий вал такие, что привод имеет запас мощности. Если силовой следящий электропривод должен удовлетворять достаточно высоким требованиям по точности слежения (ошибка порядка 1% от величины управляющего сигнала) и нагрузки на следящий вал велики, то исполнительный двигатель должен работать на нелинейных частях своей моментной характеристики.

При нарушении синхронизации задающего и следящего валов на управляющей обмотке УО электромашинного усилителя ЭМУ возникает постоянный ток i_y , величина которого пропорциональна напряжению u_T , а направление зависит от его фазы. Якорь электромашинного усилителя вращается с помощью вспомогательного двигателя ВД, а обмоткой возбуждения является управ-

ляющая обмотка с постоянным током i_y . Вследствие короткозамкнутости поперечных щёток электромашинного усилителя в поперечной цепи возникает большой ток, который вызывает, в свою очередь, появление в цепи продольных щёток тока i . Ток i питает якорную цепь исполнительного двигателя ИД, который через редукторы связан со следящим валом и ротором сельсина-приёмника СП. Исполнительный двигатель работает до тех пор, пока величина рассогласования не станет равной нулю.

Сделаем несколько замечаний о сельсинах, которые применяются в устройствах сравнения УС электропривода.

Сельсин — это электрическая машина информационного класса, преобразующая механическое перемещение вала (угол поворота) в систему электрических сигналов (напряжений), содержащих информацию о положении ротора.

Принцип работы: сельсин состоит из двух основных частей — передатчика и приёмника (иногда их называют ротором и статором). Передатчик преобразует механическое вращение в электрический сигнал, а приёмник — обратно.

Сельсины используются в системах дистанционного управления и контроля, для передачи на расстояние показаний измерительных приборов и в других областях, где требуется точная передача углового положения или угловой скорости с помощью электрических сигналов.

Некоторые области применения: авиационная и космическая промышленность (контроль положения рулей, шасси), робототехника (контроль положения и движения манипуляторов), производственное оборудование (контроль и регулирование положения инструментов), электроэнергетика (контроль положения заслонок и клапанов на электростанциях), кораблестроение и морской транспорт (системы управления рулём и навигации), телекоммуникации (помощь в точной ориентации).

В работах [1, 4, 5] проведено детальное изучение работы различных видов и моделей электроприводов, построены математические модели следящих электроприводов, изучены вопросы устойчивости. Положения, представленные в настоящей главе, совместно с изложенными в работах [1, 4, 5] результатами дают полное представление о методах автоматического управления следящим электроприводом.

В целях исследования работы электропривода и обеспечения устойчивости его работы, что является одной из основных задач

системы автоматического управления, необходимо построить математическую модель, которая с достаточной степенью точности отображает динамику всех узлов электропривода и системы автоматического управления. В работе [5] показана следующая методика построения некоторых видов математической модели.

Сигнал ошибки между углами поворотов задающего и следящего валов

$$\delta = q(\theta_{\text{вх}} - \theta_{\text{вых}}) \quad (7)$$

зависит от углов поворота задающего вала $\theta_{\text{вх}}$ и следящего вала $\theta_{\text{вых}}$ и от передаточного числа редуктора q (люфт редуктора не учитываем).

На усилитель поступает напряжение

$$u_{\text{T}} = K_1 \delta - \mu_1 \psi(\delta). \quad (8)$$

Функция ψ — нелинейная характеристика устройства сравнения, K_1 — коэффициент пропорциональности этого звена. Здесь и далее параметры μ_i являются постоянными коэффициентами при нелинейных членах, их величины зависят от выбираемых в дальнейшем моделей привода и должны специально обсуждаться.

Работа усилителя описывается уравнением

$$\tau \frac{du}{dt} + u = K_2 u_{\text{T}} + \mu_2 \varphi(u_{\text{T}}). \quad (9)$$

Здесь τ — постоянная времени усилителя, φ — нелинейная часть его характеристики, K_2 — коэффициент усиления, u — напряжение на выходе усилителя.

Если следящий электропривод силовой и включает электромашинный усилитель (ЭМУ), то напряжение u подается на обмотку возбуждения ЭМУ, процессы в котором описываются дифференциальным уравнением второго порядка

$$T_1 T_2 \frac{d^2 e}{dt^2} + (T_1 + T_2) \frac{de}{dt} + e = ku + \mu_3 \chi(u). \quad (10)$$

Здесь T_1 и T_2 — постоянные времени цепи обмотки возбуждения и короткозамкнутого контура ЭМУ, e — ЭДС короткозамкнутого контура (выход ЭМУ), k — коэффициент усиления ЭМУ по напряжению, χ — нелинейная характеристика ЭМУ.

Уравнение баланса ЭДС в цепи якоря исполнительного двигателя (уравнение Кирхгофа для напряжения в цепи якоря) имеет вид

$$L \frac{di}{dt} = Ri + c_{\text{эдс}} \frac{d\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt} = e, \quad (11)$$

где i , L , R — ток, индуктивность и сопротивление в якорной цепи двигателя, $c_{\text{эдс}}$ — коэффициент противо-ЭДС. В маломощном электроприводе отсутствует ЭМУ, поэтому на исполнительный двигатель подается напряжение u , которое и фигурирует в правой части уравнения (11) вместо e .

Уравнение моментов на валу двигателя выглядит так:

$$J \frac{d^2\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt^2} + F \frac{d\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt} = M_B - M_C, \quad (12)$$

$$M_B = K_3 i + \mu_4 f(i, u_{\text{возб}}). \quad (13)$$

Здесь J — приведенный момент инерции вращающихся частей относительно оси якоря; F — коэффициент вязкого трения; M_C — момент сил сопротивления; M_B — вращающий момент двигателя, линейная часть которого пропорциональна току i с коэффициентом пропорциональности K_3 , а нелинейная функция f зависит от тока i и напряжения $u_{\text{возб}}$ обмотки возбуждения двигателя и требует отдельного рассмотрения.

Как было указано выше, в ряде случаев напряжение $u_{\text{возб}}$ неустойчиво, т.е. $u_{\text{возб}} = u_{\text{возб}}(t)$, что должно учитываться в ряде математических моделей. Так, вращающий момент исполнительного двигателя может быть нелинейной нестационарной функцией тока якоря i , и соотношение (13) принимает вид

$$M_B = K_3 i + \mu_4 f(i, t) = F(i, t), \quad (14)$$

причем функция F удовлетворяет ограничениям типа секторных:

$$0 \leq F(i, t) i \leq k_1 i^2, \quad F(0, t) \equiv 0 \quad (15)$$

для всех t , где k_1 — положительное число, фиксированное для данного следящего электропривода. Возможность непредсказуемых изменений $F(i, t)$ в пределах (15) приводит к необходимости

решать задачу об абсолютной устойчивости при исследовании устойчивости следящего электропривода. То же относится и к нелинейной характеристике усилителя Φ из уравнения (9), которое может быть переписано так:

$$\tau \frac{du}{dt} + u = K_2 u_T + \mu_2 \Phi(u_T) = \Phi(u_T). \quad (16)$$

Функция Φ отражает нелинейную зависимость напряжения на выходе усилителя от напряжения на его входе. Она непрерывна и удовлетворяет условиям

$$0 \leq \Phi(u_T)u_T \leq k_2 u_T^2, \quad \Phi(0) = 0, \quad (17)$$

k_2 — характеристика данного усилителя.

Уравнения (7)—(12) описывают динамику следящего электропривода и его системы автоматического управления при довольно общих предположениях. В каждом частном случае конкретного электропривода можно из системы (7)—(12) получить более простую модель, пренебрегая какими-либо параметрами в силу их относительной малости.

В случае маломощного следящего электропривода можно пренебречь рядом достаточно малых параметров:

$$\mu_1 = \mu_2 = \mu_4 = \tau = L = 0.$$

Тогда получим линейную математическую модель:

$$\delta = q(\theta_{\text{вх}} - \theta_{\text{вых}}),$$

$$u_T = K_1 \delta,$$

$$u = K_2 u_T,$$

$$Ri + c_{\text{эдс}} \frac{d\theta_{\text{вых}}}{dt} = u,$$

$$J \frac{d^2\theta_{\text{вых}}}{dt^2} + F \frac{d\theta_{\text{вых}}}{dt} = K_3 i - M_C.$$

Если необходимо учитывать нелинейность момента M_B двигателя, то математическая модель будет нелинейной:

$$\delta = q(\theta_{\text{ВХ}} - \theta_{\text{ВЫХ}}),$$

$$u_{\text{T}} = K_1 \delta,$$

$$u = K_2 u_{\text{T}},$$

$$Ri + c_{\text{эдс}} \frac{d\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt} = u,$$

$$J \frac{d^2\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt^2} + F \frac{d\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt} = F(i, t) - M_C.$$

В случае учета влияния нелинейной характеристики усилителя Φ и процессов в ЭМУ получим приведенную выше математическую модель, представленную системой дифференциальных уравнений пятого порядка:

$$\delta = q(\theta_{\text{ВХ}} - \theta_{\text{ВЫХ}}),$$

$$u_{\text{T}} = K_1 \delta,$$

$$\tau \frac{du}{dt} + u = \Phi(u_{\text{T}}),$$

$$T_1 T_2 \frac{d^2 e}{dt^2} + (T_1 + T_2) \frac{de}{dt} + e = ku,$$

$$Ri + c_{\text{эдс}} \frac{d\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt} = e,$$

$$J \frac{d^2\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt^2} + F \frac{d\theta_{\text{ВЫХ}}}{dt} = F(i, t) - M_C.$$

Показанные математические модели описывают те или иные виды следящего электропривода, а применённая методика их построения позволяет выписывать математические модели для решения практически всех задач конструирования, исследования, отладки работы систем автоматического управления электроприводом.

УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССАМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЯВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПЛАСТИЧНОСТИ

4.1. Описание явления электропластичности

В начале 1980-х годов было открыто явление, получившее название “электропластичность”. Суть этого явления состоит в том, что при определенном воздействии на токопроводящие материалы (металлы, сплавы, композиционные материалы и др.) электромагнитного поля или импульсного электрического тока со специально подобранными параметрами значительно улучшаются пластические и прочностные характеристики материалов, их способность к диффузионной сварке и другие свойства. Явление “электропластичность” было обнаружено не в результате целенаправленных поисков, а случайно при экспериментах и попытках обработки металлов и металлических сплавов при различных условиях проведения этой обработки. Выяснилось, что при некоторых воздействиях на токопроводящие материалы электромагнитного поля или импульсного электрического тока можно добиться существенного повышения прочности и пластичности этих материалов и их способности к диффузионной сварке, что имеет очень большое значение для разных видов производств во многих областях промышленности. Сразу же начались исследования физиков, механиков, материаловедов и других специалистов с целью дать научное объяснение явлению “электропластичность”. Однако ни к каким результатам это не привело. Исчерпывающего теоретического научного объяснения явления электропластичности нет до сих пор, несмотря на то, что в научно-технической литературе периодически появляются публикации с попытками объяснить это явление или даже представить научную теорию электропластичности. Всё оказывается тщетным. Тем не менее явление электропластичности успешно и всё шире и интенсивнее используется в промышленности при прокатке, штамповке, волочении, производстве “бутербродов” — биметаллов и триметаллов, которые широко применяются в авиакосмической и оборонной отраслях промышленности. Пионером в таком промышленном использовании явления электропластичности выступил в начале 1980-х годов ректор МАТИ им. К.Э. Циолковского профессор Борис Сергеевич Митин, который

предложил применить это явление в металлургии, не дожидаясь сколько-нибудь приемлемого его научного обоснования. Предложение профессора Б.С. Митина нашло поддержку в правительстве нашей страны.

Для разработки методики применения в промышленном производстве явления электропластичности в МАТИ им. К.Э. Циолковского были созданы специальные научно-исследовательские лаборатории, целью одной из которых было установление таких технических характеристик электромагнитного поля (например, мощности) и таких параметров его воздействия на материал (например, времени воздействия), которые обеспечивали бы для данного конкретного материала получение в результате его обработки электромагнитным полем наиболее существенное близкое к оптимальному в рамках этого процесса улучшение прочности, пластичности, способности к диффузионной сварке.

Близкие к оптимальным режимы обработки материалов электромагнитным полем определяются экспериментально и зависят от материалов и видов технологических процессов. Так, для улучшения с помощью использования явления электропластичности физических характеристик какого-либо материала, например алюминия определенной марки, из этого алюминия изготавливают большое количество (5—6 тысяч штук) одинаковых экспериментальных образцов в виде пластин длиной примерно 20 см, шириной около 2 см и толщиной примерно 1 мм. Эксперименты производятся следующим образом. Берется один образец, зажимается с обоих концов и растягивается до разрыва. Замеряется сила, при которой произошел разрыв. Затем берется второй такой же образец и помещается на некоторое время в зону действия электромагнитного поля. После этого второй образец растягивается до разрыва так же, как это было сделано с первым образцом, и замеряется сила разрыва второго образца. То же самое проделывается с третьим, четвертым, пятым и так далее образцами, при этом каждый раз изменяются характеристики воздействия электромагнитного поля: его мощность, время воздействия на образец и другие. Цель состоит в том, чтобы подобрать такие параметры воздействия электромагнитного поля, при которых для разрыва образца необходимо приложить существенно большую силу, чем в первом случае, когда электромагнитное поле не использовалось. Это будет означать, что прочность исследуемого алюминия существенно возросла в результате воздействия подобранного электромагнитного

поля, то есть в результате использования явления электропластичности. Для того чтобы выявить наиболее подходящие параметры воздействия электромагнитного поля, обычно необходимо произвести описанные выше эксперименты с несколькими тысячами образцов. Таким же способом находят условия для улучшения пластичности, способности к диффузионной сварке и других физических свойств исследуемого материала.

Для использования полученных результатов в промышленном производстве конструируются специальные технологические линии.

4.2. Схемы технологических процессов

Первая технологическая линия, предназначенная для получения полосы алюминия с повышенными физико-механическими свойствами на основе использования явления электропластичности, была разработана и построена в 1982—1983 годах во Всесоюзном (ныне — Всероссийском) институте легких сплавов (ВИЛС) на базе экспериментального завода этого института. Эта технологическая линия схематично показана на рис. 28.

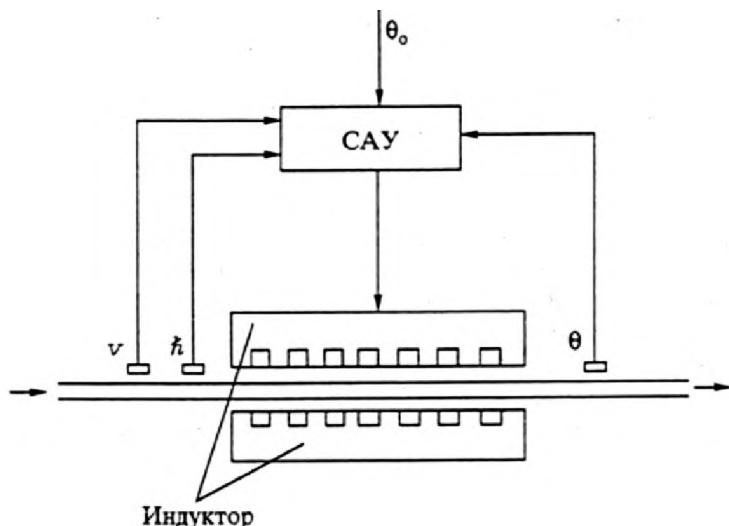


Рис. 28. Схема технологического процесса с одной полосой металла

Материал (на рисунке — полоса алюминия) пропускается через зону воздействия электромагнитного поля (индуктор), характеристики которого регулируются в процессе работы с помощью специальной системы автоматического управления (САУ). Одним из параметров, на основе которого осуществляется управление, является температура θ полосы алюминия на выходе из индуктора, которую необходимо удерживать на заданном уровне θ_0 , определенном в результате предварительных экспериментов. Удержание температуры θ на уровне, достаточно близком к величине θ_0 , обеспечит значительное улучшение после прохождения через индуктор таких свойств материала, как прочность, пластичность, способность к диффузионной сварке и другие. Величина θ_0 для каждого материала своя и определяется экспериментально методом большого количества проб с образцами данного материала. Это же относится и к другим параметрам технологической линии, готовящей материал с улучшенными свойствами, например к техническим характеристикам индуктора для данного конкретного материала.

Даже если говорить о регулировании величины только одного параметра — температуры полосы металла на выходе из индуктора, то САУ должна решать целый ряд задач кроме задачи удерживания величины температуры θ на заданном уровне θ_0 . Так, температура разогрева полосы не равномерна по её ширине. Различие температуры по краям полосы и в середине приводит к неодинаковым пластическим деформациям при прокатке и в итоге — к браку. Одна из задач САУ — обеспечить равномерность разогрева полосы индуктором по ширине. Кроме того, при начале движения полосы металла за время её разгона и при прекращении движения за время, необходимое для полного останова, образуются бракованные участки полосы. Брак можно уменьшить, если на этих промежутках времени осуществлять программное управление температурой полосы на выходе из индуктора в зависимости от её увеличивающейся или уменьшающейся скорости. В этом состоит ещё одна задача САУ.

Аналогичная технологическая линия получения полосы из алюминия с повышенными техническими характеристиками благодаря использованию явления электропластичности была также сконструирована и запущена на Куйбышевском металлургическом комбинате. Эта линия работает и в настоящее время.

На упомянутых и других металлургических предприятиях осуществляется производство алюминия всех марок с использованием явления электропластичности, что позволяет получать металл с улучшенными техническими свойствами.

В авиакосмической промышленности существенно востребованы так называемые “бутерброды” из двух металлов — алюминия и стали, “склеенных” посредством диффузионной сварки. Такие металлические полосы называют биметаллом. На рис. 29 показана технологическая схема производства биметалла с использованием явления электропластичности. Как видно из схемы, системы управления индукторами для алюминия и стали различны, но связаны между собой, что необходимо учитывать при построении математических моделей таких технологических процессов. При получении биметалла каждый из металлов-компонент обрабатывается электромагнитными полями по отдельности, так как их оптимальные режимы различны. Затем обе полосы подаются в общий очаг деформации (в обжимные валки прокатного стана), где посредством давления происходит диффузионное склеивание (диффузионная сварка). В результате на выходе из прокатного стана получают полосу биметалла. Каждая из двух технологических линий снаб-

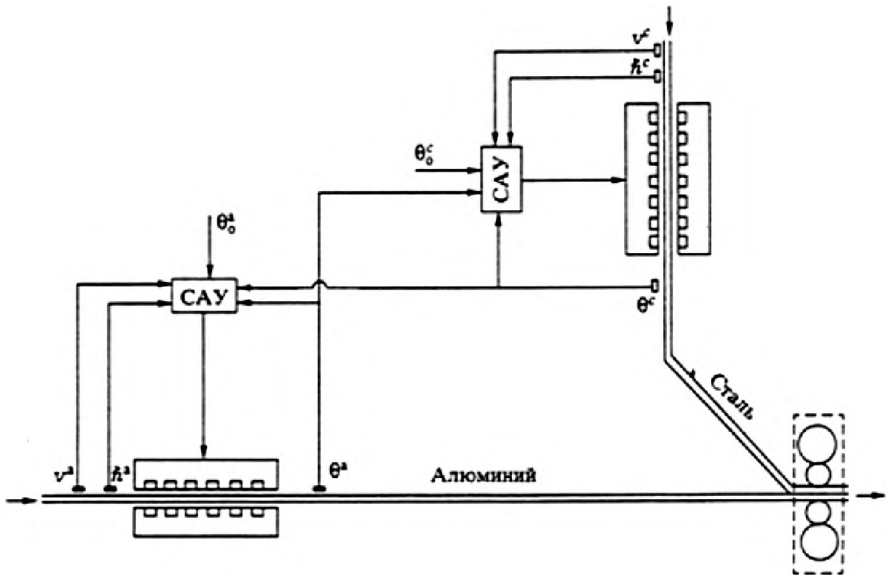


Рис. 29. Технологическая схема производства биметалла

жена собственным индуктором, управление которыми осуществляется раздельно. Чтобы избежать брака при отклонении температуры какой-либо полосы от заданной, необходимо в соответствии с известной функциональной зависимостью изменить температуру другой полосы. В этом случае САУ необходимо решать задачу согласования работы двух индукторов.

