

В.В. Воробьев, А.М. Киселев, В.В. Поляков

# *СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ*

Рекомендовано Учебно-методическим объединением  
высших учебных заведений Российской Федерации  
по образованию в области эксплуатации  
авиационной и космической техники  
в качестве учебника для межвузовского использования

*Под редакцией В.В. ВОРОБЬЕВА*

Издание ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского  
2008

УДК.629.735.33.05

**Рецензенты:**

доктор технических наук, профессор *Зубков Б.В.*,  
доктор технических наук, профессор *Акимов А.Н.*

**Под ред. В.В. Воробьева**

Системы управления летательных аппаратов: учебник для курсантов и слушателей вузов ВВС / Под ред. В.В. Воробьева. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. – 203 с.

ISBN 978-5-903111-29-9

Настоящая книга представляет собой учебник по дисциплине «Системы управления летательных аппаратов» для курсантов и слушателей, обучающихся по специальности 130300 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей (Эксплуатация самолетов, вертолетов и авиационных двигателей).

В учебнике рассматриваются теоретические основы, принципы построения и функционирования систем ручного, директорного и автоматического управления боевыми летательными аппаратами (ЛА). Излагаются основные тактико-технические требования, предъявляемые к системам управления ЛА и способы их реализации. Уделяется внимание современным методам исследования и расчета систем управления боевыми ЛА, а также перспективам их развития.

Книга предназначена для курсантов и слушателей факультета летательных аппаратов академии и военных институтов, но может быть полезна инженерам и научным сотрудникам соответствующих специальностей.

Учебник написан по материалам отечественной и зарубежной литературы.

УДК 629.735.33.05

ISBN 978-5-903111-29-9

© Под ред. В.В. Воробьева, 2008  
© Издательство ВВИА  
им. проф. Н.Е. Жуковского. М., 2008

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Системы управления относятся к числу наиболее важных и стремительно развивающихся систем летательных аппаратов (ЛА). Без системы управления принципиально невозможно осуществление управляемого полета. Исключительная важность функций, выполняемых данной системой для обеспечения высокой эффективности применения и безопасности полетов ЛА, требует от личного состава эксплуатирующих подразделений твердых знаний назначения каждого агрегата системы управления, его устройства, работы, правил эксплуатации.

Расширение функций и режимов функционирования современных авиационных комплексов приводит к значительному усложнению их систем управления. Вследствие этого возрастает значение подготовки инженера-механика в данной области. Выпускник факультета пилотируемых летательных аппаратов должен знать принципы построения современных систем управления, уметь самостоятельно анализировать работу системы, обнаруживать неисправности и принимать меры по предотвращению их появления в полете.

Предметом изучения дисциплины «Системы управления летательных аппаратов» являются теоретические основы, принципы построения, устройство, функционирование и характеристики систем управления ЛА, направления исследований по их совершенствованию. Курс базируется на знании следующих основных дисциплин: «Автоматика и управление», «Аэромеханика», «Гидравлика», «Динамика полета», «Конструкция и прочность летательных аппаратов», «Авиационное и радиоэлектронное оборудование».

В результате изучения дисциплины курсанты и слушатели должны:

**иметь представление:**

о перспективах развития систем управления боевых ЛА,  
о современных методах исследования и расчета систем управления боевых ЛА;

**знать:**

теоретические основы, принципы построения и функционирования систем ручного, директорного и автоматического управления боевых ЛА,  
основные тактико-технические требования, предъявляемые к системам управления ЛА и способы их реализации,

характеристики, конструкцию и правила эксплуатации систем управления боевых ЛА;

**уметь:**

проводить исследования и анализ динамических свойств контура «лётчик – система управления – ЛА» в штатном режиме работы системы управления, а также при возможных её отказах и неисправностях,

анализировать характеристики систем управления ЛА по их структуре и параметрам.

Математический аппарат, представленный в учебнике, позволяет слушателям и курсантам инженерных ВУЗов ВВС понимать и усваивать методы исследования динамических свойств системы управления и ее элементов.

При написании учебника работа между авторами была распределена следующим образом: введение и заключение написано В.В. Воробьевым, главы 1, 2, 5, 6 – совместно В.В. Воробьевым и В.В. Поляковым, главы 3, 4 – А.М. Киселевым.

Авторы выражают искреннюю признательность профессорам, докторам технических наук А.Н. Акимову и Б.В. Зубкову за просмотр рукописи и высказанные замечания, которые способствовали улучшению учебника.

## *Список сокращений*

АД	– автомат демпфирования (демпфер)
АПС	– автомат перекрестной связи
АРЗ	– автомат регулирования загрузки ручки управления
АРП	– автомат регулирования передаточного числа проводки управления
АРУ	– автомат регулирования управления
АТ	– автомат тяги
АУ	– автомат устойчивости
АЧХ	– амплитудно-частотная характеристика
БПРС	– ближнеприводная радиосистема
БРУ	– боковая ручка управления
БЦВМ	– бортовая цифровая вычислительная машина
ВПП	– взлетно-посадочная полоса
ВТУ	– вычислитель траекторного управления
ВУ	– вычислительное устройство
ГВ	– гировертикаль
ГРМ	– глиссадный радиомаяк
ГРП	– глиссадный радиоприемник
ДИСС	– доплеровский измеритель скорости и угла сноса
ДПРС	– дальнеприводная радиосистема
ДУС	– датчик угловой скорости
ЖОС	– жёсткая обратная связь
ЗМ	– загрузочный механизм
ИНС	– инерциальная навигационная система
ИОС	– изотромная обратная связь
ИУ	– исполнительное устройство
КАП	– креновый автопилот
КПП	– командно-пилотажный прибор
КРМ	– курсовой радиомаяк
КРП	– курсовой радиоприемник
КРУ	– командный рычаг управления
КУР	– курсовой угол радиостанции
КЭНС	– корреляционно-экстремальная навигационная система
КНС	– комплексная навигационная система
ЛА	– летательный аппарат
ЛЗП	– линия заданного пути
ЛТХ	– летно-технические характеристики
МС	– механизм согласования
МСУ	– механическая система управления
МТЭ	– электромеханизм триммерного эффекта
НБУ	– необратимое бустерное управление
НК	– навигационный комплекс
НМ	– нелинейный механизм
НПП	– навигационно-пилотажный прибор

ОЗУ	– оперативное запоминающее устройство
ОС	– устройство обратной связи
ОТТ	– общие технические требования
ОУ	– орган управления
ПЗУ	– программируемое запоминающее устройство
ПНК	– пилотажно-навигационный комплекс
ПРНК	– прицельно-навигационный комплекс
ПО	– программное обеспечение
ПВД	– приемник воздушного давления
ППМ	– поворотный пункт маршрута
ПУИ	– пульт управления и индикации
РА	– рулевой агрегат
РАУ	– рулевой агрегат управления
РЛС	– радиолокационная станция
РП	– рулевой привод
РСБН	– радиосистема ближней навигации
РСДН	– радиосистема дальней навигации
РУ	– распределительное устройство
РУД	– рычаг управления двигателем
САУ	– система автоматического управления
САХ	– средняя аэродинамическая хорда
СВС	– система воздушных сигналов
СКВ	– система курса и вертикали
СНУ	– система неавтоматического (ручного) управления
СОБП	– система обеспечения безопасности полета
СОС	– скоростная обратная связь
СП	– сервопривод
СРНС	– спутниковая радиотехническая навигационная система
ССУП	– система стабилизации углового положения
СТУ	– система траекторного управления
СУ	– суммирующее устройство
СУЛА	– система управления летательного аппарата
СУУ	– система обеспечения устойчивости и управляемости
ФЧХ	– фазо-частотная характеристика
ЦМ	– центр масс
ЭГРП	– электрогидравлический рулевой привод
ЭДСУ	– электродистанционная система управления
ЭМП	– электромеханический преобразователь
ЭОВ	– электронно-оптический визир

# ВВЕДЕНИЕ

## 01. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

**Система управления летательного аппарата (СУЛА)** – комплекс технических устройств, обеспечивающих управление ЛА.

Под **управлением** будем понимать процесс изменения параметров движения ЛА в желаемом направлении и целенаправленное воздействие на работу отдельных систем, на характеристики ЛА для достижения заданной цели. В основе процесса управления лежит информация о задачах управления (заданной цели) и текущем состоянии системы (рис.0.1).

