

Направления подготовки:	Авионика Аэронавигация Системная инженерия
Дисциплина:	Бортовые системы управления
Курс, семестр, уч. год:	3, весенний, 2011/2012
Кафедра:	301 – СУЛА
Руководитель обучения:	ассистент Копысов Олег Эдуардович

ЛЕКЦИЯ № 20

ТЕМА: ПРИВОДЫ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА

Общие сведения

Привод рулевых поверхностей самолета – это комплекс устройств, осуществляющих отклонение рулевых поверхностей по командным сигналам летчика, систем автоматического управления и других систем, формирующих командные сигналы на отклонение рулевых поверхностей для управления самолетом и стабилизации параметров его движения. Вместе с системами формирования командных сигналов привод рулевых поверхностей составляет систему управления рулями самолета, обеспечивающую как пилотирование самолета летчиком, так и автоматический полет самолета по заданным траекториям. На современных самолетах, особенно сверхзвуковых, система управления рулями наряду с этим автоматически обеспечивает динамическую, а в отдельных случаях и статическую устойчивость самолета, а также автоматическую стабилизацию установленных летчиком режимов полета.

Состав, схема и конструкция привода рулевых поверхностей определяется компоновкой самолета и его органов управления, задачами, возложенными на систему управления, законами работы системы управления, требуемой статической и динамической точностью воспроизведения законов управления на руле, параметрами рулевых поверхностей и действующими на них нагрузками, требованиями по надежности системы управления и надежности выполнения отдельных режимов полета, а также целым рядом других факторов, связанных с компоновкой и условиями эксплуатации самолета, безопасностью от рулевых форм флаттера, требованиями по весу, стоимости, обслуживанию и т. д.

Привод рулевых поверхностей самолета не является изолированным комплек-
Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

сом устройств, а представляет одно из звеньев в замкнутом контуре управления самолета. Этот контур в полете образуется из трех основных звеньев (рис. 20.1):

- 1) командного (или управляющего) звена, которым может быть летчик, автоматическая система управления и стабилизации, система автоматизации управления при пилотировании самолета летчиком и т. д.;
- 2) передающего звена, которым является привод рулевых поверхностей самолета;
- 3) управляемого звена или объекта управления — самолета.

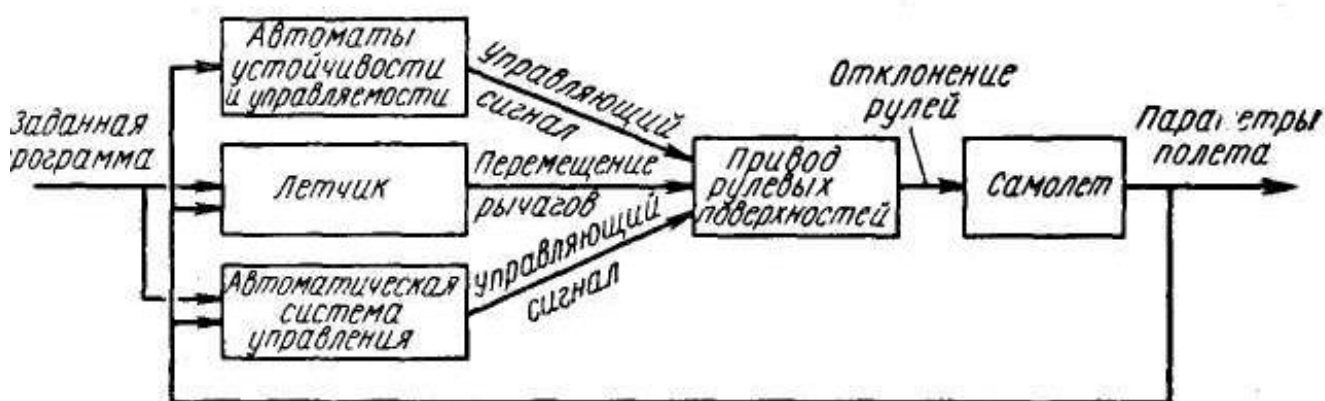


Рисунок 20.1 – Блок-схема замкнутого контура управления самолета

В совокупности эти звенья должны обеспечить на всех режимах полета необходимую устойчивость и точность работы всего контура, что создает определенные проблемы в создании привода рулевых поверхностей. Эти проблемы, например, связаны с изменением по режимам полета аэродинамических нагрузок на рулевые поверхности, температурной деформацией планера, температурой воздуха, окружающего элементы привода. Определенные проблемы в создании рулевого привода современных самолетов также создает уменьшение жесткости, а, следовательно, собственной частоты колебаний конструкции планера, увеличение протяженности элементов связи рычагов управления с поверхностями управления из-за роста геометрических размеров самолетов.

Автоматизация управления самолетом и ее использование в широком диапазоне эксплуатационных режимов полета, на которых характеристики самого самолета претерпевают значительные изменения, требуют определенной точности всего

контура управления и, в частности, точности привода рулевых поверхностей. Увеличение мощности привода на современных самолетах создает определенные трудности в его компоновке и установке на самолете, в его энергоснабжении и охлаждении.

Привод рулевых поверхностей самолета в общем случае состоит из следующих основных частей:

а) блоков связи – устройств, с помощью которых привод соединяется с системами и устройствами формирования командных сигналов управления;

б) дистанционной передачи – устройства, обеспечивающего передачу командного сигнала на расстояние от блоков связи до рулевых поверхностей. Нередко в состав дистанционной передачи входят устройства суммирования, распределения, а также изменения по величине и знаку командных сигналов управления;

в) исполнительных механизмов – устройств, осуществляющих с усилением или без усиления по мощности преобразование командных сигналов в механическое перемещение, которое непосредственно или через дистанционную передачу, а в некоторых системах и через дополнительные исполнительные механизмы сообщается рулевой или рулевым поверхностям управления;

г) системы энергоснабжения, обеспечивающей энергией (электрической, гидравлической, пневматической или механической) устройства и элементы привода.

Такой состав привода рулевых поверхностей самолета, хотя и соответствует общепринятому понятию «привод», редко находит применение в авиационной практике. Это объясняется прежде всего тем, что системы энергоснабжения обычно представляют собой самостоятельные бортовые системы самолета, обеспечивающие энергией одновременно целый ряд независимых и различных по своему назначению систем и устройств самолета. Кроме того, система управления рулевыми поверхностями самолета обычно включает в себя целый ряд исполнительных механизмов с различным принципом действия. Эти механизмы в общем случае взаимодействуют с различными и независимыми друг от друга системами и устройствами формирования командных сигналов. Объединение всех этих исполнительных механизмов в едином понятии «привод» является условным.