На рис. 30 показана схема получения “бутерброда” — триметалла латунь-сталь-латунь, который используется, например, в оборонной промышленности для изготовления гильз. Принцип работы показанного технологического процесса не отличается от рассмотренных ранее. Отличие состоит в том, что здесь три полосы обрабатываемых металлов, поэтому индукторов и систем автоматического управления три — отдельно для каждой полосы металла. Все три САУ должны быть связаны между собой для уменьшения бракованных участков триметалла. Объяснение необходимости такой связи между различными САУ было дано ранее.

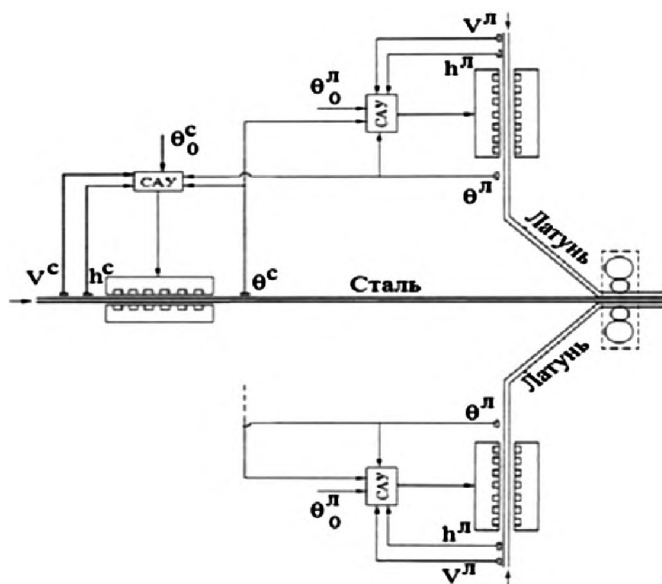


Рис. 30. Схема технологического процесса получения триметалла

Во всех случаях использования явления электропластичности для улучшения свойств токопроводящих материалов при построении для этих целей соответствующих технологических процессов

необходимо добиваться того, чтобы основные параметры технологических процессов были близки к их заданным значениям, подобранным экспериментально для данного конкретного материала. Другими словами, отклонения текущих значений параметров от их номинальных значений, что неизбежно происходит в процессе работы механической системы, должны “гаситься”, то есть должна обеспечиваться устойчивость рассматриваемой динамической системы.

Для более наглядной и упрощённой демонстрации принципов построения технологических процессов, использующих явление электропластичности, и более четкого и глубокого их понимания достаточно ограничиться рассмотрением вопросов управления величиной лишь одного параметра для каждой полосы металла — температуры на выходе из индуктора. В рамках указанного подхода в работах [1, 5] построены математические модели рассматриваемых технологических процессов и на их основе проведено исследование динамики этих технологических процессов.

4.3. Система автоматического управления

Рассмотрим простейший случай обработки одной полосы металла с использованием одного индуктора, показанный на рис. 28. Полоса металла (алюминия) пропускается через электромагнитное поле индуктора. Характеристики поля регулируются в процессе работы с помощью специальной системы автоматического управления САУ. Одним из основных параметров управления является температура θ полосы металла на выходе из индуктора, которую необходимо удерживать на заданном уровне θ_0 . Пусть система автоматического управления на данном этапе ответственна именно за величину этого параметра. С учётом описанных выше параметров имеем:

сигнал ошибки δ по температуре:

$$\delta = \theta_0 - \theta. \quad (18)$$

На усилитель подаётся напряжение u_* , пропорциональное ошибке:

$$u_* = k_1 \delta = k_1(\theta_0 - \theta), \quad (19)$$

k_1 — коэффициент пропорциональности.

Работу усилителя описывает уравнение

$$\tau \frac{du}{dt} + u = k_2 u_*, \quad (20)$$

где τ и k_2 — постоянная времени и коэффициент усиления усилителя.

Напряжение u с выхода усилителя подается на вход регулирующего органа, в котором по закону

$$T \frac{dU}{dt} + U = k_3 u \quad (21)$$

формируется напряжение U , питающее индуктор (T и k_3 — характеристики регулятора).

Процессы в обмотке индуктора описывает уравнение

$$L \frac{dI}{dt} + RI = U, \quad (22)$$

где L и R — индуктивность и сопротивление обмотки; I — ток в ней.

Во всех уравнениях пренебрегалось нелинейными частями характеристик звеньев. Это оправдано свободой выбора комплектующих САУ с тем, чтобы при ее работе не выходить на нелинейные участки характеристик. Однако при определении зависимости скорости изменения температуры разогрева полосы индуктором от тока в нём дело обстоит иначе. Эта зависимость имеет вид

$$\frac{d\theta}{dt} = RI + f(I, t). \quad (23)$$

Нелинейная нестационарная функция f является характеристикой всей динамической системы “индуктор — материал — технологический процесс — система автоматического управления” и удовлетворяет условию

$$0 \leq f(I, t)I \leq KI^2, \quad (24)$$

то есть существует некоторый угол $[0, K]$, за границы которого не выходит нелинейная характеристика f . Число будем считать технической характеристикой индуктора в данном процессе.

Соотношения (19)—(24) описывают динамику системы автоматического управления.

Приведённая выше логика позволяет получить уравнения, описывающие технологический процесс получения биметалла, схематически изображённый на рис. 29. Параметры, относящиеся к алюминиевой полосе, обозначены верхним индексом “а”, параметры, относящиеся к стальной полосе, — верхним индексом “с”.

Динамические уравнения системы автоматического управления имеют вид:

$$\delta_a = \theta_0^a - \theta^a,$$

$$u_*^a = k_1^a \delta^a,$$

$$\tau^a \frac{du^a}{dt} + u^a = k_2^a u_*^a,$$

$$T_1^a T_2^a \frac{d^2 e^a}{dt^2} + (T_1^a + T_2^a) \frac{de^a}{dt} = k^a u^a,$$

$$T^a \frac{dU^a}{dt} + U^a = k_3^a e^a,$$

$$L^a \frac{dI^a}{dt} + R^a I^a = U^a,$$

$$\frac{d\theta^a}{dt} = R^a I^a + f^a(I^a, t),$$

$$\theta_0^a = a\theta_0^c + b;$$

$$\delta^c = \theta_0^c - \theta^c,$$

$$U_*^c = k_1^c \delta^c,$$

$$\tau^c \frac{du^c}{dt} + u^c = k_2^c u_*^c,$$

$$T_1^c T_2^c \frac{d^2 e^c}{dt^2} + (T_1^c + T_2^c) \frac{de^c}{dt} + e^c = k^c u^c,$$

$$T^c \frac{dU^c}{dt} + U^c = k_3^c e^c,$$

$$L^c \frac{dI^c}{dt} + R^c I^c = U^c,$$

$$\frac{d\theta^c}{dt} = R^c I^c + f^c(I^c, t).$$

Нелинейные функции f^a и f^c удовлетворяют ограничениям

$$0 \leq f^a(I^a, t) I^a \leq K^a I^{a^2},$$

$$0 \leq f^c(I^c, t) I^c \leq K^c I^{c^2}.$$

Показанная методика позволяет конструировать, исследовать и отлаживать работу системы автоматического управления рассмотренных технологических процессов.

Глава 5.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МНОГОРАЗОВЫМ КОСМИЧЕСКИМ КОРАБЛЕМ

5.1. Типы многоразовых космических кораблей

Многоразовые космические корабли использовались в космических полетах в США и в нашей стране. В настоящее время действующих многоразовых космических кораблей нет за исключением российского многоразового ракетного ускорителя (разгонного блока) “Байкал” (рис. 31), который предназначен для разгона ракеты-носителя “Ангара”.

В рамках американской космической программы “Спейс Шаттл” (Space Shuttle) с 1981 по 2011 год производились космические полеты пяти многоразовых космических кораблей — шаттлов. Это “Атлантис”, “Дискавери”, “Индевор”, “Колумбия” и “Челленджер”. Всего было произведено 135 запусков. К сожалению, при последнем запуске шаттла “Челленджер” в 1986 году произошла катастрофа, корабль развалился, весь экипаж погиб. В 2003 году катастрофа произошла при посадке шаттла “Колумбия”, корабль взорвался уже после входа в атмосферу, весь экипаж погиб. Мы вернемся к этому трагическому случаю далее в этой главе.

В число целей американской программы “Спейс Шаттл” входили доставка на орбиту грузов, экипажей астронавтов и др.



Рис. 31. Разгонный блок “Байкал”

Были планы создания атомного шаттла с ядерной двигательной установкой с целью совершения космических полетов между орбитами Земли, Луны, Марса, но эти планы не были осуществлены.

Основная цель американской программы “Спейс Шаттл” — отказ от одноразовых космических кораблей. Однако была и другая цель — победить в конкуренции в исследовании и использовании космического пространства нашу страну, тогда ещё единственного конкурента США в этой области.

В марте 1983 года президент США Рональд Рейган объявил программу СОИ — “Стратегическая оборонная инициатива”. Программа предусматривала создание мощного космического флота США из многоразовых космических кораблей. Цель — защита всей территории США от других космических аппаратов, возможный захват чужих космических спутников и космических станций и т.п. Но главная цель программы СОИ — завоевание господства в космосе. Именно поэтому программа СОИ получила название “Звёздные войны” по аналогии с популярным в то время голливудским кинофильмом с таким названием. Программа СОИ не

была реализована и была закрыта в 1993 году во многом в связи с интенсивным и успешным развитием нашей отечественной космонавтики и с созданием и исключительно удачным полетом нашего многоразового космического корабля “Буран” (рис. 32).