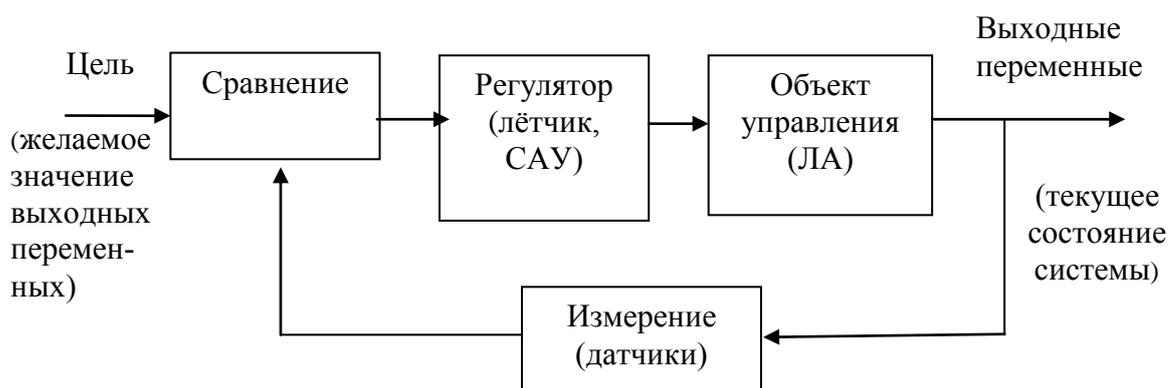


Рис.0.1

В соответствии с этим процесс управления включает следующие основные элементы или этапы:

- получение необходимой информации о задачах управления;
- получение информации о текущем состоянии объекта управления (ЛА);
- анализ полученной информации и выработку решения на управление (на управляющее воздействие);
- исполнение принятого решения.

Летчик, визуально и пользуясь показаниями приборов, наблюдает за параметрами движения ЛА в пространстве (направлением, скоростью и другими). Он сравнивает фактические значения параметров движения с заданными, проводит анализ, вырабатывает решение и, исполняя его, воздействует на командные рычаги управления (КРУ). В результате этого воздействия отклоняются органы управления (ОУ), которые изменяют силы и моменты, действующие на ЛА, а соответственно и параметры его движения в желаемом направлении.

**Командные рычаги управления** – технические устройства, обеспечивающие восприятие и передачу управляющих воздействий летчика.

**Органы управления ЛА** – технические устройства, с помощью которых регулируются величина и направление сил и моментов, действующих на ЛА.

На современных самолетах применяются ОУ двух видов: аэродинамические и струйные (газодинамические). В зависимости от их предназначения различают (рис. 0.2):

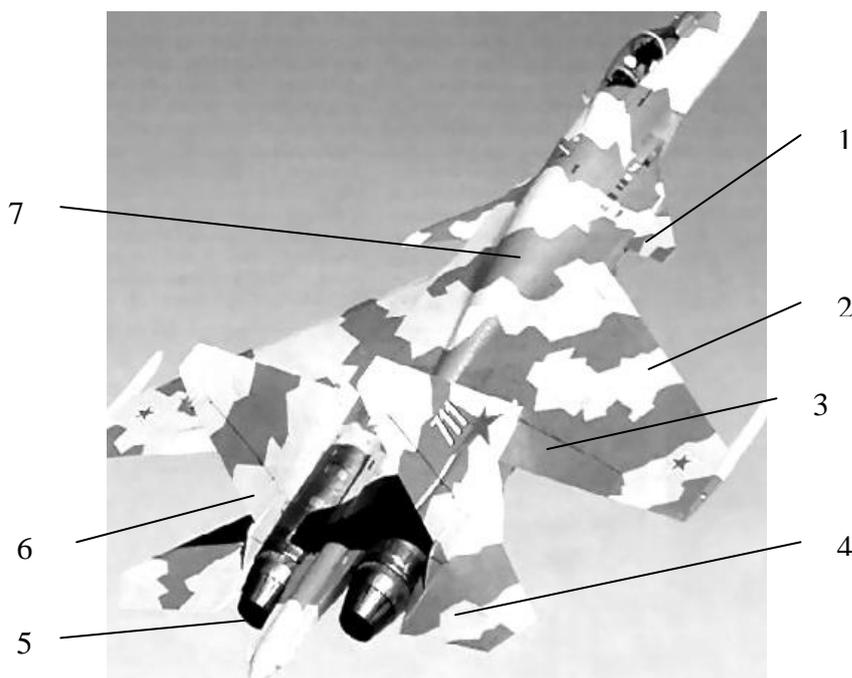


Рис. 0.2. Органы управления современного маневренного самолета:

1 – переднее горизонтальное оперение; 2 – отклоняемые носки крыла;  
3 – флапероны; 4 – дифференциальный стабилизатор; 5 – управляемый вектор тяги; 6 – руль направления; 7 – тормозной щиток.

**органы продольного управления:** управляемый стабилизатор (дифференциальный стабилизатор), переднее горизонтальное оперение, элевоны (на самолетах схемы «бесхвостка»), поворотные сопла двигателей, струйные рули;

**органы поперечного управления:** элероны; элевоны, выполняющие функции элеронов; флапероны, выполняющие функции элеронов; интерцепторы; дифференциальный стабилизатор; поворотные сопла двигателей; струйные рули;

**органы путевого управления:** руль направления, цельноповоротный киль, дополнительные управляемые поверхности в нижней части фюзеляжа, поворотные сопла двигателей, струйные рули;

**органы управления, используемые для повышения летно-технических характеристик (ЛТХ):** управляемые носки крыла и предкрылки; управляемые закрылки и флапероны; изменяемая стреловидность крыла; интерцепторы; тормозные щитки; реверс тяги;

**органы управления скоростью:** двигатель; тормозные щитки; тормозной парашют; реверс тяги и др.

В зависимости от степени участия лётчика и автоматических устройств в процессе управления различают три вида управления:

неавтоматическое;  
полуавтоматическое или директорное;  
автоматическое.

При **неавтоматическом управлении** все функции по управлению ЛА (прием и анализ информации, выработка и исполнение решения) выполняет летчик, который, воздействуя на КРУ, отклоняет непосредственно или с помощью рулевого привода ОУ. Систему управления будем называть «**ручной**», если она не содержит элементов, улучшающих характеристики устойчивости и управляемости ЛА, и «**ручной автоматизированной**» при включении в нее элементов системы устойчивости и управляемости.

При **автоматическом управлении** все функции по управлению ЛА выполняет система автоматического управления (САУ).

При **полуавтоматическом управлении** часть функций выполняет летчик, часть – автоматические устройства. Характерный пример – директорное управление. При таком управлении прием, анализ информации, выработку управляющего сигнала, так же как и при автоматическом управлении, осуществляет вычислитель САУ, который подает сигнал не на исполнительное устройство САУ (рулевой агрегат), а на директорный командно-пилотажный прибор (КПП). В задачу летчика входит соответствующим отклонением КРУ исполнение команд, выдаваемых директорным прибором в виде отклонения командных стрелок.

**Закон управления** – математическая или логическая зависимость отклонения ОУ от управляющего воздействия летчика и (или) рассогласования между текущими и заданными параметрами движения ЛА.

## **02.ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ БОЕВЫХ ЛА**

Системы управления боевых ЛА должны удовлетворять следующим основным требованиям.

1. Обеспечивать управление ЛА на всех режимах, определяемых его назначением, с необходимой точностью, при допустимой психофизиологической нагрузке экипажа. Для удовлетворения данного требования необходимо:  
осуществлять управление с допустимым искажением входного сигнала и без заметного запаздывания выходного на всех эксплуатационных режимах;  
обеспечивать переход с одного режима работы на другой без резкого изменения параметров движения ЛА;  
обеспечивать эргономическое соответствие свойств ЛА возможностям летчика.

2. Обеспечивать высокий уровень безопасности полетов, для чего необходимо:

обладать практической безотказностью, что достигается высокой надежностью элементов СУЛА и их резервированием;  
обеспечивать возможность парирования отказов системы и аварийного перехода с одного режима работы системы на другой.

3. Обладать высокой боевой живучестью, обеспечивающей при боевом повреждении продолжение полета или безопасное возвращение на свою базу.

4. Удовлетворять таким общим требованиям, предъявляемым ко всем агрегатам и системам ЛА, как высокие эксплуатационная технологичность и ремонтпригодность, минимальные масса, габариты, стоимость и др.

### **0.3. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ИСТОРИИ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

С 1909 г. (моноплан Блерио) на самолётах в качестве КРУ используются ручка управления и педали. Традиционной является и реакция самолёта на их отклонение, а именно: при отклонении ручки на себя самолёт увеличивает угол атаки; самолёт кренится в сторону отклонённой ручки и поворачивается в сторону вытянутой ноги. Правила знаков для усилий и отклонений КРУ, органов управления, управляющих моментов, угловых скоростей и ряда параметров представлены на рис. 0.3.

Практически до конца 30-х годов XX столетия управление самолетом на всех этапах полета выполнялось летчиком вручную, в основном по визуальным ориентирам и с использованием информации небольшого числа приборов, устанавливаемых на борту. Система управления таких самолетов представляла собой механическую проводку, связывающую КРУ с ОУ. Летчик приложением усилий к КРУ непосредственно преодолевал шарнирные моменты, т.е. осуществлялось «прямое управление». Круг задач пилотирования был весьма ограниченным, а точность выполнения низкой.