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

Поэтому в системах управления самолета термином «привод» обычно определяют совокупность исполнительного механизма с блоком связи и дистанционной передачей, которые обеспечивают связь этого исполнительного механизма с системами формирования сообщаемых ему командных сигналов. При этом под «приводом рулевой поверхности самолета» понимают совокупность всех таких «приводов», через которые осуществляется управление данной рулевой поверхностью.

По виду используемой энергии исполнительные механизмы делятся на пневматические, гидравлические и электрические.

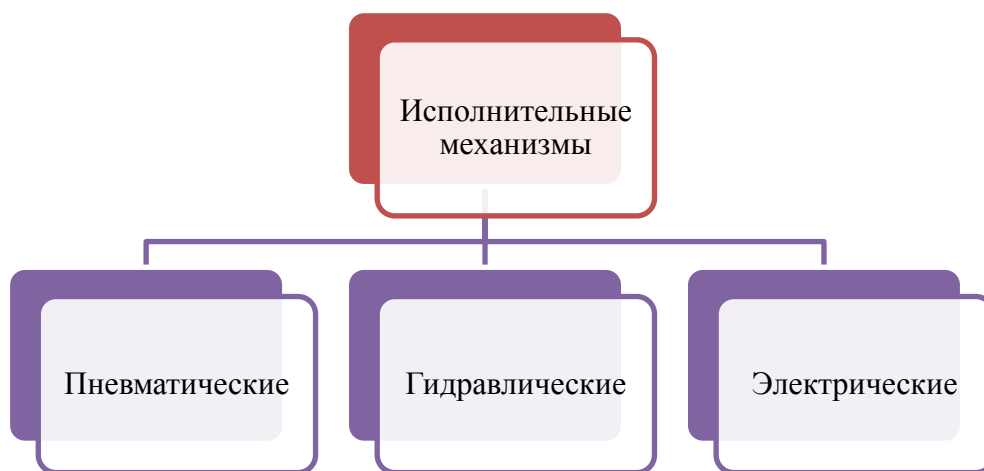


Рисунок 20.2 – Классификация исполнительных механизмов

В системах управления рулевыми поверхностями самолетов наиболее широкое применение нашли механический, гидромеханический, электромеханический и электрогидромеханический приводы.

Механические и электромеханические приводы рулевых поверхностей

Механический привод рулевой поверхности (рис. 20.3) осуществляет дистанционную передачу механического командного сигнала управления без усиления его по мощности, механическое суммирование нескольких командных сигналов, а также распределение этих командных сигналов по отдельным рулевым поверхностям. В ряде случаев кинематические устройства в таком приводе могут соответствующим образом корректировать командные сигналы в зависимости от положения рулевой поверхности. Самостоятельно, без других видов приводов, механический

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

привод в настоящее время применяется главным образом на легких дозвуковых самолетах, где физической силы летчика достаточно для преодоления аэродинамических нагрузок, действующих на рулевую поверхность, и где требуемые характеристики устойчивости и управляемости самолета могут быть обеспечены без каких-либо дополнительных средств автоматизации управления. Кроме того, такой привод находит применение на современных самолетах в качестве привода аварийной системы управления, с помощью которой летчик может осуществлять управление самолетом в случае отказа основной системы управления, в состав которой входят приводы других видов.

Основное применение на современных самолетах механический привод нашел в сочетании с другими видами приводов.

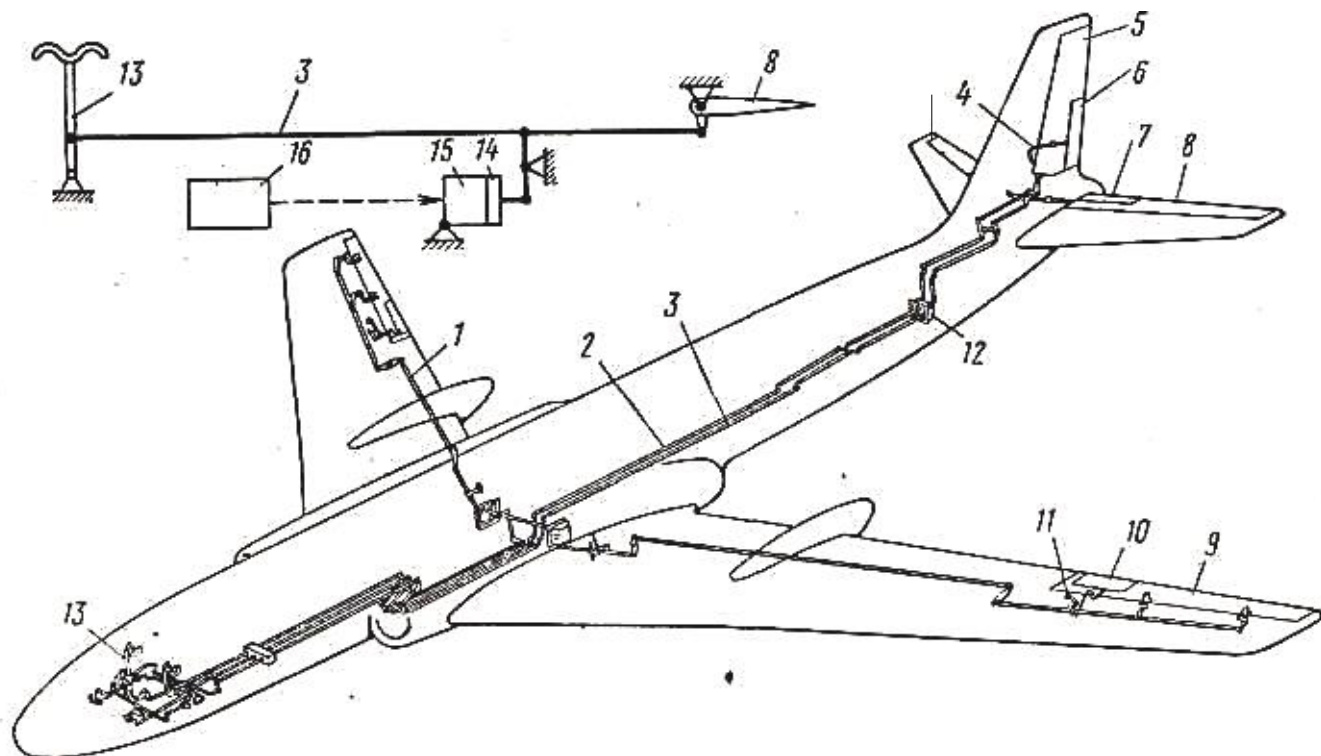


Рисунок 20.3 – Система управления самолета с механическим приводом рулей

1, 2, 3 – механическая проводка системы управления элеронами, рулем направления, рулями высоты; 4 – привод триммера руля направления; 5 – руль направления; 6 – триммер руля направления; 7 – триммер руля высоты; 8 – руль высоты; 9 – элерон; 10 – триммер элерона; 11 – привод триммера элерона; 12 – гермовывод; 13 – рычаг управления рулем высоты; 14 – механизм включения и отключения; 15 – электромеханический привод (рулевая машина); 16 – автопилот