Рис. 32. Многоразовый космический корабль “Буран”

Попытки США победить в конкуренции с нашей страной в области исследования и использования космического пространства и даже нанести нам ущерб в развитии отечественной космонавтики не исчерпывались программой СОИ. Показателем следующий случай с нашей космической станцией “Салют-7”.

Станция “Салют-7” была выведена на орбиту 19 апреля 1982 года и предназначалась для проведения научных, технологических, биологических и медицинских исследований. На тот момент это была единственная в мире (у американцев космических станций тогда не было) и исключительно совершенная в научно-техническом и технологическом смысле космическая станция, она была последним словом конструкторской мысли своего времени и была рассчитана на период работы до пяти лет (в действительности она проработала значительно дольше). За время эксплуатации на станции работали шесть основных экипажей и пять экспедиций посе-

щения. Всего на станции работал 21 космонавт (три космонавта по два раза и один трижды). К станции летали 11 пилотируемых кораблей “Союз Т”, 12 автоматических грузовых кораблей “Прогресс” и два автоматических грузовых корабля “Космос”.

2 февраля 1985 года Центр управления полетами (ЦУП) потерял связь со станцией, которая к тому времени уже полгода летала без людей. Что именно произошло на борту, с Земли установить не представлялось возможным. Было принято решение отправить на станцию спасательную экспедицию. Ничего подобного история космонавтики не знала. Экипажу предстояло отправиться к “мертвой” станции, не подающей сигналов, которая к тому же хаотично вращается в пространстве. Нужно было состыковаться с ней и установить, возможно ли восстановление работоспособности. Риск был колоссальным: космонавты могли столкнуться с неуправляемой станцией, могли, состыковавшись, застрять на ней навсегда, могли отравиться продуктами горения, если на “Салюте-7” был пожар, могло произойти многое другое, что предвидеть было невозможно. Поэтому данную спасательную экспедицию, которую блестяще осуществили космонавты Владимир Джанибеков и Виктор Савиных, до сих пор считают самой сложной и рискованной за всю историю космонавтики. Стартовав с космодрома 6 июня 1985 года, Владимир Джанибеков и Виктор Савиных через два дня состыковались с “мертвой” станцией и в результате тяжелейшей и опаснейшей работы за несколько дней вернули станции работоспособность. Станция “Салют-7” проработала до 1991 года, принимая экипажи наших космонавтов.

Как только в 1985 году Правительство США во главе с президентом Рональдом Рейганом узнало о неуправляемой космической станции “Салют-7”, состоялось экстренное совещание. Существует версия, что под предлогом спасательной миссии американское правительство собиралось захватить “Салют-7”. Нет никаких прямых доказательств в пользу этой версии, но косвенные доказательства и рассуждения есть. Дело в том, что еще в 1979 году США потеряли свою единственную орбитальную станцию “Скайлэб”, а тут самая современная станция, напичканная секретными технологиями, которые можно захватить, а потом спокойно изучить на Земле. Американским правительством было решено незамедлительно подготовить к полёту шаттл “Челленджер”. Подозрение вызывал тот факт, что в состав экипажа “Челленджер” был включён космонавт Патрик Пьер Роже Бодри, который в 1982 году

прошёл в нашем Центре подготовки космонавтов полный курс подготовки к работе на станции “Салют-7”. Всего через семь дней после того, как наши космонавты начали работать на орбитальной станции “Салют-7”, американцы вместо “Челленджера” запустили другой шаттл “Дискавери”, в экипаж которого также включили космонавта Патрика Бодри, который досконально знал устройство “Салюта-7”. Грузовой отсек шаттла “Дискавери” был в длину 18 м и диаметром 5 м, а параметры станции “Салют-7” соответственно 14 м и 4 м. Шаттл “Дискавери” пролетел сравнительно недалеко от станции “Салют-7”, его экипаж увидел наших космонавтов, работающих на поверхности станции в открытом космосе, поприветствовал их, и шаттл вернулся на Землю. Какова была его миссия, никто никогда не узнал.

Российский многоразовый ракетный ускоритель (разгонный блок) “Байкал” с большим успехом был представлен на Парижском международном авиасалоне в Ле-Бурже в 2001 году. Этот новый для того времени многоразовый космический аппарат вызвал огромный интерес и целый ряд предложений по его разработке из разных стран. Разгонный блок “Байкал” использует возвращаемую систему и систему управления многоразового космического корабля “Буран” и после совершения космического полета возвращается по самолетному типу и садится на взлетно-посадочную полосу аэродрома. Разработка “Байкала” была фактически завершена в 2016 году.

Далее в этой главе будут широко и детально изучены системы автоматического управления на разных этапах полета нашим отечественным многоразовым космическим кораблем “Буран”.

Многоразовый космический корабль “Буран” предназначен для проведения в космосе разноплановых операций, связанных с доставкой на орбиту до 30 тонн и возвращения на Землю до 20 тонн полезного груза. Корабль “Буран” предоставляет новые не осуществимые в прошлом возможности по выполнению транспортных задач и орбитальных операций, включая обслуживание и ремонт космических аппаратов на орбите, выведение крупных конструкций и их монтаж в космосе, выведение космических аппаратов на орбиту и их возвращение на Землю, использование планирующего спуска в атмосфере перед посадкой и осуществление горизонтальной “самолётной” посадки на шасси на взлетно-посадочную полосу на аэродроме.

Пилотируемый корабль “Буран” выводится на орбиту ракетой-носителем “Энергия”, которая относится к ракетам тяжелого

класса. Создание многоразовой космической системы “Энергия”—“Буран”, безусловно выполнившей все поставленные перед ней задачи при первом же космическом запуске в ноябре 1988 года, представляет собой выдающееся достижение науки и техники, по многим показателям в корне отличающееся и существенно превосходящее то, что было создано в мире до этого. При проектировании, разработке и конструировании системы “Энергия”—“Буран” было получено более десяти научных, технологических и технических мировых приоритетов, которые до сих пор сохраняют статус мировых приоритетов. Ракета-носитель “Энергия” универсальна и может выводить на орбиту как корабль “Буран”, так и другой груз (космический аппарат) массой до 105 тонн, а американская система “Спейс Шаттл” может доставить в космос только свою орбитальную ступень с полезным грузом в грузовом отсеке. Для повышения грузоподъемности и придания этой системе универсальности требуется создание практически новой системы.

В настоящее время разработкой новых многоразовых космических кораблей занимаются специалисты во многих странах. В России эти работы ведутся в Российской академии наук, на НПО “Молния”, в РКК “Энергия” имени С.П. Королева и в других организациях.

5.2. Управление многоразовым космическим кораблём “Буран”

Работы по созданию многоразового космического корабля “Буран” начались в 1976 году под руководством Глеба Евгеньевича Лозино-Лозинского.

К основным задачам кроме непосредственного создания многоразового космического корабля относилось создание большого количества сопутствующих технических систем, конструкций, аппаратов (посадочного комплекса, системы управления кораблем на всех этапах взлета, космического полета, посадки, средств воздушной транспортировки и др.).

Работы велись в кооперации с Ракетно-космической корпорацией “Энергия” им. С.П. Королева, которая отвечала за носитель, была головной организацией по системе в целом. Активное участие в работах принимали Космический центр им. М.В. Хруничева, ЦНИИмаш, ОКБ А.Н. Туполева, ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского,

ВИАМ, НИАТ, ВИЛС, ЛИИ, ЦИАМ, многие вузы, академические научно-исследовательские институты страны и другие организации.

“Буран” создавался на отечественной элементной и технологической базе. Разрабатывались новые металлические и композитные материалы. Например, материал гравимол для носков крыла и носовой части. Созданы материалы плиточной и гибкой теплозащиты, новые конструкции, разработаны новые технологические процессы. Потребовались теоретические и экспериментальные исследования газовой динамики, методов определения температур аэродинамического нагрева, теплового проектирования крылатых космических аппаратов. Получили развитие и расчётные методы аэродинамики для малоисследованных диапазонов высот и скоростей. Было организовано модельное производство. Особое внимание уделялось исследованию интерференции моделей корабля и ракеты на универсальном подвижном стенде при испытаниях в аэродинамической трубе.

Выполнена обширная программа наземной отработки корабля, его элементов и оборудования на установках стендовой базы, включая: стенды статических и динамических испытаний, лабораторию криотермовакуумных испытаний, стенд отработки раскрытия-закрытия створок отсека полезного груза, лабораторию трибологических испытаний, безэховые камеры и многие другие лаборатории.

Широкое использование вычислительной техники потребовалось во всех разделах работ. Особое внимание уделялось автоматизированному проектированию. Раскрой теплозащиты выполнялся на цифровых ЭВМ с формированием индивидуальной геометрии около 40 тысяч плиток. Их производство из ультратонкого кварцевого волокна на автоматизированном комплексе было развернуто на Тушинском машиностроительном заводе. Весь цикл разработки и изготовления теплозащитных плиток выполнялся по инновационной безбумажной технологии на отечественном программном обеспечении, отечественных станках с ЧПУ и вычислительных машинах.

Наземная отработка системы управления потребовала большого объёма цифрового и полунатурного моделирования, в том числе на пилотажных стендах: полноразмерном стенде оборудования с реальными исполнительными механизмами и аппаратурой бортового комплекса управления; пилотажном динамическом стенде-тренажёре; пилотажном статическом стенде. Пилотажные стенды

“Бурана” были созданы в ЦАГИ и Центре подготовки космонавтов. Тренировки проводились также на летающих лабораториях. Система автоматической посадки отрабатывалась на аналоге корабля. На нём были установлены четыре двигателя, включая два форсажных, обеспечивающих взлёт. Специальная программа, выполненная отрядом лётчиков-космонавтов-испытателей во главе с Игорем Петровичем Волком, внесла решающий вклад в отработку автоматической посадки. “Буран” блестяще выполнил посадку в автоматическом режиме после космического полёта 15 ноября 1988 года.