Толчком к развитию систем управления послужило совершенствование самолетов, улучшение их летно-технических характеристик (прежде всего длительности и протяженности полетов).

Первой была автоматизирована задача **угловой стабилизации** самолета с помощью автопилота. Для самолетов с большой продолжительностью крейсерского полета длительная стабилизация установившихся параметров траектории полета для летчика утомительна, хотя и проста, в особенности для винтовых самолетов тех лет. **Автоматическая стабилизация тангажа обеспечивала при движении с постоянной скоростью выдерживание прямолинейности полёта, а стабилизация крена и рысканья – движение в заданном направлении** (при малых внешних возмущениях). Первый российский автопилот АВП-1 появился в 1932 году. Уже во время Великой Отечественной войны автопилот АП-42 устанавливался практически на всех самолетах военно-транспортной авиации и на части бомбардировочной.

В 50-х годах появились автопилоты и на самолётах фронтовой авиации, обеспечивая автоматическую стабилизацию заданного углового положения самолёта и автоматическое приведение его в прямолинейный горизонтальный полёт в случае потери лётчиком пространственной ориентировки (КАП-2, АП-5, АП-28 и др.). На данном этапе развития средств автоматизации полета автопилот облегчал самолетовождение на маршруте, т.е. на наиболее продолжительном участке полета. Вопрос о необходимости включения авто-

пилота решался летчиком, который мог управлять самолетом и вручную, ориентируясь визуально или по приборам. Автопилот не являлся единствен-

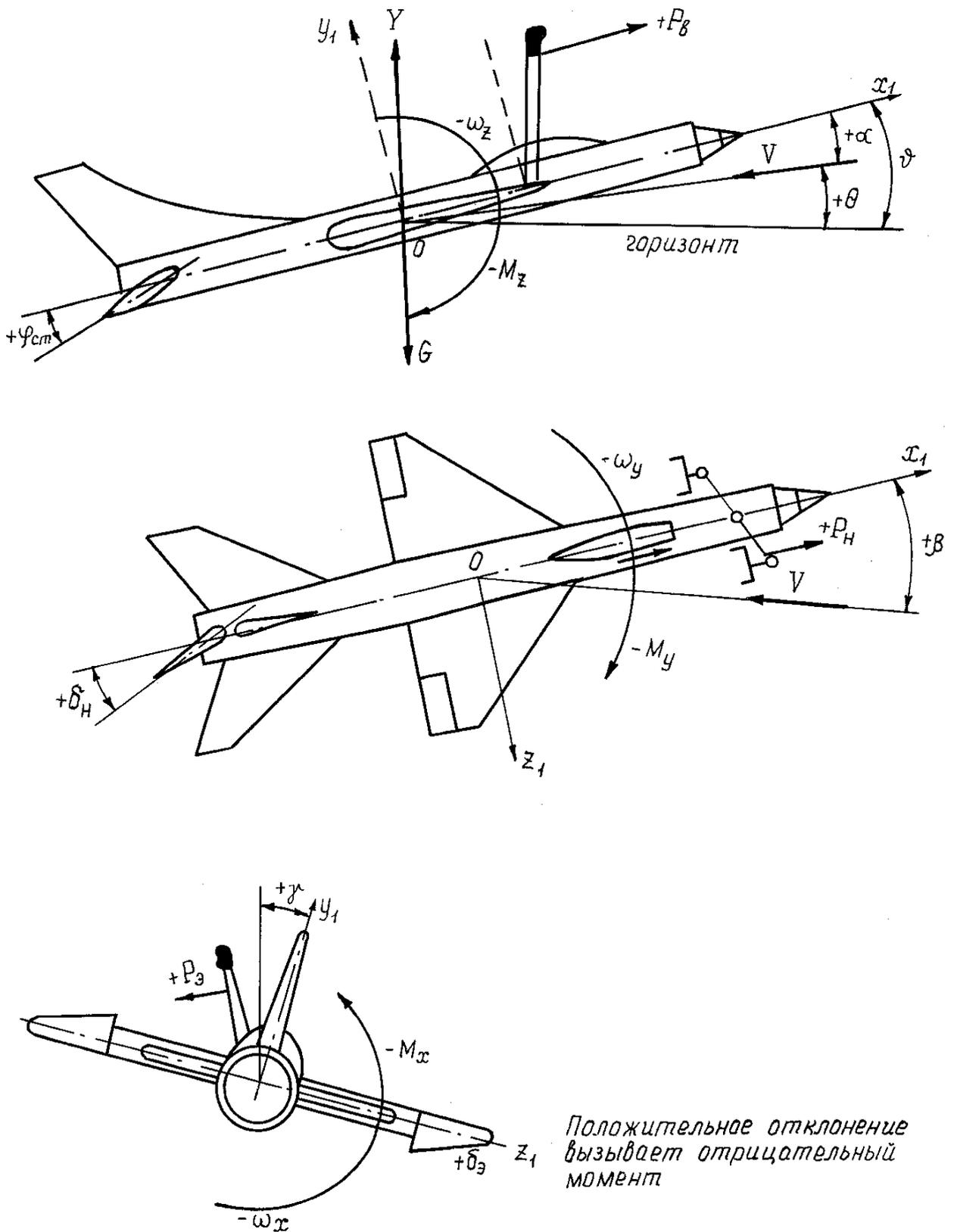


Рис. 0.3. Правила знаков

но возможным средством управления, поэтому требования к надежности первых автопилотов были не очень высокими.

Дальнейшей ступенью развития автопилотов, а следовательно, и систем управления, являются системы автоматического управления (САУ), так как они помимо выполнения чисто автопилотных функций, обеспечивают автоматическое управление траекторией на важнейших этапах полёта.

Появление на борту навигационных систем или комплексов (НК) для определения текущего местоположения самолёта и формирования заданной траектории полёта, а также САУ, обеспечивающей автоматическую стабилизацию самолёта на этой траектории, означает новый качественный скачок в развитии систем управления – появление комплексных систем управления или автоматизированных бортовых комплексов управления (пилотажно-навигационных комплексов – ПНК, прицельно-навигационных комплексов – ПРНК).

Их появление позволило возложить на бортовую автоматику функции управления, трудновыполнимые для летчика. К ним относится посадка самолета при ограниченной видимости или при отсутствии прямой видимости аэродрома. Посадка самолета является одним из наиболее сложных этапов полета. Близость земли требует особо четкого и строгого управления снижением. Поэтому, если посадка происходит при отсутствии визуального контакта с землей, единственным средством управления самолетом является автоматическая система посадки. В отличие от маршрутного полета в облаках, в данном случае управление по обычным пилотажным приборам не обеспечивает требуемой точности управления.

В развитии **систем ручного управления** особое значение имеют следующие два этапа, которые существенно повлияли на ее структуру.

*Первый этап* связан с созданием необратимого бустерного управления (НБУ). В конце 40-х годов прогресс в области аэродинамики и двигателестроения обеспечил преодоление звукового барьера. Однако при создании первых сверхзвуковых самолетов специалисты столкнулись с рядом новых явлений в области динамики:

значительным увеличением продольной устойчивости вследствие сдвига назад аэродинамического фокуса;

уменьшением эффективности органов управления по всем каналам в области сверхзвуковых скоростей;

исключительно большим ростом аэродинамических шарнирных моментов рулей на сверхзвуке;

значительным ухудшением демпфирующих свойств самолета на больших высотах и сверхзвуковых скоростях и ухудшением реакции самолета на управляющие команды летчика.

Таким образом, для осуществления сверхзвукового полета потребовалось создание особой системы управления (рис.0.4).

Для продольной балансировки пришлось применить полностью управляемый стабилизатор, что, в свою очередь, потребовало применения НБУ. Первыми самолетами, на которых было установлено бустерное управление (без перехода на ручное), были самолеты МиГ-19 и Су-7Б.

Однако на больших дозвуковых скоростях эффективность такого стабилизатора стала избыточной. Поэтому в СУЛА появились автоматы регулирования передаточного числа (отношение угла отклонения руля к отклонению КРУ) проводки управления. Кроме того, для обеспечения лётчику «чувства полета» стали использоваться механизмы загрузки, а также системы регулирования усилий на КРУ.

Расширение диапазонов высот и скоростей полёта самолётов привело к изменению в широких пределах их характеристик демпфирования, устойчивости и управляемости, так что на некоторых режимах полёта эти характеристики стали неудовлетворительными. Это потребовало установки в систему управления автоматов демпфирования, устойчивости и управляемости, составляющих систему обеспечения устойчивости и управляемости (СУУ). Таким образом, ручное управление стало автоматизированным.