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

Электромеханический привод рулевой поверхности (см. рис. 20.2) осуществляет дистанционную передачу, суммирование и усиление электрических командных сигналов, преобразование этих сигналов в механическое перемещение за счет электрической энергии и отклонение рулевой поверхности в соответствии с этим механическим перемещением.

В системах управления самолетов электромеханический привод рулевой поверхности нашел применение как привод автоматических систем (например, автопилотов с электрическими рулевыми машинами) и привод рулевой поверхности с повторно-кратковременным управлением (например, привод переставного стабилизатора).

В системах управления, имеющих гидравлический привод, электромеханический привод находит применение в качестве привода промежуточного каскада усиления электрических сигналов автоматических и электродистанционных систем. Исполнительный механизм такого привода – рулевая машина или рулевой агрегат («раздвижная тяга») соединен с рулевой поверхностью через механический и гидравлический приводы (рис. 20.4).

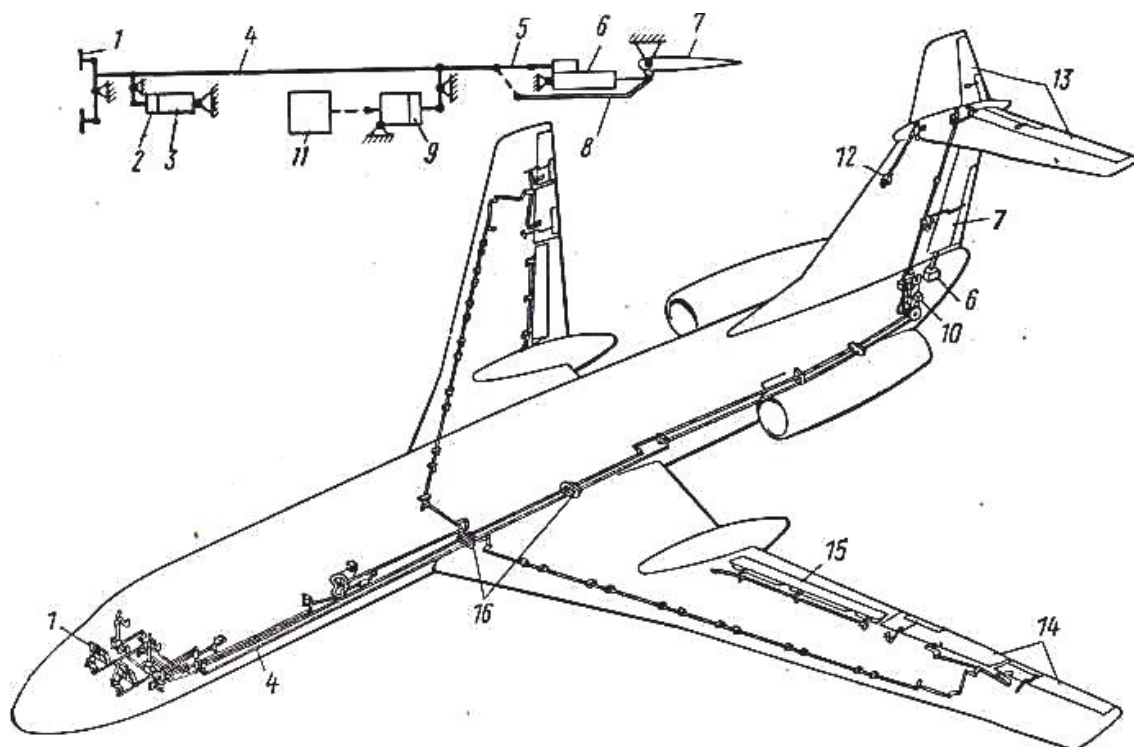


Рисунок 20.4 – Система управления самолета с гидромеханическим приводом руля направления

1 – педали; 2 – устройство отключения механизма загрузки педалей при выключении гидромеханического привода; 3 – механизм загрузки педалей; 4 – механическая проводка; 5 – устройство переключения на аварийное управление; 6 – гидромеханический привод; 7 – руль направления; 8 – аварийное (без усиления мощности) управление; 9 – устройство включения/исключения электромеханического привода; 10 – электромеханический привод; 11 – автопилот; 12 – электромеханический привод стабилизатора; 13 – руль высоты; 14 – элероны; 15 — интерцепторы; 16 – гермовыводы

Основным преимуществом электромеханического привода систем управления рулями самолета является простота его энергоснабжения, использование единого источника электропитания для привода и системы формирования его управляющего сигнала, возможность самоторможения его исполнительного механизма при выключении или обесточивании электрической сети питания. Вместе с тем хорошо известны недостатки этого привода: большие габариты и масса, сложность регулирования скорости и поддержания необходимых температурных условий и др. Поэтому электромеханический привод в системах управления рулевыми поверхностями самолета применяется лишь там, где необходима или целесообразна независимость привода с электрическим управлением от гидравлических систем питания.

Гидравлические приводы

Основное применение в приводах рулевых поверхностей современных самолетов нашли гидравлические исполнительные механизмы — гидравлические следящие приводы. Среди известных преимуществ гидравлического следящего привода, благодаря которым он получил столь широкое применение в системах управления самолета, отметим:

1) минимальные габариты и вес привода благодаря использованию высокого уровня давления рабочей жидкости;

2) высокое быстродействие и точность, которые обеспечиваются благодаря небольшому по сравнению с электроприводом моменту инерции подвижных частей.