Система управления кораблем обеспечивает управление движением, ориентацией, навигацией, а также управление работой всех его бортовых систем и включает осуществление на всех этапах полета следующих функций:

- измерение, преобразование и передачу в базовую инерциальную систему координат значений углов, угловых скоростей, линейных и угловых ускорений по трем осям связанной системы координат при полете;
- хранение информации и расчет текущих параметров положения корабля;
- расчет, формирование, преобразование и выдачу управляющих сигналов на исполнительные органы для обеспечения заданной ориентации корабля в пространстве относительно его центра масс, управления его движением, выполнения разворотов и перемещений;
- управление функционированием бортовых систем;
- проведение всех видов наземных испытаний;
- контроль и диагностика технического состояния бортовых систем.

По функциональным задачам составляющие системы управления можно разделить на три группы: общего пользования, управление движением, управление бортовыми системами. При этом управление движением традиционно решает три основные задачи: навигация (текущее местоположение корабля), наведение (движение его центра масс) и управление угловой ориентацией.

Управление угловым движением корабля начинается с момента выключения маршевых двигателей ракеты-носителя. В течение первых 15 секунд происходит гашение угловых скоростей связки корабля с центральным блоком ракеты-носителя, после чего они разделяются и начинается активный увод корабля от ракеты-носителя с помощью управляющих двигателей. Активный увод продолжается до

достижения относительной скорости 2 м/с. Затем продолжается только пассивный увод, когда стабилизируются только угловые скорости.

Среди задач, решаемых многоразовым космическим кораблем, важнейшими являются доставка экипажей и необходимых материалов и оборудования на орбитальные станции и возврат экипажей и отработавшей аппаратуры на Землю. Для выполнения этих задач осуществляются сложные операции сближения и стыковки.

Особо значимыми и сложными задачами для системы управления кораблем являются спуск в атмосфере и посадка. Далее мы вернемся к этим вопросам более детально, а сейчас отметим лишь следующее.

Тормозной импульс для схода с орбиты реализуется как орбитальный маневр с целью приведения корабля на высоту 100 км над Землей (эта высота считается условной границей атмосферы). При этом должны быть обеспечены заданные дальность от взлетно-посадочной полосы, скорость и угол наклона траектории к местному горизонту.

Управление кораблем после входа в атмосферу затруднено тем, что каждая посадка отличается своей нестандартностью по скоростям на отдельных участках, формой траектории (глиссады), ее наклоном и др.

В случае посадки “Бурана” в момент входа в атмосферу на высоте 100 км его скорость была около 29 000 км/ч (примерно 25 М). Протяженность участка спуска составила 9000 км. По мере торможения и снижения скорости угол наклона траектории, то есть угол атаки, изменялся от 39° до 22° при скорости 5 М (6 км/ч). Затем снижение проходило по пологой глиссаде под углом 2°—3°. Схема захода “Бурана” на посадку показана на рис. 33, где 1 — взлетно-по-

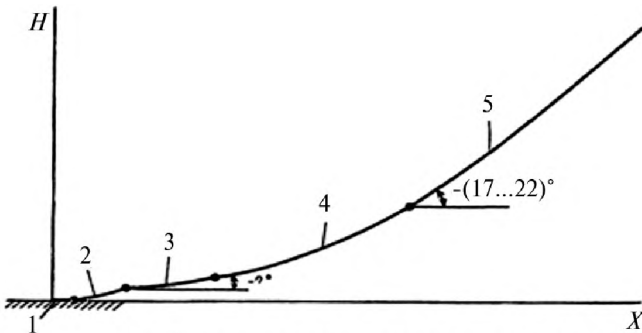


Рис. 33. Глиссада посадки корабля “Буран”

садочная полоса; 2 — участок заключительного выравнивания корабля; 3 — пологая глиссада; 4 — участок первого выравнивания; 5 — крутая глиссада. Вся траектория полета при заходе на посадку разбивается на четыре участка:

1-й участок — полет по крутой глиссаде с углом наклона ($17...22^\circ$), на котором компенсируются ошибки по координатам, скоростям, углам;

2-й участок — первое выравнивание на высоте 500 м, на котором происходит интенсивное торможение и уменьшение скорости до скорости посадки;

3-й участок — полет по пологой глиссаде с углом наклона 2° , на котором завершаются переходные процессы предыдущего участка и обеспечивается выход корабля на заданные параметры движения при посадке;

4-й участок — заключительное выравнивание, на котором на высоте 20 м реализуется траектория, строящаяся по экспоненциальному закону, традиционному для самолетной посадки.

Приземление и пробег корабля происходят по взлетно-посадочной полосе при посадочной скорости 300...330 км/ч, угле тангажа $10...130$, при попутном (до 5 м/с), встречном (до 20 м/с) и боковом (до 15 м/с) ветре. Торможение корабля осуществляется трехкупольным тормозным парашютом и тормозами колес основных стоек шасси.

При посадке многоразового космического корабля “Буран”, совершенной после космического полета 15 ноября 1988 года на космодроме Байконур, обнаружены следующие отклонения от допустимых параметров.

1. Отклонения от расчетной точки касания вдоль оси взлетно-посадочной полосы: допустимое (заданное) значение $+/-1000$ м, фактическое значение $-250...+400$ м.

2. Боковое отклонение от оси взлетно-посадочной полосы: допустимое значение $+/-38$ м, фактическое значение $-12...+15$ м.

3. Вертикальная скорость: допустимое значение $0...3$ м/с, фактическое значение $0,1...0,8$ м/с.

Таким образом, посадка была произведена с параметрами в пределах допустимых (заданных) значений.

5.3. О нагреве корпуса многоразового космического корабля при движении в атмосфере при посадке

При использовании многоразовых космических кораблей (например, американских шаттлов, отечественных “Буран”, “Байкал”, космических кораблей будущих поколений) на завершающей стадии полёта во время вхождения корабля в атмосферу и движения в воздухе с последующей посадкой “по-самолётному” на взлётно-посадочную полосу возникает проблема защиты корабля от чрезмерного нагрева, вызванного трением о воздух. Эта проблема решается с помощью теплозащитного покрытия наружной поверхности корпуса космического корабля. Основные требования, предъявляемые к теплозащите космического корабля, определяются прежде всего многократностью использования (более 100 циклов) и большим перепадом температур (от -150 до $+1250$ градусов по Цельсию). Теплозащитное покрытие содержит очень большое количество плиток (на “Буране” их было около 40 000), изготовленных из специально создаваемых теплозащитных материалов. Так, разработка орбитального корабля “Буран” потребовала создания новых теплозащитных материалов многоразового использования, не имевших аналогов. В целях максимально возможной защиты от нагрева и, что очень важно, обеспечения прочности теплозащитного покрытия его конструкция содержит плитки, которые отличаются формой, кривизной наружной и внутренней поверхностей, углом наклона, материалом плитки, наружным покрытием, наличием вырезов и др. Кроме того, при наклеивании плиток на поверхность космического корабля создаются специальные зазоры для компенсации разницы в деформациях, возникающих при различных температурных воздействиях, а также при воздействии статических и динамических нагрузок. Несмотря на попытки учесть возможные негативные последствия воздействий на теплозащитное покрытие, его разрушение при эксплуатации многоразовых космических кораблей не исключено. Яркое трагическое свидетельство этому — катастрофа, произошедшая 1 февраля 2003 года с американским шаттлом “Колумбия” и унесшая жизни всех семи астронавтов — членов экипажа. Шаттл “Колумбия” возвращался на Землю после 16-суточного полёта. За несколько минут до запланированной посадки на взлётно-посадочную полосу Космического центра имени Джона Кеннеди во Флориде космический

корабль взорвался на высоте около 63 км на глазах встречавших его людей. Специальная Комиссия по расследованию катастрофы шаттла “Колумбия” установила, что причиной катастрофы стало разрушение наружного теплозащитного слоя, падение на левую плоскость крыла корабля куска теплоизоляции, что привело к взрыву и гибели шаттла.

В свете сказанного очевидно, что теплозащита многоразового космического корабля при его вхождении в атмосферу и движении в ней представляет собой актуальную и существенную проблему. Наряду с усовершенствованием материалов, применяемых для теплозащиты, и усилением крепления теплозащитного слоя к наружной поверхности корпуса космического корабля ведутся исследования по реализации следующей гипотезы, которая была высказана в 2002 году.

Суть гипотезы состоит в том, что нагрев космического аппарата зависит от его положения при вхождении в атмосферу и дальнейшем движении, так как процесс обтекания аппарата прилегающим воздушным слоем различен при различных положениях, показанных на рисунках ниже.

Первоначальное положение космического корабля при приближении к земной атмосфере показано на рис. 34. Будем называть такое положение корабля “киль вверх”. В соответствии с предложенной гипотезой необходимо, чтобы в какой-то момент корабль осуществил поворот вокруг оси, совпадающей с вектором его скорости так, как показано на рис. 34—37, и оказался в положении “киль вниз”.

Предлагается осуществлять движение космического корабля в атмосфере в положении “киль вниз”, как показано на рис. 37, 38, некоторое время продолжать полёт в этом положении, а затем производить поворот в положение “киль вверх”, как показано на рис. 38—41 для последующего выпуска шасси и посадки на взлётно-посадочную полосу космодрома.

Исследования, проведённые при возвращении и посадке на Землю российского ракетного ускорителя “Байкал”, а также эксперименты в аэрогидродинамических трубах в ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского показали заметное уменьшение нагрева корпуса корабля при движении в атмосфере в режиме “киль вниз”.