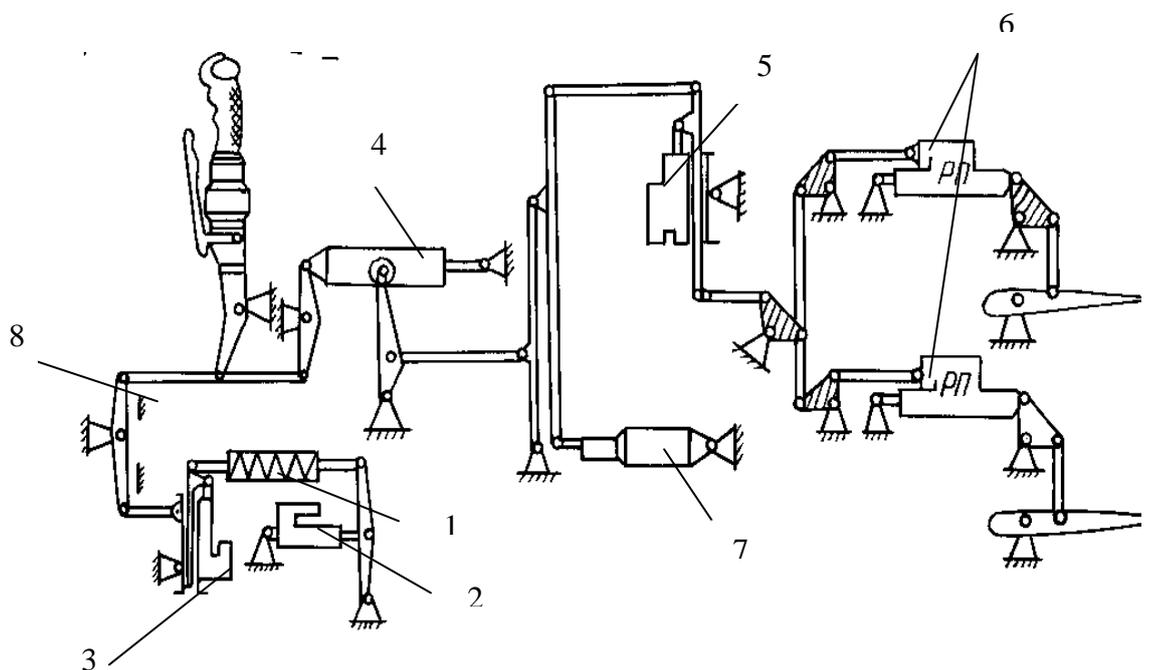


Рис.0.4. Система неавтоматического управления сверхзвукового самолёта:

- 1 – механизм загрузки; 2 – механизм триммерного эффекта; 3 – исполнительное устройство автомата регулирования загрузки; 4 – нелинейный механизм;
- 5 – исполнительное устройство автомата регулирования передаточного числа проводки управления; 6 – рулевой привод; 7 – исполнительное устройство автомата демпфирования; 8 – ограничительные упоры

На первом этапе внедрения средств автоматизации в качестве комплексующей системы использовалась механическая система управления (МСУ). Именно она связывала компоненты отдельных систем в единую систему управления. Основное достоинство механической системы заключалось в высокой её надёжности, стабильности характеристик, в малой чувствительности к параметрам внешней среды. Однако использование для передачи управляющих сигналов МСУ не позволяет обеспечить необходимое качество управления неустойчивым самолётом.

Второй этап в развитии СУЛА связан с заменой механической системы передачи управляющих сигналов к приводам поверхностей управления на электродистанционную (ЭДСУ). Схема ЭДСУ приведена на рис.0.5. Оказалось возможным обеспечить на базе ЭДСУ искусственную устойчивость самолета. Самолёт Су-27 – первый статически неустойчивый самолёт, на котором устойчивость обеспечивается при помощи ЭДСУ, что позволило реализовать все преимущества неустойчивого самолёта.

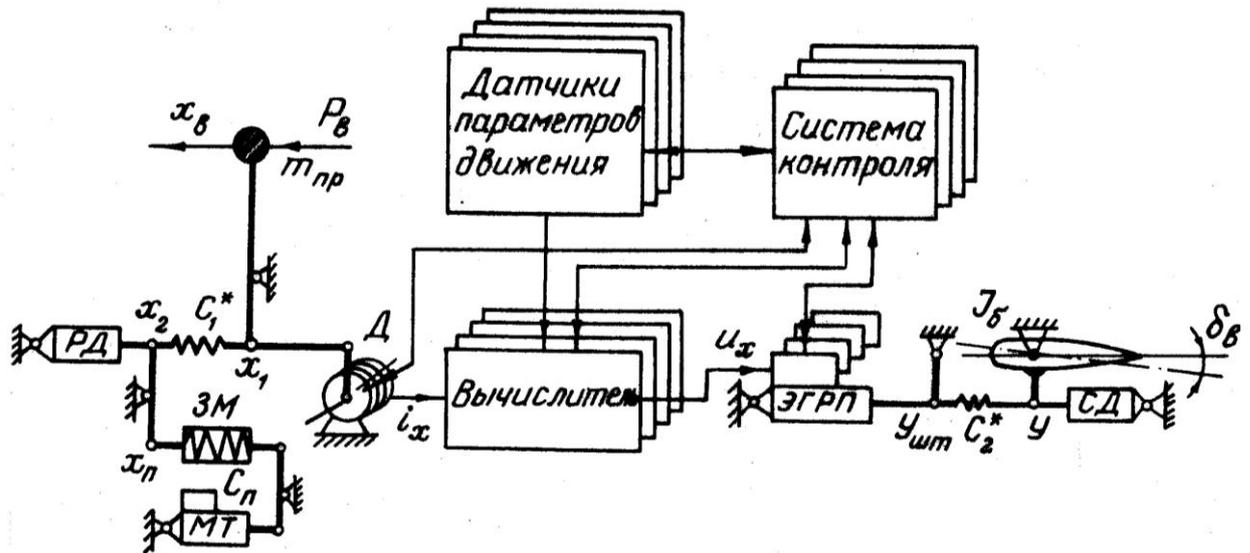


Рис.0.5. Принципиальная схема ЭДСУ:

Д – датчик положения ручки; ЗМ – грузочный механизм;

МТ – механизм триммерного эффекта;

ЭГРП – электрогидравлический нулевой привод.

Несмотря на большое разнообразие созданных за последнее время ЛА, их системы ручного управления можно свести к некоторым основным типам:

система управления с механической связью и минимальным уровнем автоматизации (Ан-12, Су-25);

система управления с механической связью и автоматизацией, обеспечивающей приемлемый уровень характеристик устойчивости и управляемости (Ан-22, Ил-76, МиГ-21, МиГ-25, МиГ-29, МиГ-31, Су-24, Ми-24);

ЭДСУ с резервной механической связью (Ту-160, Ан-124);

ЭДСУ без механической связи, использующая аналоговую или цифровую технику (МиГ-29К, Су-27, Су-30, Су-35).

#### 04. СТРУКТУРА И СОСТАВ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БОЕВОГО ЛА

Задачи, которые решает СУЛА, условно можно разделить на три основных уровня:

обеспечение требуемой устойчивости и управляемости ЛА при управлении лётчиком или автоматом;

стабилизация тех или иных параметров движения;

целенаправленное управление траекторией, т.е. осуществление сложных пространственных маневров.

Задачи трёх уровней связаны между собой иерархически. При этом самым высоким является уровень целенаправленного управления траекторией.

Показатели собственной устойчивости и управляемости ЛА регламентируются рядом требований, выработанных практикой эксплуатации. Реализация этих требований аэродинамическими и конструктивными средствами во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей, как правило, не представляется возможным. Поэтому в состав СУЛА, помимо системы ручного неавтоматического управления (СНУ), связывающей КРУ с ОУ, входит **система устойчивости и управляемости (СУУ)**, которая функционирует совместно с летчиком при ручном пилотировании. Улучшение характеристик устойчивости и управляемости с помощью СУУ позволяет наиболее полно использовать маневренные возможности ЛА, упростить пилотирование, пилотировать ЛА без выхода на критические режимы полета.

Основной особенностью СУУ является то, что ее структура и параметры определяются прежде всего аэродинамической компоновкой конкретного ЛА.

Полёт ЛА может быть разложен на ряд типовых этапов. Для большинства из них характерным является поддержание постоянного значения (стабилизация) того или иного параметра полёта. Процесс длительной стабилизации утомителен для лётчика, поэтому на борту устанавливаются САУ, выполняющие функции стабилизации углового положения ЛА и траекторных параметров – высоты, скорости, курса, линии заданного пути и др. Структура САУ определяется перечнем параметров, которые необходимо стабилизировать. В связи с этим законы управления САУ ЛА различного назначения могут совпадать. Аэродинамика ЛА оказывает влияние в основном лишь на параметры САУ, ее передаточные числа.