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

стей исполнительного механизма гидропривода;

3) простота конструкции элементов привода, обеспечивающих непрерывное регулирование скорости исполнительного механизма гидропривода, плавность и устойчивость его работы;

4) высокий КПД и большой срок службы привода в условиях непрерывных реверсов, троганий и остановок, что дает гидроприводу важные преимущества перед любым другим видом приводов;

5) в отличие от электропривода гидравлический следящий привод может непрерывно и длительно работать при высоких температурах окружающего воздуха, не требуя индивидуального охлаждения;

6) высокая надежность и низкая стоимость привода.

Развитие систем управления самолетов неразрывно связано с развитием и совершенствованием конструкции самолетного гидропривода. Применение в системах управления рулями самолета первых гидравлических следящих приводов позволило снизить физическую нагрузку летчика и преодолеть недопустимые, с точки зрения управляемости самолета, изменения усилий на рычагах управления от аэродинамических сил на руле при переходе самолета на сверхзвуковые скорости полета. Современный гидравлический следящий привод позволяет решить не только эти задачи, но и задачи повышения эффективности органов управления, обеспечения требуемых характеристик устойчивости и управляемости на всех режимах полета, улучшения аэродинамического качества и компоновки самолета, обеспечения безопасности от рулевых форм флаттера. Гидравлический следящий привод в системах управления современных самолетов является одним из основных устройств. Он определяет структуру всей системы управления, ее органов управления и компоновку на самолете.

При разработке первых гидравлических следящих приводов для систем управления рулями самолета решались по существу две основные задачи: обеспечение устойчивости самого привода и обеспечение безопасного перехода на аварийную систему управления с механическим приводом в случае отказа гидропривода. Создание гидропривода для современных самолетов требует решения в совокупно-

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

сти целого ряда достаточно сложных научно-технических проблем, таких как получение высокого быстродействия и точности при необходимых запасах устойчивости привода в условиях действия на него значительных инерционных нагрузок; обеспечение высокой надежности привода при минимальной избыточности входящих в его состав элементов; обеспечение безопасности от рулевых форм флаттера при отсутствии весовой балансировки руля и т. д. Определенные конструктивные трудности во многих случаях вызывают и такие вопросы создания гидроприводов самолетных систем управления как компоновка и размещение исполнительной части привода в тонких профилях крыла и оперения, подвод рабочей жидкости высокого давления к подвижным элементам привода, обеспечение стабильности характеристик привода в широком диапазоне температур рабочей жидкости.

В системах управления самолета находят применение три типа привода рулевых поверхностей, включающих гидравлический следящий привод: гидромеханический, электрогидромеханический и электрогидравлический.

Гидромеханический привод рулевой поверхности представляет совокупность механического привода с гидравлическим следящим приводом, имеющим механическое управление.

Электрогидромеханический привод рулевой поверхности может быть выполнен в двух вариантах:

а) привод представляет собой совокупность механической проводки управления с электромеханическим и гидромеханическим следящими приводами (см. рис. 20.3), при этом электромеханический следящий привод осуществляет управление рулевой поверхностью через гидравлический следящий привод;

б) привод представляет собой совокупность механической проводки с гидравлическими следящими приводами, имеющими как механическое, так и электрическое (электрогидравлический следящий привод) управления (рис. 20.5).

Электрогидромеханический привод рулевой поверхности с электрогидравлическими следящими приводами получает все более широкое применение на современных самолетах. Такой привод позволяет наиболее полно реализовать преимущества гидропривода и получить необходимую стабильность характеристик и надежность.

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

ность системы управления при минимальной избыточности элементов. Последнее объясняется тем, что такой гидропривод обладает важным преимуществом перед другими видами приводов: при резервировании гидропривода возможно наиболее эффективное использование принципов мажоритарной логики, т. е. «голосования большинством». При таком резервировании обеспечиваются не только высокая стабильность характеристик привода, но и минимальные возмущения рулевой поверхности при возникновении в приводе или во взаимодействующих с ним системах отдельных отказов или неисправностей. Электрогидромеханический привод успешно применен на целом ряде современных самолетов. Создание такого привода кроме решения упомянутых проблем требует также обоснованного выбора метода и степени резервирования, позволяющих получить требуемую безопасность полета и надежность выполнения полетного задания при минимальной избыточности входящих в систему управления элементов.