Для реализации предлагаемого вида движения многоразового космического корабля при вхождении в атмосферу, движения в атмосфере и последующей посадки на взлётно-посадочную полосу

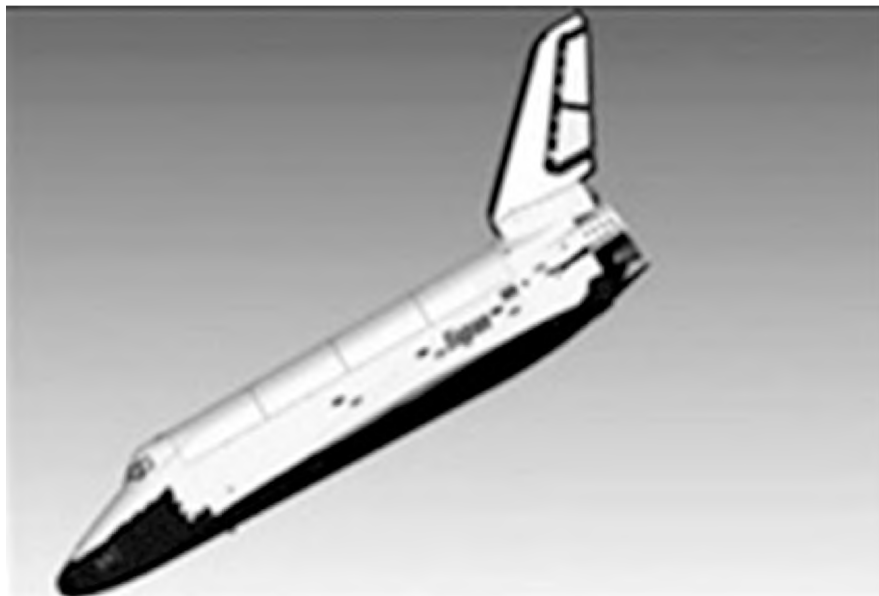


Рис. 34. Вхождение космического корабля в атмосферу



Рис. 35. Начало поворота в положение “киль вниз”

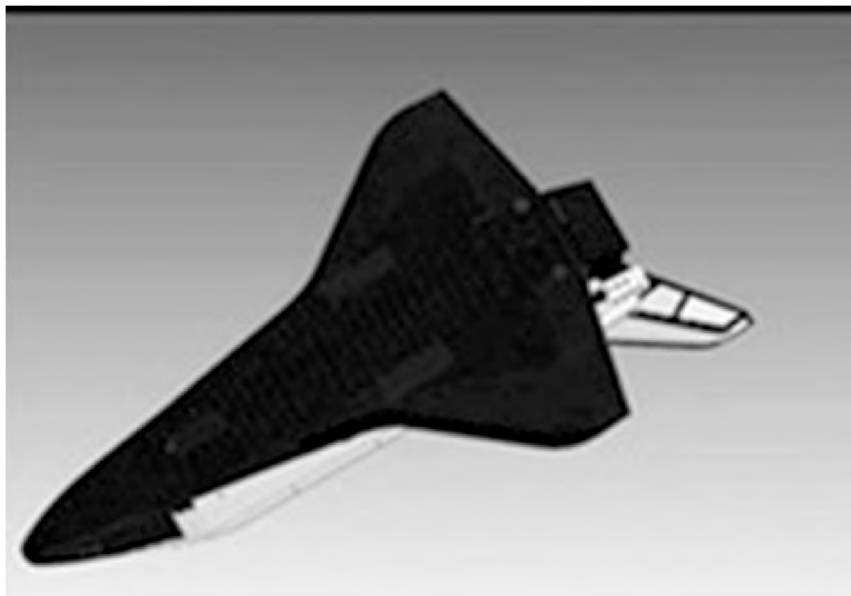


Рис. 36. Продолжение поворота в положение “киль вниз”

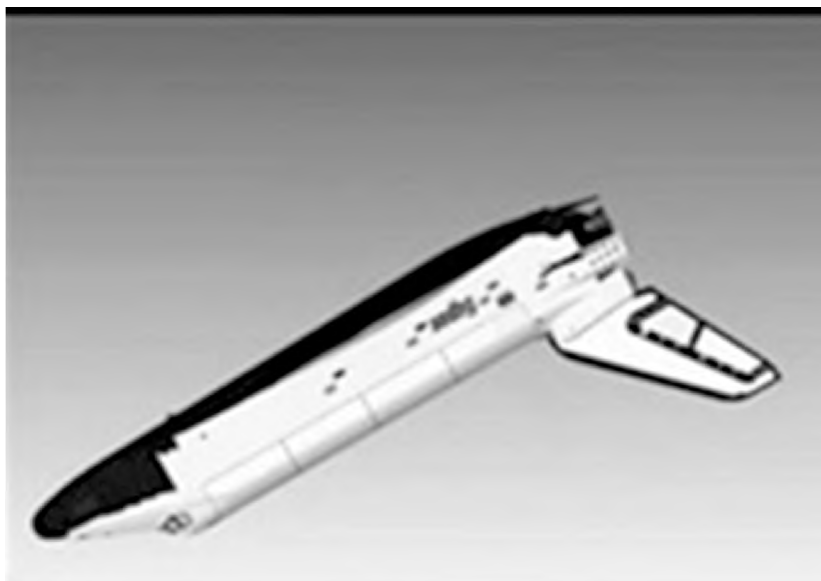


Рис. 37. Занятие положения “киль вниз”

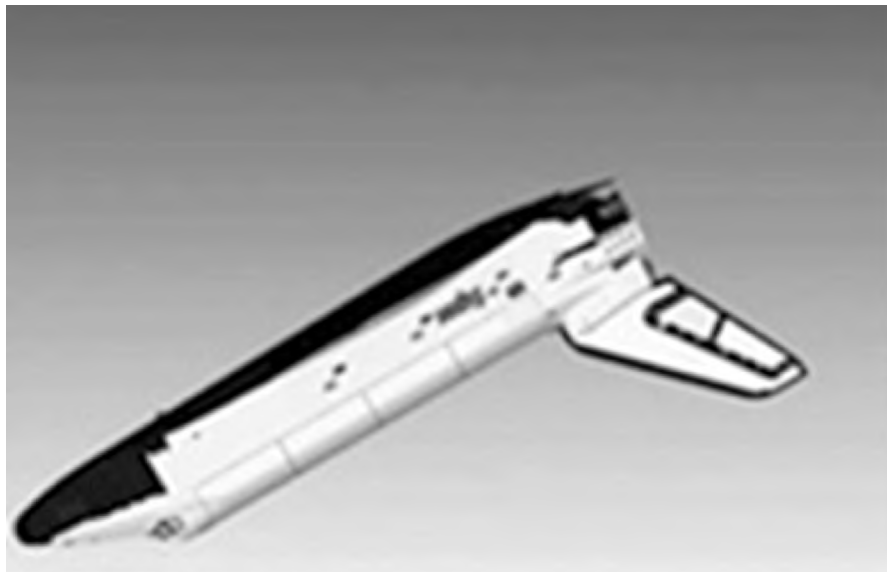


Рис. 38. Движение в атмосфере в положении “киль вниз”



Рис. 39. Начало поворота в положение “киль вверх”



Рис. 40. Продолжение поворота в положение “киль вверх”



Рис. 41. Движение к посадке

необходимо решить целый ряд задач управления, связанных с выбором оптимальных момента поворота корабля в положение “киль вниз”, продолжительности движения в положении “киль вниз”, угловой скорости поворота корабля в положение “киль вниз”, величины скорости корабля в момент поворота в положение “киль вверх”, угловой скорости совершения этого поворота, вида траектории космического корабля и ряда других параметров. Указанные задачи осложняются тем, что параметры движения (скорости корабля на разных участках, вид глиссады и др.) различны для разных космических кораблей и даже для одного и того же корабля при различных космических полетах.

Эти задачи, безусловно, занимают важное место среди актуальных задач прикладной механики и теории автоматического управления движением в атмосфере многоцветного космического корабля.

Глава 6. **УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ТРОСОВЫМИ СИСТЕМАМИ**

6.1. Описание космических тросовых систем

В работах [2, 5, 8] вводится понятие космических тросовых систем, дано достаточно детальное описание их видов и возможностей применения для исследования космического пространства и организации космических полетов. Приведем здесь кратко некоторые положения о космических тросовых системах.

Космические тросовые системы — это совершающий орбитальный или космический полет комплекс искусственных космических объектов (спутников, космических кораблей, грузов), соединенных гибкими тросами. В наиболее распространенном представлении — это два связанных объекта с тросом длиной в несколько десятков и более километров.

С использованием космических тросовых систем возможно решение целого ряда актуальных задач: создание искусственной силы тяжести, вывод космического аппарата на орбиту, выполнение межорбитальных и локальных маневров (например, маневров сближения и встречи в космосе), спуск объектов с орбиты на Землю, осуществление транспортных операций в космосе, проведение геофизических исследований, зондирование верхних слоев

атмосферы, испытание новых типов летательных аппаратов, получение электроэнергии в космосе, обеспечение глобальной радиосвязи и др.

Применение космических тросовых систем для решения указанных и других задач приведет к тому, что для решения этих задач потребуются меньше энергетических затрат и смогут применяться более простые и легкие технические средства. Это обусловлено тем, что во многих случаях тросовая система заменяет собой двигательную установку, когда сила реакции натянутого соединительного троса играет роль управляющей реактивной силы. Сама тросовая система состоит всего лишь из трех простых и сравнительно дешевых элементов: лебедки (или шпуля), намотанного на нее троса и устройства для управления и регулирования силы натяжения или скорости разматывания/смотывания троса. Суммарная масса этих элементов намного меньше массы агрегатов, которые тросовая система в этом случае заменяет, — реактивного двигателя с топливными баками. Помимо этого, следует отметить, что для ряда задач тросовая система вообще является единственным средством их выполнения. К числу таких задач можно отнести продолжительное зондирование верхних слоев атмосферы и геофизические исследования на высотах, недоступных другим техническим средствам, а также длительное наблюдение за земной поверхностью с высот, которые слишком низки для обычных космических аппаратов и слишком высоки для авиации (зонд может опускаться на тросе с космического аппарата).

Очевидно, что в недалёком будущем космические тросовые системы займут достойное и прочное место в изучении и освоении космического пространства. Именно поэтому задачи механики космических тросовых систем и управления ими привлекают всё большее внимание.