Решение задачи целенаправленного управления траекторией осуществляется с помощью специальных навигационных измерителей: инерциальных и курсовых систем, ДИСС, РСБН, РСДН, радиовысотометров и др. Все эти измерители входят в состав **навигационного комплекса** ЛА. Информация о навигационных параметрах передается летчику через навигационные приборы системы индикации. Управление траекторией возможно как в ручном режиме, так и с использованием САУ (директорный и автоматический режимы). При этом навигационный вычислитель формирует управляющие сигналы, которые отрабатываются летчиком или САУ.

Контур траекторного управления СУЛА определяется, прежде всего, задачами, решаемыми ЛА. Аэродинамика ЛА косвенно сказывается на параметрах этой системы через те динамические характеристики, которые реализуются внутренними контурами САУ, а также через его лётно-технические характеристики. В задачах навигации и управления траекторией на больших участках полёта ЛА вообще может рассматриваться как материальная точка.

Таким образом, для решения сформулированных выше задач в состав СУЛА входят СУУ и САУ, которая обычно включает систему стабилизации

углового положения ЛА (ССУП) и систему траекторного управления (СТУ).  
Функциональная схема комплексной системы управления представлена на рис.0.6.

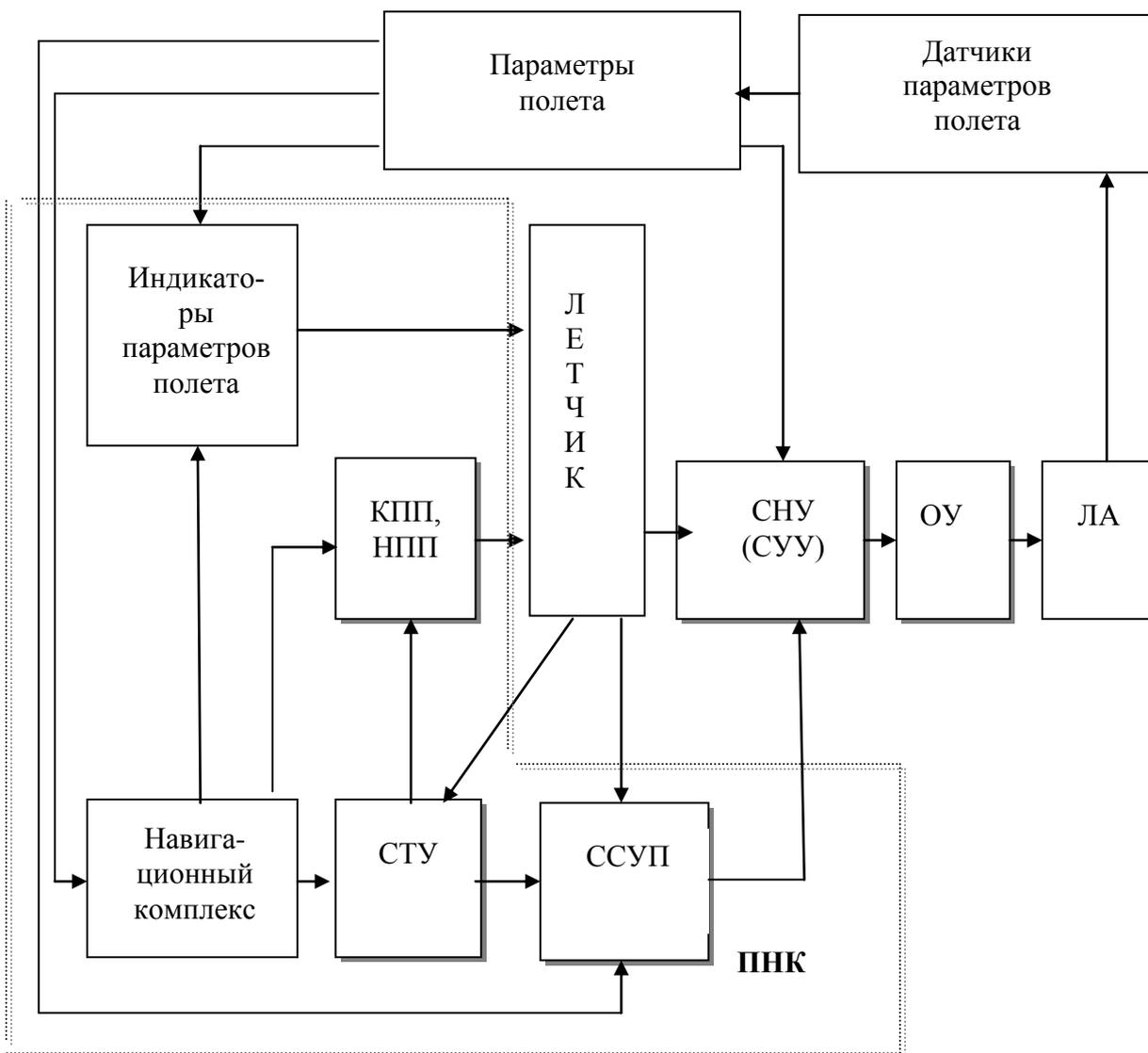


Рис. 0.6. Функциональная схема комплексной системы управления

Наряду с разделением систем по иерархическим уровням (по вертикали), СУЛА можно разделить на ряд каналов управления (по горизонтали): канал руля высоты, канал элеронов, канал руля направления и др. Каждый из каналов также является функциональным образованием (объединением систем) и содержит три основные части:

- информационную;
- управляющую;
- исполнительную.

**Информационная часть** состоит из датчиков угловых скоростей, перегрузки, углов атаки и скольжения, положения КРУ и других параметров, используемых в СУЛА.

**Управляющая часть** объединяет в себе несколько функциональных подсистем:

КРУ и систему создания усилий на них;

механическую или электродистанционную системы (ЭДСУ), связывающие КРУ с приводами ОУ;

вычислители.

Управляющая часть обеспечивает:

создание на рычагах управления требуемых характеристик управляемости по усилиям и перемещениям;

осуществление связи между КРУ в кабине ЛА и рулевыми приводами;

формирование заданного закона управления ЛА на основе сигналов информационной части СУЛА;

формирование ограничительных сигналов, предотвращающих (затрудняющих) произвольный вывод ЛА за границы предельных режимов полета.

**Исполнительная часть** включает исполнительные органы САУ (рулевые агрегаты), рулевые приводы, их блоки управления и контроля, а также ОУ. Данные элементы обеспечивают обработку сигналов, формируемых управляющей частью системы.

**Глава 1. КОНТУР НЕАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ  
И ЕГО СВОЙСТВА**

**1.1. СОСТАВ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ  
СИСТЕМЫ НЕАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Автоматизированная система ручного управления обеспечивает управление летательным аппаратом лётчиком. Она является одним из элементов замкнутого контура ручного управления «Лётчик – система управления – летательный аппарат» и включает в себя систему неавтоматического управления (СНУ), систему обеспечения устойчивости и управляемости (СУУ) и систему обеспечения безопасности полёта (СОБП).

На рис 1.1 приведена схема контура ручного управления, где  $x_i$  и  $x_{i3}$  – соответственно текущее и заданное значение управляемого параметра,  $P_i$  – усилия, прикладываемые лётчиком к рычагу управления,  $\delta_i$  – отклонение органа управления.

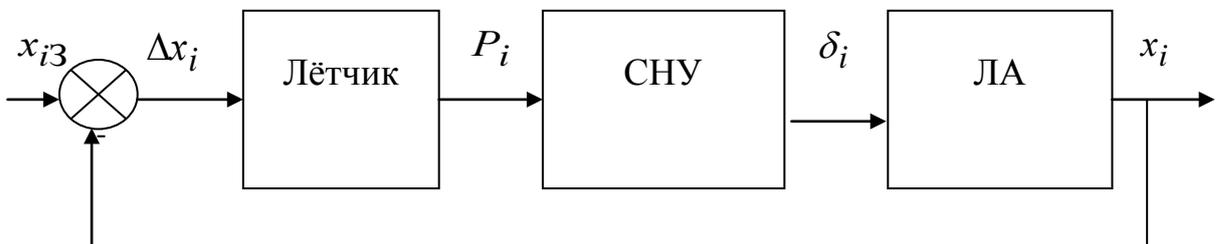


Рис. 1.1

Главным и основным элементом в автоматизированной системе ручного управления является система неавтоматического управления.

В систему неавтоматического управления, как правило, входят (см. рис. 0.4.):

- командные рычаги управления;
- средства формирования загрузки командных рычагов управления;
- система регулирования передаточного числа проводки управления;
- проводка управления;
- рулевые приводы (для системы непрямого управления);
- органы управления.