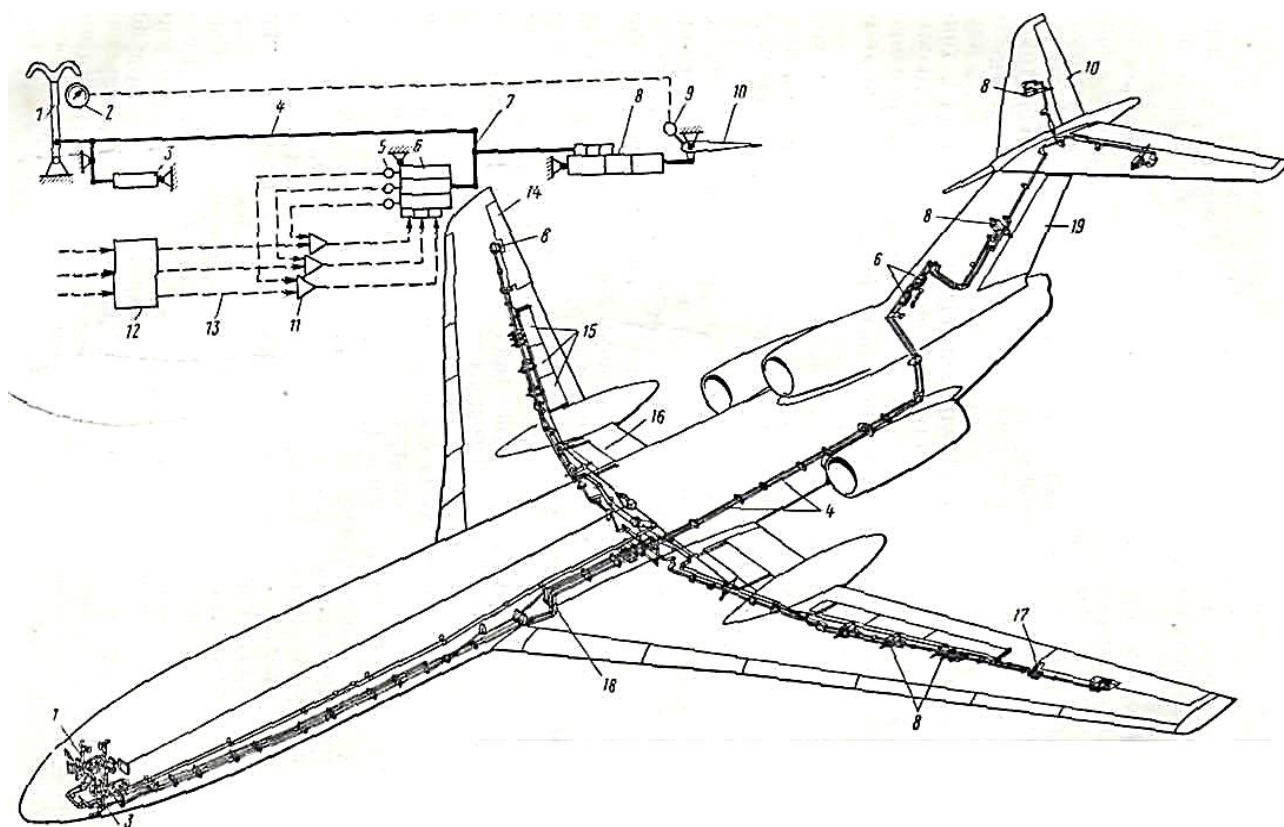


Рисунок 20.5 – Система управления самолета с электрогидромеханическим приводом рулей

1 – рычаг управления; 2 – индикатор положения руля; 3 – механизм загрузки; 4 – механическая проводка; 5 – датчик обратной связи; 6 – электрогидравлический
Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

привод; 7 – механический сумматор; 8 – гидромеханический привод; 9 – датчик положения руля; 10 – руль высоты; 11 – сумматор электрических сигналов; 12 – автоматическая система управления и стабилизации; 13 – электрические связи; 14 – элерон; 15 – интерцепторы; 16 – закрылки; 17 – нелинейный механизм управления внешними интерцепторами; 18 – компенсационная качалка; 19 – руль направления

В приведенной на рис. 20.5 схеме электрогидромеханический привод рулевой поверхности в целом представляет собой привод основной системы управления. Однако на ряде самолетов, например на самолете «Конкорд» (рис. 20.6), такой привод используется в варианте: электрогидравлический привод — для основной системы управления, гидромеханический привод — для аварийной системы управления, которая включается в работу при отказе основной системы. Такой привод представляет собой промежуточный этап перехода от гидромеханического привода к электрогидравлическому приводу, т. е. от систем с механической передачей командных сигналов к системам с электродистанционным управлением рулевыми поверхностями.

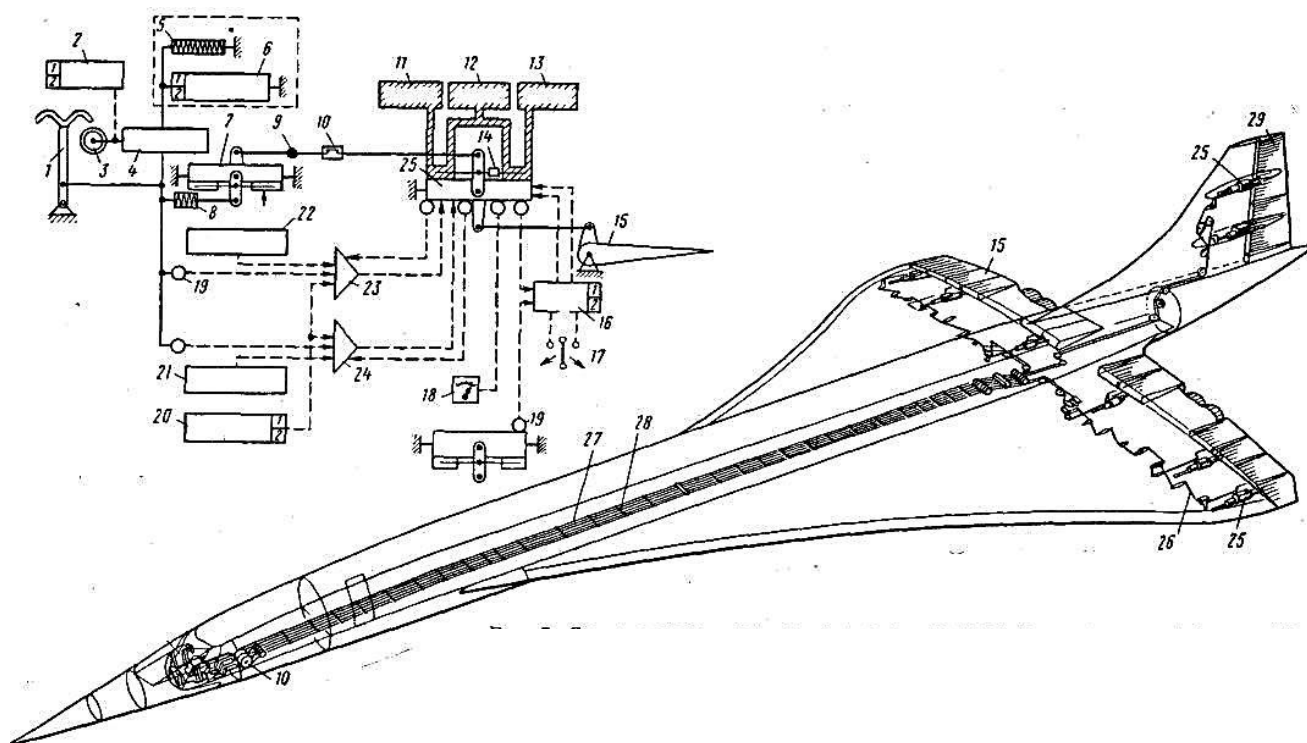


Рисунок 20.6 – Система управления самолета с электрогидравлическим приводом рулей, резервированным гидромеханическим приводом

1 – рычаг управления; 2 – электромеханизм триммирования; 3 – ручной привод механизма триммирования; 4 – сумматор; 5 – пружинная тяга автомата загрузки рычага управления; 6 – гидропривод автомата загрузки; 7 – сервопривод; 8 – пружинная тяга; 9 – ограничитель усилий; 10 – регулятор натяжения тросовой проводки; 11, 12, 13 – гидросистемы; 14 – компенсатор; 15 – элевоны; 16 – система контроля; 17 – ручной переключатель; 18 – индикатор; 19 – сельсин; 20 – автомат стабилизации; 21, 22 – системы электропитания; 23, 24 – каналы электродистанционного управления; 25 – электрогидромеханический привод; 26 – механическая жесткая проводка; 27 – тросовая проводка; 28 – направляющие колодки; 29 – руль направления