Первым идею создания и использования космических тросовых систем высказал более ста лет назад К.Э. Циолковский в работе “Грезы о Земле и небе”. Первое, по сути, реальное применение тросовой системы в космосе в целях страховки было осуществлено в 1965 году при выходе в открытый космос космонавта А.А. Леонова, который был привязан страховочным тросом (фалом) к космическому кораблю “Восход-2”. Через год аналогичная страховка была применена при выходе в открытый космос американских астронавтов. Тогда же начались эксперименты по использованию космических тросовых систем. Такие эксперименты являются до-

рогостоящими и довольно сложными для реализации: в открытом космосе необходимо связать гибким тросом длиной в несколько десятков километров по крайней мере два тяжёлых тела (например, отработанные ступени космического корабля, выведенные из эксплуатации космические спутники и т.п.) и приводить эту связку в совместное движение. С 1966 года и по настоящее время в открытом космосе было проведено более 50 экспериментов с космическими тросовыми системами. Практически все эксперименты были неудачными в основном из-за обрыва троса. Для такого троса необходим исключительно прочный материал, которого пока не существует. Эксперименты продолжаются, потому что работающие в этой области ученые, конструкторы, инженеры понимают, что космические тросовые системы обязательно будут сконструированы и станут использоваться на практике. Это видно из приведённых ниже примеров перспективного использования космических тросовых систем.

6.2. Примеры использования космических тросовых систем

В конце 1960-х годов под руководством С.П. Королева началась подготовка к первому в мире космическому эксперименту с тросовой системой. Проект предусматривал создание искусственной тяжести на космическом корабле “Союз”, соединенном тросом с последней ступенью ракеты-носителя, путем приведения этой космической тросовой системы (связки) во вращение вокруг ее центра масс.

Вообще в работах по конструированию космических тросовых систем, управлению ими и использованию в космосе в основном имеют дело с двумя связанными объектами — связкой.

Пример использования космической тросовой системы для встречи орбитального самолёта со станцией, снабженной привязным стыковочным узлом: для стыковки трос выпускается из космической станции и прикрепляется к самолету или к космическому кораблю. Затем самолет или космический корабль “подтягивается” тросом к станции до полной стыковки.

С помощью космической тросовой системы может быть организован процесс сближения в космосе (пересылка объекта). Задача состоит в том, чтобы объект, находящийся на космической станции и привязанный к ней тросом, передать на космический корабль, про-

ходящий вблизи орбиты станции. В расчетный момент трос, связывающий объект со станцией, расцепляется и объект переходит в режим свободного полёта по рассчитанной траектории сближения с проходящим мимо космическим кораблём. Эта траектория приводит объект в расчетную точку встречи, где происходит самонаведение и приём объекта космическим кораблём.

Вывод космического аппарата на орбиту с использованием космической тросовой системы возможен следующим образом. Космический корабль находится на станции, привязан к ней тросом и движется вместе с ней с той же скоростью. Трос выпускается с тем, чтобы корабль отошел от станции на некоторое расстояние, а затем размыкается. Космический корабль продолжает свой полёт уже по собственной орбите со скоростью, полученной от станции. В этом случае нет затрат на преодоление кораблем земного притяжения, как при старте с Земли, нет затрат на достижение кораблем первой космической скорости, с которой он уже движется благодаря соединению со станцией.

Космическая тросовая система может быть использована для спуска объекта с орбиты.

С помощью троса, которым зонд привязан к космической станции, он может опускаться в атмосферу до необходимых для эффективного зондирования высот 110—130 км и удерживаться на этих высотах длительное время.

Целый ряд других примеров применения космических тросовых систем приводится в работах [2, 5, 8] и других.

Исследования динамики различных видов космических тросовых систем с построением систем автоматического управления, различающихся между собой в зависимости от структуры космической тросовой системы и от поставленных перед ней задач, ведутся в различных научных центрах. Далее приводится лишь один пример построения математической модели и связанной с ней системы автоматического управления для компланарного движения двух связанных объектов.

6.3. Управляемое компланарное движение связанных объектов

Рассматривается динамика связки двух объектов — базового объекта системы связанных космических объектов и привязного объекта системы связанных космических объектов.

Введем следующие безразмерные величины:

$$k = \frac{\dot{D}}{nD}; \quad \Omega_{\text{оп}} = \frac{\dot{\epsilon}}{n}; \quad D_r = \frac{D}{r}, \quad (25)$$

где n — средняя орбитальная угловая скорость базового объекта:

$$n = \sqrt{\frac{\pi_0}{p}} \frac{(1 - e^2)^{3/2}}{p}; \quad (26)$$

D — расстояние между объектами связи; $\dot{\epsilon}$ — текущее значение угла между осью x орбитальной системы координат и вектором относительной дальности \overline{D} ; π, α — перигей и апогей орбиты базового объекта.

Переходя от независимой переменной времени к истинной аномалии ϑ , запишем для относительного движения связи:

$$\begin{aligned} \frac{dk}{d\vartheta} = & \frac{1}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \left\{ (1 - e^2)^{3/2} (\Omega_{\text{оп}}^2 - k^2) + \right. \\ & \left. + (1 + e \cos \vartheta)^2 \left[2\Omega_{\text{оп}} + \frac{(1 + e \cos \vartheta)^2}{(1 - e^2)^{3/2}} \right] + \right. \\ & \left. + \frac{(1 + e \cos \vartheta)^3}{D_r (1 - e^2)^{3/2}} \left[\sin \epsilon - \frac{D_r + \sin \epsilon}{(1 + D_r^2 + 2D_r \sin \epsilon)^{3/2}} \right] \right\} - \\ & - \frac{\lambda p^2 (1 + e \cos \vartheta) \left(\frac{m_1 + m_2}{m_1 m_2} \right)}{\pi_0 D_r (1 - e^2)^{3/2}}; \quad (27) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega_{\text{оп}}}{d\vartheta} = & \frac{1 + e \cos \vartheta}{(1 - e^2)^{3/2}} \left\{ 2e \sin \vartheta + \frac{\cos \epsilon}{D_r} \left[1 - \frac{1}{1 + D_r^2 + 2D_r \sin \epsilon} \right] \right\} - \\ & - 2k \left[1 + \frac{(1 - e^2)^{3/2}}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}} \right]; \end{aligned}$$

$$\frac{dD_r}{d\vartheta} = \frac{D_r}{1 + e \cos \vartheta} \left[\frac{k(1 - e^2)^{3/2}}{1 + e \cos \vartheta} - e \sin \vartheta \right]; \quad \frac{d\epsilon}{d\vartheta} = \frac{(1 - e^2)^{3/2}}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}}.$$

Для реальных размеров связки $D_r \ll 1$. Тогда, применяя для выражения $(1 + D_r^2 + 2D_r \sin \varepsilon)^{-3/2}$ формулу бинорма Ньютона и отбрасывая в разложении члены второго и более высоких порядков малости, можно получить:

$$(1 + D_r^2 + 2D_r \sin \varepsilon)^{-3/2} = 1 - 3D_r \sin \varepsilon;$$

$$\begin{aligned} \frac{dk}{d\vartheta} = & 2\Omega_{\text{оп}} + \frac{(1 + e \cos \vartheta)^2}{(1 - e^2)^{3/2}} + \frac{(\Omega_{\text{оп}}^2 - k^2)(1 - e^2)^{3/2}}{(1 + e \cos \vartheta)^2} - \\ & - \frac{(1 + e \cos \vartheta)(1 - e \sin 2\varepsilon)}{(1 - e^2)^{3/2}} - \frac{\lambda p^2}{\pi_0 D_r (1 - e^2)^{3/2} (1 + e \cos \vartheta)} \left(\frac{m_1 + m_2}{m_1 m_2} \right); \\ \frac{d\Omega_{\text{оп}}}{d\vartheta} = & -2k \left[1 + \frac{(1 - e^2)^{3/2}}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}} \right] + \frac{1 + e \cos \vartheta}{(1 - e^2)^{3/2}} \left(2e \sin \vartheta + \frac{3}{2} \sin 2\varepsilon \right); \quad (28) \\ \frac{dD_r}{d\vartheta} = & \frac{D_r}{1 + e \cos \vartheta} \left[\frac{k(1 - e^2)^{3/2}}{1 + e \cos \vartheta} - e \sin \vartheta \right]; \quad \frac{d\varepsilon}{d\vartheta} = \frac{(1 - e^2)^{3/2}}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}}. \end{aligned}$$

Проведенные исследования управляемого движения связки на круговых орбитах показали достаточно высокую эффективность применения экспоненциального закона управления длиной соединительного троса. Для эллиптических орбит этот закон записывается в виде соотношения

$$\dot{D} = knD, \quad (29)$$

где k — некоторый постоянный параметр управления. Для безразмерной относительной дальности D_r закон (29) преобразуется в

$$\dot{D}_r = \frac{D_r}{p} \sqrt{\frac{\pi_0}{p}} \left[k(1 - e^2)^{3/2} - e(1 + e \cos \vartheta) \sin \vartheta \right]. \quad (30)$$

Зависимость (29) может быть проинтегрирована:

$$D = D_0 \exp(knt), \quad (31)$$

где D_0 — начальное значение расстояния D . Для установления зависимости относительной дальности от текущего значения угла истинной аномалии можно воспользоваться уравнением

$$\frac{dD_r}{d\vartheta} = \frac{D_r}{1 + e \cos \vartheta} \left[\frac{k(1 - e^2)^{3/2}}{1 + e \cos \vartheta} - e \sin \vartheta \right]. \quad (32)$$

Займемся теперь вращательным движением связки вокруг центра масс. Воспользуемся уравнениями (28). В случае экспоненциального закона управления длиной троса первое уравнение этой системы пропадает, так как $k = \text{const}$. Тогда управляемое угловое движение определяется следующей системой двух уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega_{\text{оп}}}{d\vartheta} &= \frac{1 + e \cos \vartheta}{(1 - e^2)^{3/2}} \left(2e \sin \vartheta + \frac{3}{2} \sin 2\varepsilon \right) - 2k \left[1 + \frac{(1 - e^2)^{3/2}}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}} \right]; \\ \frac{d\varepsilon}{d\vartheta} &= \frac{(1 - e^2)^{3/2}}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}}. \end{aligned} \quad (33)$$

Значения параметра k выбираются с учетом реализации требуемого относительного движения связанных объектов. Чтобы движение связки происходило при натянутом тросе, необходимо выполнение условия:

$$\left[(1 - e^2)^{3/2} \Omega_{\text{оп}} + (1 + e \cos \vartheta)^2 \right]^2 - (1 - 3 \sin^2 \varepsilon) (1 + e \cos \vartheta)^3 > (1 - e^2)^3 k^2. \quad (34)$$

При экспоненциальном законе регулирования параметр управления $k = \text{const}$. Однако уравнения (34) определяют угловое движение связки и при переменном параметре k . Поэтому, используя (34), можно выбрать такой закон изменения k , при котором обеспечивается требуемый характер углового движения связки.