**Командные рычаги управления** являются входными элементами СНУ и обеспечивают её связь с лётчиком. Конструкция их должна соответство-

вать определенным эргономическим требованиям и обеспечивать возможность раздельного отклонения органов управления по соответствующему каналу. На легких самолётах рычаги управления тангажом и креном объединены в единую ручку (рис.1.2,*а*), перемещение которой «на себя – от себя» ведёт к отклонению органов продольного управления, а «влево – вправо» - поперечного. На неманевренных самолетах с большими потребными значениями усилий для управления применяется штурвальная колонка рис.1.2,*б*). На перспективных ЛА исследуется возможность применения боковой ручки управления. Для путевого управления применяются педали, как правило, параллелограммного (рис.1.3,*а*) или подвесного (рис.1.3,*б*) типа. Ручка управления и педали часто выполняются совместно в виде единого поста управления. Если на ЛА устанавливаются два поста управления (лётчика и штурмана) то, они связываются между собой жёсткими тягами.

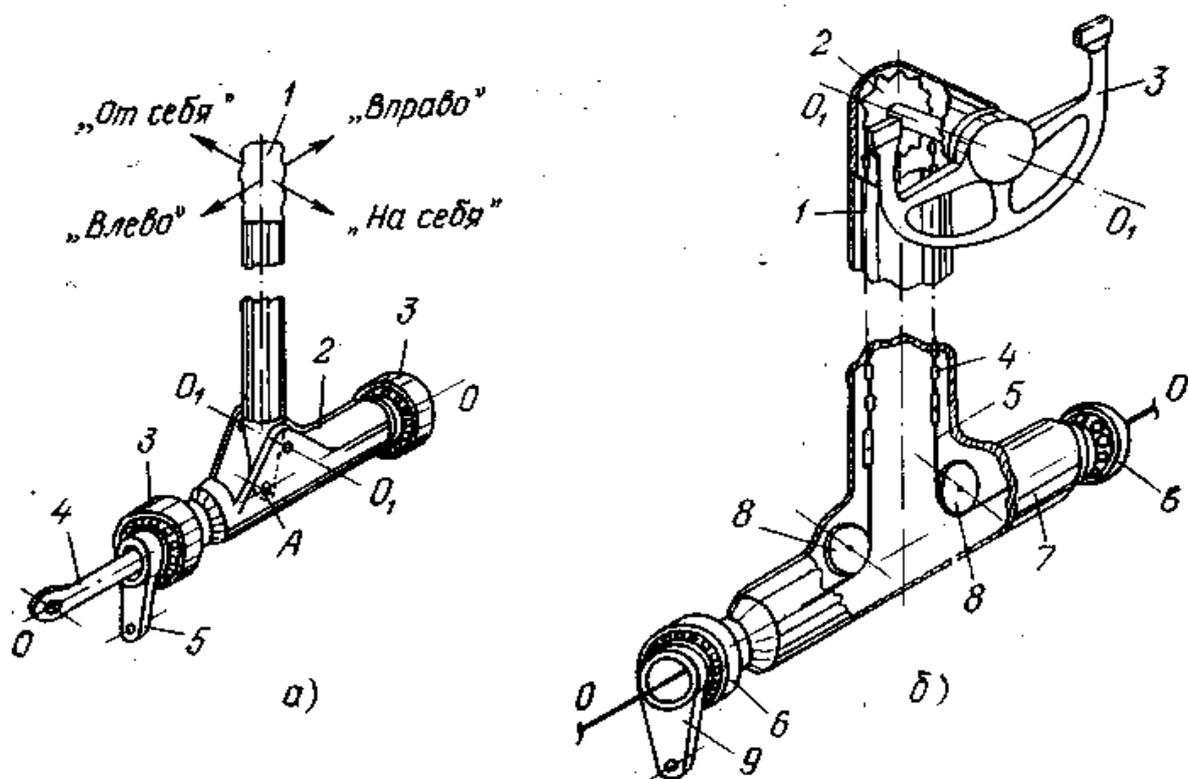


Рис. 1.2

На ручке (рис.1.4) или штурвале управления самолетом часто размещают средства управления режимами функционирования СУЛА: кнопка отключения САУ – 2; кнопка включения режима приведения к горизонту – 3; гашетка совмещённого управления САУ – 1; кнопка управления электромеханизмами триммерного эффекта продольного и поперечного каналов управления 4.

В соответствии с физиологическими возможностями человека и класса самолёта предъявляются следующие требования к перемещениям рычагов управления:

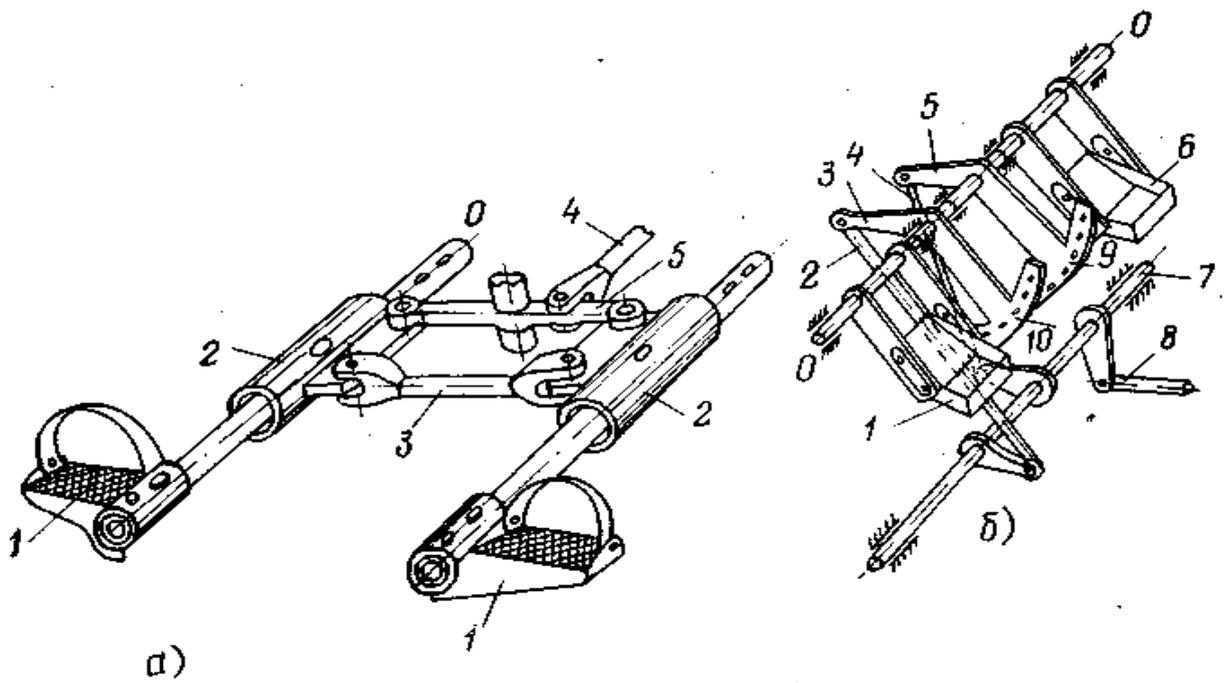


Рис. 1.3

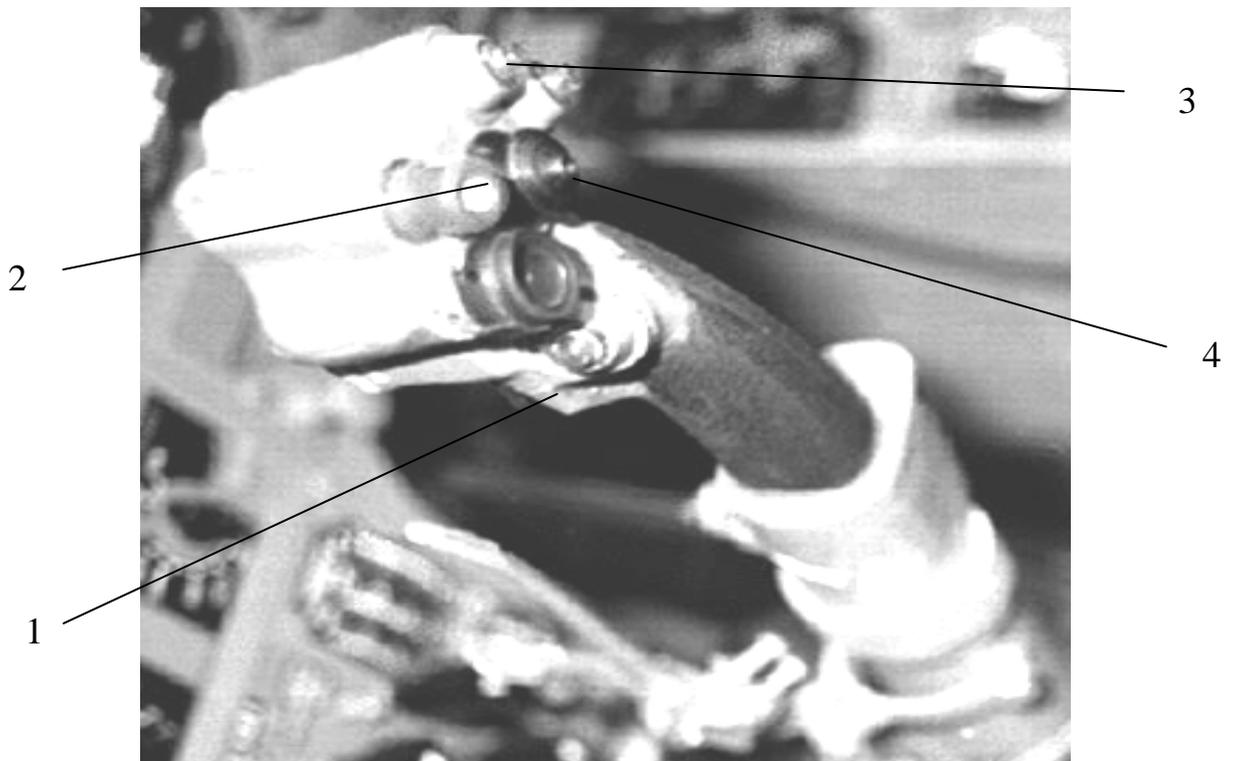


Рис. 1.4. Рукоятка ручки управления самолётом:  
 1 – гашетка САУ; 2 – кнопка отключения САУ;  
 3 – кнопка включения режима приведения к горизонту; 4 – кнопка управления МТЭ

ручки управления (штурвальной колонки) от «себя» – 150...180 мм, «на себя» – 200...400 мм;

ручки управления «вправо-влево» – 150...200 мм;

штурвала «вправо-влево» – 100...180°;

педалей «вперед-назад» – 70...100 мм.

**Средства формирования загрузки КРУ.** В системах прямого управления (рис. 1.5 и 1.6) лётчик прикладывает усилия к КРУ для преодоления шарнирного момента с руля 6. Изменение величины усилий на КРУ лётчик может осуществить поворотом триммера 7 с помощью электромеханизма 8 или непосредственно с помощью тросовой проводки. На некоторых самолётах для снижения нагрузки на лётчика от шарнирных моментов органы управления снабжены дополнительными рулевыми поверхностями небольших размеров – сервокомпенсаторами, которые отклоняются так, чтобы помочь лётчику в управлении. Это отклонение может быть либо по обжатию пружины 10 (пружинный сервокомпенсатор 9 на рис.1.6,*а*), либо в кинематической зависимости по ходу руля 6 (флетнер 11 на рис. 1.6,*в*).

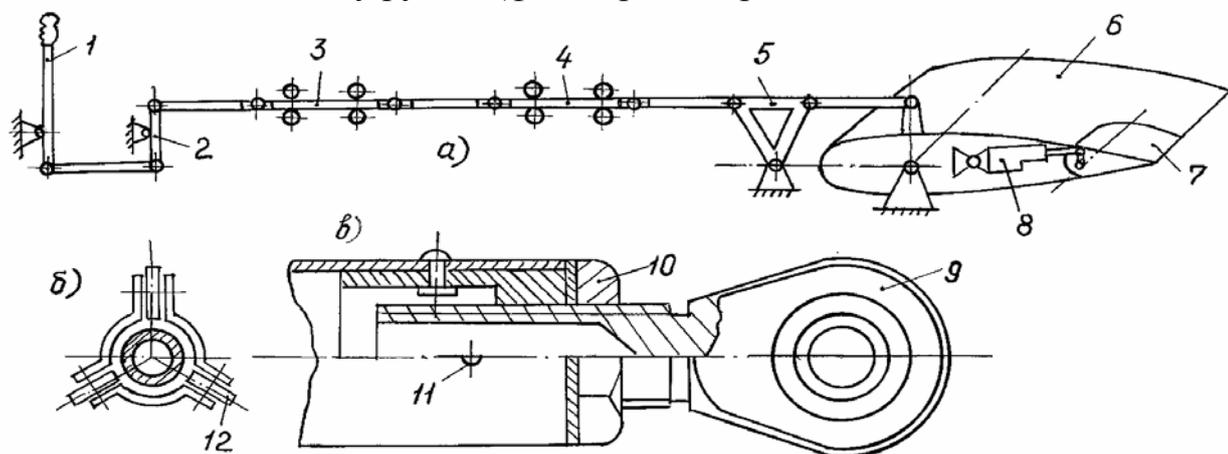


Рис. 1.5

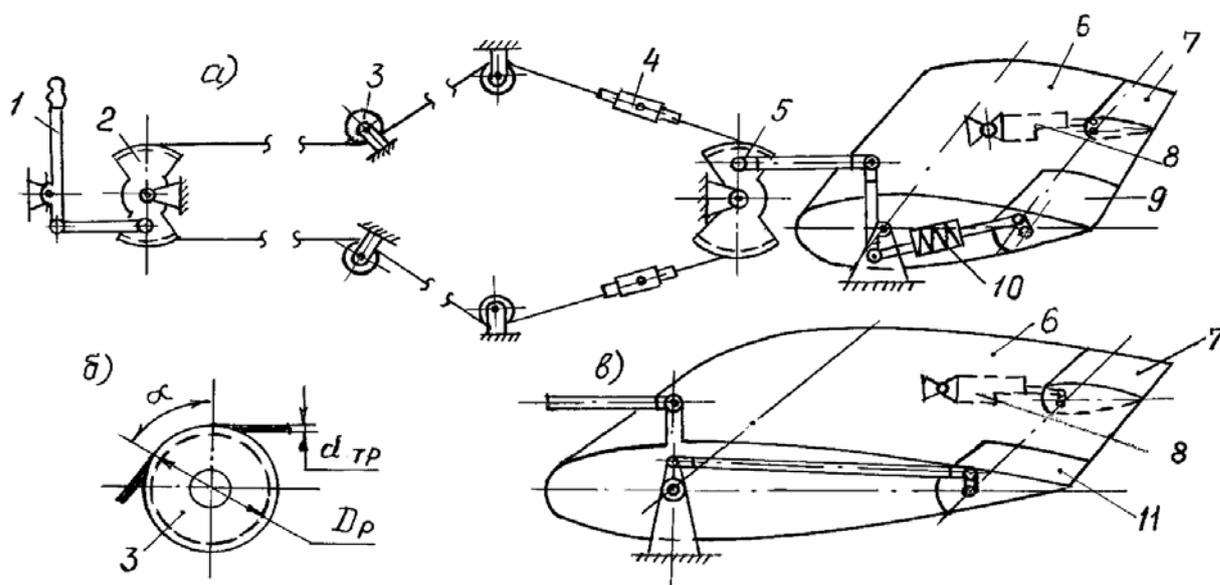


Рис.1.6

Система прямого управления надёжна, экономически выгодна, но не всегда может быть реализована на самолётах большой массы и при полётах на числах  $M > 1$  из-за больших по величине и часто знакопеременных шарнирных моментов. При прямом управлении реакция самолёта на отклонение КРУ зависит от режима полёта. При этом на больших скоростях и малых высотах полёта самолёт обладает повышенной реакцией на отклонение ручки управления

В системах непрямого управления отклонение рулей лётчиком осуществляется с помощью рулевых приводов, включённых, как правило, по необратимой схеме и воспринимающих весь шарнирный момент руля. Лётчик отклонением КРУ управляет перемещением золотника рулевого привода, а РП, увеличивая этот сигнал по мощности за счёт использования энергии давления жидкости гидросистемы, отклоняет руль.

Средства формирования загрузки в системах непрямого управления обеспечивают лётчику обратную связь по усилиям и перемещениям КРУ при отклонении органов управления и изменении режима полета. К данным средствам относятся: загрузочные механизмы, исполнительные устройства системы регулирования загрузки, механизмы триммерного эффекта.

В качестве *загрузочных механизмов* наибольшее распространение получили пружинные механизмы (позиция 2 на рис 1.7).