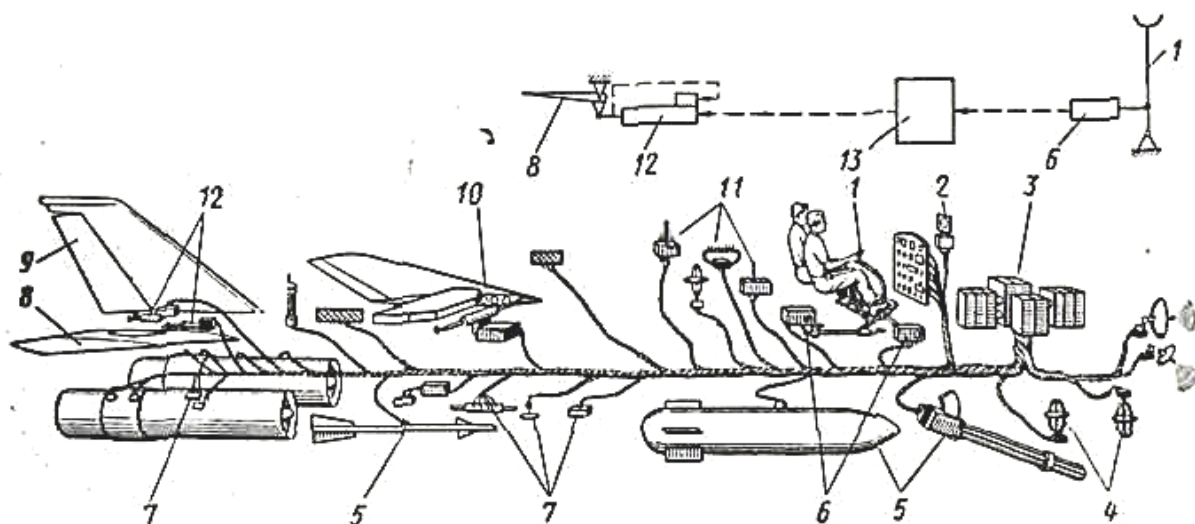


Рисунок 20.7 – Система управления самолета с электрогидравлическим приводом

1 – рычаг управления; 2 – индикатор; 3 – автоматическая система управления полетом и вооружением; 4 – гироскоп; 5 – вооружение; 6 – датчики положения рычагов управления и автомат загрузки; 7 – датчики; 8 – стабилизатор; 9 – руль направления; 10 – крыло; 11 – антенны; 12 – электрогидравлический привод; 13 – автоматическая система управления

Электродистанционные системы управления (рис. 20.7) определяют новый этап в развитии систем управления самолетом. Можно ожидать, что электродистанционные системы управления позволят обеспечить не только автоматическую

компенсацию динамической неустойчивости самолета, но и контроль и ограничение вибраций конструкции самолета, перераспределение нагрузок на планер и т. д.

Пневматические приводы

Масштабы применения пневматического привода обусловлены его достоинствами и недостатками, вытекающими из особенностей свойств воздуха. В отличие от жидкостей, применяемых в гидроприводах, воздух, как и все газы, обладает высокой сжимаемостью и малой плотностью в исходном атмосферном состоянии (около $1,25 \text{ кг/м}^3$), значительно меньшей вязкостью и большей текучестью, причем его вязкость существенно возрастает при повышении температуры и давления. Отсутствие смазочных свойств воздуха и наличие некоторого количества водяного пара, который при интенсивных термодинамических процессах в изменяющихся объемах рабочих камер пневмомашин может конденсироваться на их рабочих поверхностях, препятствует использованию воздуха без придания ему дополнительных смазочных свойств и влагопонижения. В связи с этим в пневмоприводах имеется потребность кондиционирования воздуха, т.е. придания ему свойств, обеспечивающих работоспособность и продляющих срок службы элементов привода.

С учетом вышеописанных отличительных особенностей воздуха рассмотрим достоинства пневмопривода в сравнении с его конкурентами – гидро- и электроприводом.

1. Простота конструкции и технического обслуживания. Изготовление деталей пневмомашин и пневмоаппаратов не требует такой высокой точности изготовления и герметизации соединений, как в гидроприводе, т.к. возможные утечки воздуха не столь существенно снижают эффективность работы и КПД системы. Внешние утечки воздуха экологически безвредны и относительно легко устраняются.

2. Пожаро- и взрывобезопасность.

3. Надежность работы в широком диапазоне температур, в условиях пыльной и влажной окружающей среды. В таких условиях гидро- и электропривод требуют значительно больших затрат на эксплуатацию, т.к. при температурных перепадах

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

нарушается герметичность гидросистем из-за изменения зазоров и изолирующих свойств электротехнических материалов, что в совокупности с пыльной, влажной и нередко агрессивной окружающей средой приводит к частым отказам.

4. Значительно больший срок службы, чем гидро- и электропривода. Срок службы оценивают двумя показателями надежности: гамма-процентной наработкой на отказ и гамма-процентным ресурсом. Для пневматических устройств циклического действия ресурс составляет от 5 до 20 млн. циклов в зависимости от назначения и конструкции, а для устройств нециклического действия около 10-20 тыс. часов. Это в 2 - 4 раза больше, чем у гидропривода, и в 10-20 раз больше, чем у электропривода.

5. Высокое быстродействие. Здесь имеется в виду не скорость передачи сигнала (управляющего воздействия), а реализуемые скорости рабочих движений, обеспечиваемых высокими скоростями движения воздуха. Поступательное движение штока пневмоцилиндра возможно до 15 м/с и более.

6. Безопасность для обслуживающего персонала при соблюдении общих правил, исключающих механический травматизм. В гидро- и электроприводах возможно поражение электрическим током или жидкостью при нарушении изоляции или разгерметизации трубопроводов.

7. Нечувствительность к радиационному и электромагнитному излучению. В таких условиях электрогидравлические системы практически непригодны. Это достоинство широко используется в системах управления космической, военной техникой.

Недостатки:

1. Высокая стоимость пневмоэнергии. Если гидро- и электропривод имеют КПД, соответственно, около 70 % и 90 %, то КПД пневмопривода обычно 5-15 % и очень редко до 30 %. Во многих случаях КПД может быть 1 % и менее.

2. Относительно большой вес и габариты пневмомашин из-за низкого рабочего давления. Если удельный вес гидромашин, приходящийся на единицу мощности, в 5-10 раз меньше веса электромашин, то пневмомашин имеют примерно такой же вес и габариты, как последние.

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.