Для осуществления вывода объектов на орбиту, перехода между орбитами, спуска с орбиты на Землю и при выполнении ряда других операций может оказаться перспективным применение прямолинейных в орбитальной системе координат траекторий развертывания и свертывания связки. В этом случае значительно упрощается управление связанными объектами с учетом устойчивости их относительного движения. Прямолинейным траекториям относительного движения соответствует движение связки с нулевой угловой скоростью ($\Omega_{\text{оп}} = 0$). Тогда из первого уравнения (34) можно получить требуемый закон изменения параметра k , при котором реализуются прямолинейные траектории относительного движения связанных объектов под углом ε к оси x , т.е. под углом ε к местному горизонту:

$$k = \frac{1 + e \cos \vartheta}{(1 - e^2)^{3/2}} \left(e \sin \vartheta + \frac{3}{4} \sin 2\varepsilon \right). \quad (35)$$

Изменение относительной дальности между объектами определяется уравнением

$$\frac{dD_r}{d\vartheta} = \frac{D_r \left(e \sin \vartheta + \frac{3}{4} \sin 2\varepsilon \right)}{1 + e \cos \vartheta}. \quad (36)$$

Условие движения связки при натянутом тросе для прямолинейных траекторий:

$$(1 + e \cos \vartheta) \sin^2 \varepsilon = \frac{1}{4} \left(e \sin \vartheta + \frac{3}{4} \sin 2\varepsilon \right) \sin 2\varepsilon > 0. \quad (37)$$

Для осуществления обслуживания орбитальных станций может оказаться необходимым облет станции привязным объектом в заданном угловом секторе с постоянной угловой скоростью ($\Omega_{\text{оп}} = \text{const}$). Это достигается за счет изменения параметра k по закону:

$$k = \frac{(1 + e \cos \vartheta)^3 \left(e \sin \vartheta + \frac{3}{4} \sin 2\varepsilon \right)}{(1 - e^2)^{3/2} \left[(1 + e \cos \vartheta)^2 + (1 - e^2)^{3/2} \Omega_{\text{оп}} \right]}.$$

Тогда уравнения относительного движения связки примут следующий вид:

$$\frac{dD}{d\vartheta} = \frac{D(1 + e \cos \vartheta) \left(e \sin \vartheta + \frac{3}{4} \sin 2\varepsilon \right)}{(1 + e \cos \vartheta)^2 + (1 - e^2)^{3/2} \Omega_{\text{оп}}}; \quad (38)$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\vartheta} = \frac{(1 - e^2)^{3/2}}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}}. \quad (39)$$

Уравнение (40) может быть проинтегрировано:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \Omega_{\text{оп}} \left\{ e \sqrt{1 - e^2} \left(\frac{\sin \vartheta_0}{1 + e \cos \vartheta_0} - \frac{\sin \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right) - \left[2 \left[\arctg \left(\sqrt{\frac{1 - e}{1 + e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta_0}{2} \right) - \arctg \left(\sqrt{\frac{1 - e}{1 + e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2} \right) \right] \right] \right\}, \quad (40)$$

где $\vartheta_0, \varepsilon_0$ — начальные значения угла истинной аномалии базового объекта и угла ориентации связки относительно местного горизонта.

Для круговых орбит связки вывод привязного объекта на местную вертикаль станции с нулевыми значениями радиальной и угловой скоростей можно осуществить изменяя параметр k пропорционально угловой скорости $\Omega_{\text{оп}}$:

$$k = b\Omega_{\text{оп}}, \quad (41)$$

где b — некоторый постоянный параметр. Рассмотрим этот метод управления применительно к движению связки на эллиптических орбитах. В этом случае имеем:

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega_{\text{оп}}}{d\vartheta} &= \frac{1+e\cos\vartheta}{(1+e\cos\vartheta)^2} \left(2e\sin\vartheta + \frac{3}{2}\sin 2\varepsilon \right) - 2b\Omega_{\text{оп}} \left[1 + \frac{(1-e^2)^{3/2}}{(1+e\cos\vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}} \right]; \\ \frac{d\varepsilon}{d\vartheta} &= \frac{(1-e^2)^{3/2}}{(1+e\cos\vartheta)^2} \Omega_{\text{оп}}; \\ \frac{dD_r}{d\vartheta} &= \frac{D_r}{1+e\cos\vartheta} \left[\frac{b\Omega_{\text{оп}}(1-e^2)^{3/2}}{1+e\cos\vartheta} - e\sin\vartheta \right]. \end{aligned} \quad (42)$$

Для случая круговой орбиты базового объекта в системе (42) необходимо принять $e = 0$, а угол истинной аномалии заменить текущей угловой дальностью $\varphi = \omega t$ (ω — орбитальная угловая скорость движения базового объекта):

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega_{\text{оп}}}{d\varphi} &= \frac{3}{2} \sin 2\varepsilon - 2b\Omega_{\text{оп}}(1 + \Omega_{\text{оп}}); \\ \frac{d\varepsilon}{d\varphi} &= \Omega_{\text{оп}}; \quad \frac{dD_r}{d\varphi} = b\Omega_{\text{оп}} D_r. \end{aligned} \quad (43)$$

Условия нахождения троса в натянутом состоянии для рассматриваемого метода управления имеют следующий вид:

$$(1 - b^2)\Omega_{\text{оп}}^2 + 2\Omega_{\text{оп}} + 3\sin^2\varepsilon > 0. \quad (44)$$

Аналогичным образом уравнения (45) могут быть трансформированы в известные уравнения углового движения связки на круговых орбитах при экспоненциальном законе регулирования длины троса:

$$\frac{d\Omega_{\text{op}}}{d\varphi} = \frac{3}{2} \sin 2\varepsilon - 2k(1 + \Omega_{\text{op}}); \quad \frac{d\varepsilon}{d\varphi} = \Omega_{\text{op}}. \quad (45)$$

Условие нахождения троса в натянутом состоянии записывается в виде неравенства

$$3 \sin^2 \varepsilon + \Omega_{\text{op}}(2 + \Omega_{\text{op}}) > k. \quad (46)$$

Уравнения систем автоматического управления (43) и (45) представляют автономные динамические системы, для исследования которых может быть использован математический аппарат качественной теории динамических систем и теории бифуркаций.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Либерзон М.Р.* Динамика механических систем и устойчивость: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2024. — 60 с.
2. *Либерзон М.Р.* Динамика механических систем и математические модели: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2025. — 80 с.
3. *Ковалев А.М.* Нелинейные задачи управления и наблюдения в теории динамических систем. — Киев: Наукова думка, 1980. — 175 с.
4. *Бесекерский В.А., Попов Е.П.* Теория систем автоматического регулирования. — М.: Наука, 1972. — 767 с.
5. *Либерзон М.Р.* Несколько задач прикладной механики. — М.: Изд-во РИА, 2019. — 237 с.
6. *Ройтенберг Я.Н.* Автоматическое управление. — М.: Наука, 1971. — 395 с.
7. *Семенов Ю.П., Лозино-Лозинский Г.Е., Лапыгин В.Л., Тимченко В.А.* и др. Многоцветный орбитальный корабль “Буран”. — М.: Машиностроение, 1995. — 448 с.
8. *Иванов В.А., Купреев С.А., Либерзон М.Р.* Сближение в космосе с использованием тросовых систем. — М.: Изд-во СИП РИА, 2010. — 360 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	3
<i>Глава 1.</i>	
ИЗ ИСТОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ	5
1.1. Автоматика в давние времена	5
1.2. Более позднее развитие автоматики	15
1.3. Первые промышленные регуляторы и возникнове- ние теории автоматического управления	20
<i>Глава 2.</i>	
НЕСКОЛЬКО ПОНЯТИЙ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ	23
2.1. Уравнения динамических систем	23
2.2. Достижимость, управляемость, наблюдаемость	25
2.3. Замкнутые и разомкнутые системы управления	26
<i>Глава 3.</i>	
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ	28
3.1. Некоторые сведения об электроприводе	28
3.2. Маломощные и силовые следящие электроприводы	30
<i>Глава 4.</i>	
УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССАМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЯВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПЛАСТИЧНОСТИ	38
4.1. Описание явления электропластичности	38
4.2. Схемы технологических процессов	40
4.3. Система автоматического управления	44
<i>Глава 5.</i>	
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МНОГОРАЗОВЫМ КОСМИЧЕСКИМ КОРАБЛЕМ	47

5.1. Типы многоразовых космических кораблей	47
5.2. Управление многоразовым космическим кораблём “Буран”	52
5.3. О нагреве корпуса многоразового космического корабля при движении в атмосфере при посадке	57

Глава 6.

УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ТРОСОВЫМИ СИСТЕМАМИ	63
6.1. Описание космических тросовых систем	63
6.2. Примеры использования космических тросовых систем	65
6.3. Управляемое компланарное движение связанных объектов	66
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	73

Тем. план 2026, ч. 1, поз. 30

Либерзон Марк Рахмилевич

**ДИНАМИКА МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ
И АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ**

Редактор *Л.А. Ставцева*

Компьютерная верстка *Т.С. Евгеньевой*

Сдано в набор 24.12.2025. Подписано в печать 10.01.2026.

Бумага офсетная. Формат 60×84 1/16. Печать цифровая.

Усл. печ. л. 4,42. Уч.-изд. л. 4,75. Тираж 200 экз.

Заказ 709/1435.

Издательство МАИ

(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993

Типография Издательства МАИ

(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993