3. Трудность обеспечения стабильной скорости движения выходного звена при переменной внешней нагрузке и его фиксации в промежуточном положении.

4. Малая скорость передачи сигнала (управляющего импульса), что приводит к запаздыванию выполнения операций.

Перечисленные недостатки могут быть устранены применением комбинированных пневмоэлектрических или пневмогидравлических приводов.

Математическая модель и передаточная функция рулевого привода

Математическую модель одного канала рулевого привода в первом приближении можно представить в виде:

$$\begin{aligned}
 \Delta U &= U_{\alpha} - U_{OC}; \\
 U_{\alpha} &= K_1 \varphi_3; \\
 U_{OC} &= K_{OC} \varphi; \\
 U &= W_{KC}(s) K_{УПТ} \Delta U D(s); \\
 L_{Я} \frac{di_{Я}}{dt} + i_{Я} R_{Я} + i C_e \omega &= U; \\
 J \frac{d\omega}{dt} &= i C_M i_{Я} - b \omega - M_{TP} - M_1 - M_2,
 \end{aligned} \tag{20.1}$$

где U – напряжение на управляющей обмотке исполнительного двигателя;

ΔU – напряжение сигнала ошибки;

U_{α} – напряжение с выхода джойстика или штурвала;

$L_{Я}$ – индуктивность якорной цепи;

U_{OC} – напряжение с выхода устройства обратной связи;

$R_{Я}$ – сопротивление обмотки якоря;

C_M – коэффициент пропорциональности между током якоря и вращающим моментом;

C_e – коэффициент пропорциональности между скоростью вращения и обратной э.д.с.;

J – суммарный момент инерции, приведенный к оси аэродинамического руля

(включая момент инерции ротора двигателя, момент инерции элементов редуктора и момент инерции аэродинамического руля);

$W_{KC}(s)$ – передаточная функция корректирующего звена;

φ_3 – задающий сигнал в угловой мере;

φ – угол поворота вала аэродинамического руля;

ω – угловая скорость вала аэродинамического руля;

K_1 – коэффициент передачи джойстика;

K_{oc} – коэффициент передачи усилительно-преобразующего устройства обратной связи;

$D(s)$ – передаточная функция дискретизатора;

b – коэффициент вязкого трения в опорах вала РМ;

$K_{yпт}$ – коэффициент передачи усилительно-преобразующего устройства в прямой цепи;

i – передаточное число редуктора;

$M_1 = K_y \varphi$ – упругий момент, обусловленный торсионным способом подвеса аэродинамических рулей;

K_y – коэффициент пропорциональности упругого момента;

$M_2 = K_{ш} \varphi$ – составляющая шарнирного момента, пропорциональная углу отклонения аэродинамического руля;

$K_{ш}$ – коэффициент пропорциональности шарнирного момента;

$M_{тр}$ – момент сил сухого трения.

Для малой индуктивности $L_{я}$ обмотки якорной цепи, структурная схема одного канала рулевого привода на основании уравнений (20.1) с учетом нелинейностей обусловленных ограничением момента двигателя по уровню, кинематическим ограничением угла поворота аэродинамического руля, дискретным характером сигнала управления $D(s)$ приведена на рис. 20.8.

Частотный (аналитический) анализ динамики рулевого привода может быть выполнен с помощью передаточной функции канала рулевого привода, структурная схема которого (рис. 20.9) имеет упрощения по сравнению с рис. 20.8: опущены зве-

няя дискретизатора $D(s)$, корректирующего звена $W_{KC}(s)$, нелинейного сухого трения $M_{тр}$, а также нелинейное звено на выходе схемы. Нелинейное звено учитывается его линейной частью с коэффициентом K_0 .

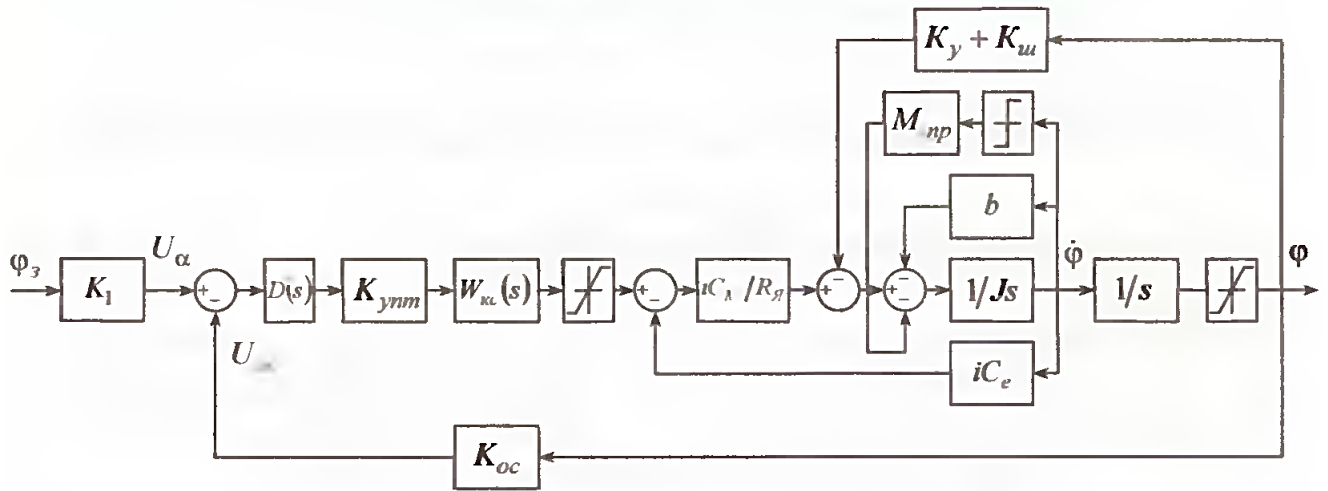


Рисунок 20.8 – Структурная схема одного канала рулевого привода

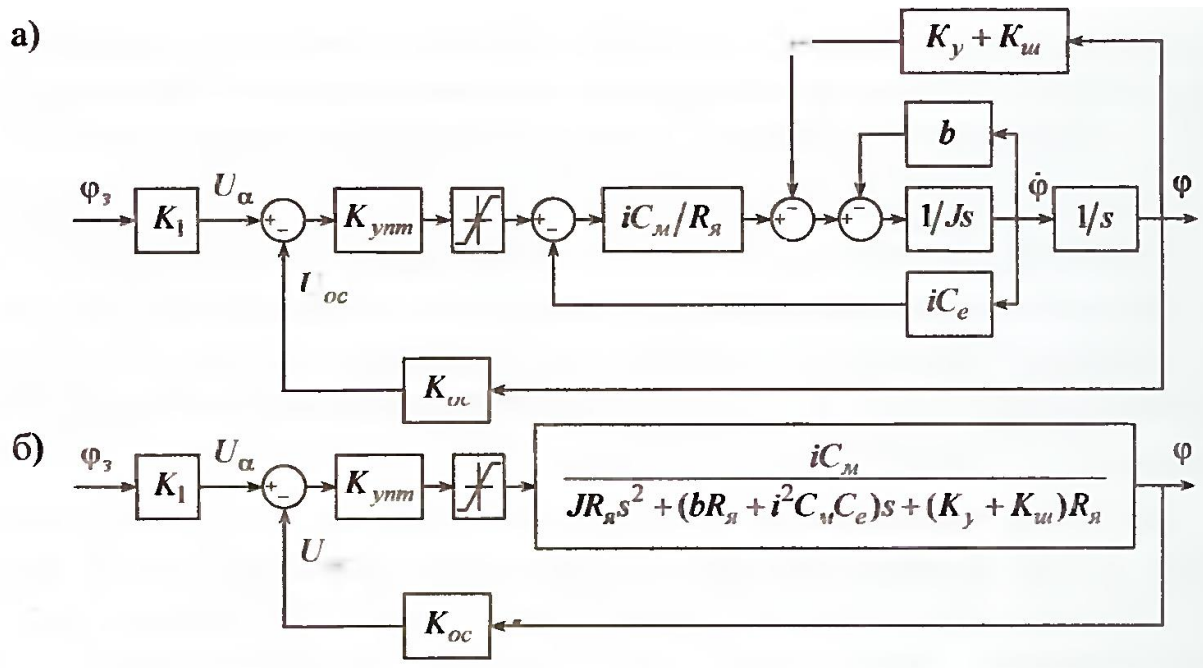


Рисунок 20.9 – Структурная схема одного канала привода:

а) исходная; б) преобразованная

В соответствии с рис. 20.9 передаточная функция рулевого привода имеет вид

$$\Phi(s) = \frac{\varphi(s)}{\alpha(s)} = \frac{K}{T^2 s^2 + 2\xi Ts + 1}, \quad (20.2)$$

$$\text{где } K = \frac{K_1 K_{ynm} K_0 i C_M}{R_{\text{я}} (K_y + K_{\text{ш}}) + K_{ynm} K_0 i C_M K_{oc}};$$

$$T = \sqrt{\frac{JR_{\text{Я}}}{R_{\text{Я}}(K_y + K_{\text{Ш}}) + K_{\text{yнт}}K_0iC_MK_{\text{OC}}}}; \xi = \frac{bR_{\text{Я}} + i^2C_M C_e}{2\sqrt{JR_{\text{Я}}[R_{\text{Я}}(K_y + K_{\text{Ш}}) + K_{\text{yнт}}K_0iC_MK_{\text{OC}}]}}$$

Чтобы воспользоваться метаматематической моделью (20.1) и соответствующей ей структурной схемой канала рулевого привода, необходимо предварительно вычислить моменты инерции рулевых органов относительно их осей подвеса, а также упругие, шарнирные и моменты сил сухого трения в осях их подвесов.

Качественные характеристики динамики рулевых приводов по каждому каналу управления для ЛА самолетной схемы идентичны. Числовые значения одноименных характеристик динамики рулевых приводов по каждому каналу управления близки друг другу. Оценку динамики рулевых приводов можно выполнить на основании анализа результатов моделирования по одному каналу, например, руля направления. Имитационная модель рулевого привода канала направления приведена на рис. 20.10.

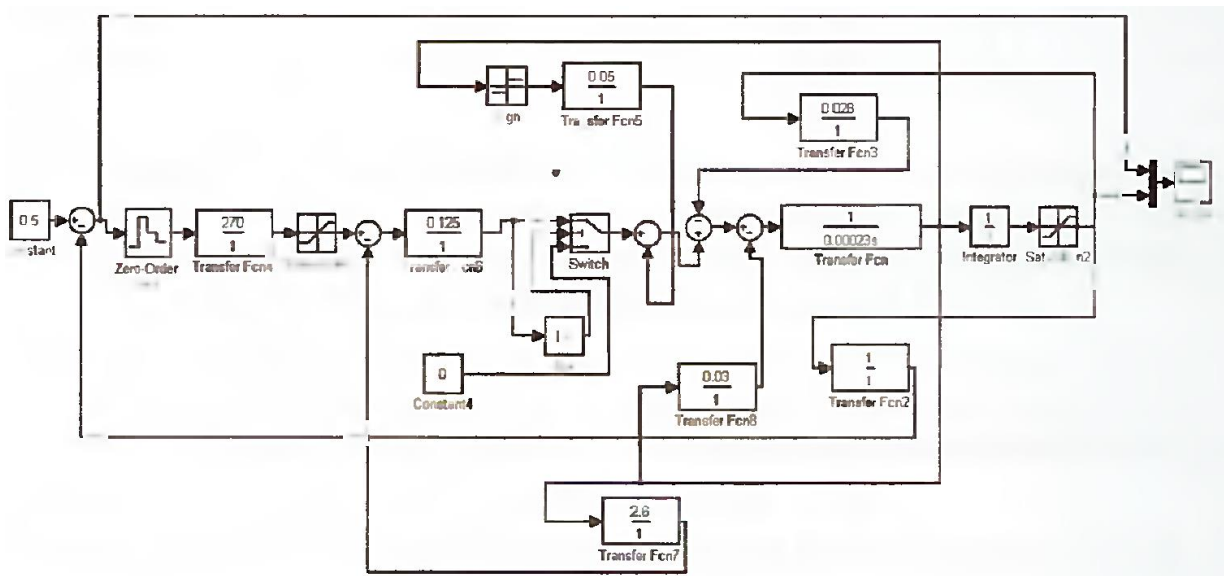
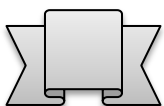


Рисунок 20.10 – Имитационная модель рулевого привода



Исследовать динамику рулевого привода аэродинамического руля направления, представленного в виде имитационной модели на рис. 20.10.

Термины для занесения в тезаурус: привод рулевых поверхностей, исполнительный механизм, имитационная модель.

Лекция № 20. Приводы рулевых поверхностей самолета.