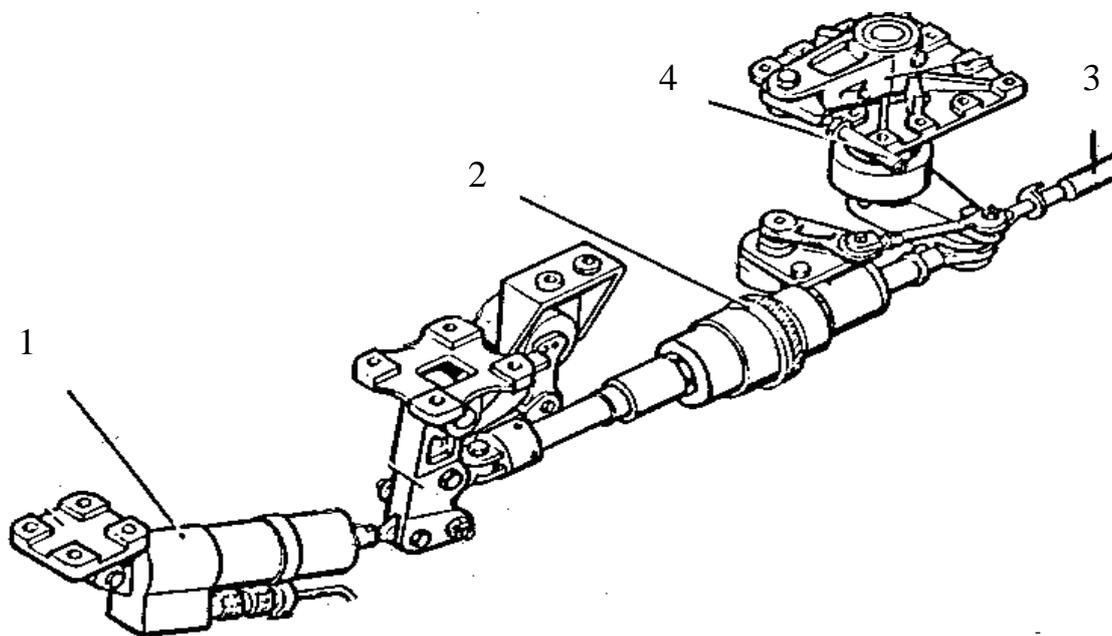


Рис.1.7. Средства формирования загрузки ручки управления:

- 1 – электромеханизм МП-100М триммерного эффекта; 2 – механизм загрузки;  
3 – тяга от ручки управления; 4 – тяга к приводу органа управления.

Создаваемые ими усилия увеличиваются по заданным законам по мере отклонения ручки и педалей от нейтрального положения. Основным конструктивным недостатком пружинных загрузителей является наличие тру-

щихся при работе подвижных элементов. Это создаёт в механической проводке управления дополнительную силу трения, которая может ухудшать характеристики управляемости. Снижение трения в загрузочных механизмах возможно путем применения так называемых торсионных загрузжателей. В этих механизмах усилие загрузки рычага, пропорциональное его отклонению от нейтрального положения, создается в результате упругой закрутки специального работающего на кручение стержня – торсиона. Торсионные загрузжатели занимают мало места, просты по конструкции, существенно легче загрузочных устройств других видов.

*Исполнительные устройства системы регулирования загрузки по сигналам соответствующих вычислителей обеспечивают изменение передаточного числа между ручкой управления и пружиной загрузочного механизма в зависимости от скорости и высоты полёта.*

*Механизм триммерного эффекта (МТЭ) необходим для снятия усилий с КРУ на установившихся режимах полета. МТЭ устанавливаются в системах продольного, поперечного и путевого управления. Каждый из МТЭ (позиция 1 на рис. 1.7) кинематически связан с загрузочным механизмом соответствующей системы. Уменьшение до нуля балансирующих усилий на ручке и педалях осуществляется перемещением корпуса механизма загрузки. Нейтральное положение всех электромеханизмов контролируется по сигнальным лампам на приборной доске.*

В системах управления современных ЛА могут применяться дополнительные загрузжатели, включающиеся в работу на определенных режимах полета. Данные механизмы предназначены, как правило, для введения ограничения на отклонения КРУ с целью предотвращения выхода ЛА на нерасчетные режимы.

**Проводка управления** предназначена для передачи управляющих сигналов летчика к органам управления (рулевым приводам). Механическая проводка управления может быть:

*жесткой*, состоящей из трубчатых тяг (рис.1.5,*a*), качалок и роликовых направляющих. Принадлежность тяг к определенному каналу управления определяется, как правило, по их маркировке (числу и цвету маркировочных колец), а также по чертежным номерам;

*гибкой* (рис.1.6,*a*), включающей тросы, секторы, тандеры и роликовые направляющие. Секторы устанавливаются в местах начала и окончания тросовой проводки и предназначены для перехода от жёсткой проводки к гибкой, и наоборот. Тандеры обеспечивают необходимое натяжение тросов;

*смешанного типа.*

Гибкая проводка примерно одинакова по массе с жёсткой по условиям обеспечения требуемой жёсткости, но по компоновочным соображениям она значительно выгоднее. Однако имеется и ряд существенных недостатков, что ограничивает ее применение: большие силы трения, меньшая надежность и боевая живучесть, большая зависимость жёсткости от температуры окружающей среды. Гибкая проводка управления нашла широкое применение на некоторых типах самолётов, а также в системе управления рулевым винтом

одновинтовых вертолётов. Для повышения надежности и боевой живучести проводка управления дублируется. В эксплуатации осуществляется контроль натяжения тросов и их состояния.

Проводка управления кроме перечисленных выше составляющих содержит:

упоры, обеспечивающие ограничение ее перемещений с целью предохранения от чрезмерной нагрузки. Обычно ограничивается ход проводки в непосредственной близости КРУ и рулевых приводов;

балансировочные грузы, исключаяющие перемещение элементов СНУ при маневрировании ЛА;

элементы, предназначенные для компенсации деформаций конструкции ЛА (пружинные тяги, компенсационные качалки, регуляторы натяжения тросов);

механические суммирующие устройства (дифференциальные качалки, раздвижные тяги), обеспечивающие включение сигналов СУУ и САУ в контур управления.

Точность передачи управляющих сигналов лётчика к органам управления зависит от жёсткости проводки управления, величины сил трения, люфтов.

Для увеличения *жёсткости проводки* и ее элементов стремятся заменить элементы, работающие на изгиб и кручение, элементами, воспринимающими только продольные силы. Особое внимание при проектировании обращается на крепление элементов проводки к конструкции ЛА.

*Трение* в жестких проводках в большей степени определяется трением в поворотных и направляющих элементах и зависит от типа смазки, посадочных размеров гнезд подшипников и типа подшипников. Для уменьшения трения подвижные элементы проводки устанавливаются на шариковых или роликовых подшипниках. Трение тросовых проводок зависит от типа и диаметра троса, диаметра роликов, угла их охвата, числа роликов, усилия натяжения троса, материала проводки.

Уменьшение *люфта* достигается уменьшением числа соединительных элементов и применением в этих элементах подшипников качения.

Люфты и сила трения в проводке управления нормируются и контролируются в процессе эксплуатации.

**Система регулирования передаточного числа** проводки управления обеспечивает заданные характеристики статической управляемости самолетов. Система в общем случае включает:

нелинейный механизм, обеспечивающий нелинейный закон отклонения руля в зависимости от отклонения КРУ;

исполнительное устройство системы регулирования передаточного числа проводки.

## 1.2. ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМАМ НЕАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

К СНУ предъявляются следующие основные требования:

размещение механизмов, тяг, тросов, и других деталей должно исключать возможность соприкосновения их с другими элементами конструкции ЛА, а также попадание в систему посторонних предметов;

конструкция системы должна обеспечивать плавную, без запаздывания работу органов управления и исключать возможность возникновения таких упругих деформаций и люфтов, которые могут привести к нежелательным изменениям характеристик устойчивости и управляемости ЛА;

органы управления должны обеспечивать на всех режимах и в особых ситуациях полета управляемость ЛА при усилиях на КРУ, соответствующих нормируемым для данного типа;

деформация фюзеляжа, крыла и проводок управления не должна вносить существенных искажений в работу системы управления или приводить к ее заклиниванию;

все сочленения и механизмы системы управления должны быть доступны для осмотра и обслуживания через смотровые люки.

## 1.3. ДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА СИСТЕМЫ НЕАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Динамические свойства СНУ рассмотрим на примере системы управления продольного канала, кинематическая схема которой представлена на рис.1.8,а. Входным сигналом СНУ является усилие  $P_B$ , прикладываемое лётчиком к ручке управления, а выходом – отклонение органа управления  $\delta_B$ .

Для вывода зависимости  $\delta_B = f(P_B)$  примем следующие допущения:

будем полагать, что ЛА совершает равномерное поступательное движение при сбалансированных рычагах управления. В этом случае при рассмотрении СНУ можно исключить МТЭ, а загрузочный механизм представить пружиной постоянной жёсткости;

нагрузка от шарнирного момента руля на рычаги управления не передается, так как РП включён по необратимой схеме;

ограничимся только малыми перемещениями ручки управления. Тогда из рассмотрения могут быть исключены средства регулирования передаточного числа проводки управления;

инерционные характеристики подвижных частей проводки управления от ручки до РП представим сосредоточенной массой  $m_{np}$  на ручке управления, а от рулевого привода до стабилизатора – приведенным моментом инерции  $J_\delta$  на оси стабилизатора;

распределенную жёсткость проводки на участке от ручки управления до загрузочного механизма заменим жёсткостью  $c_1$ , а от РП до стабилизатора –  $c_\delta$ ;

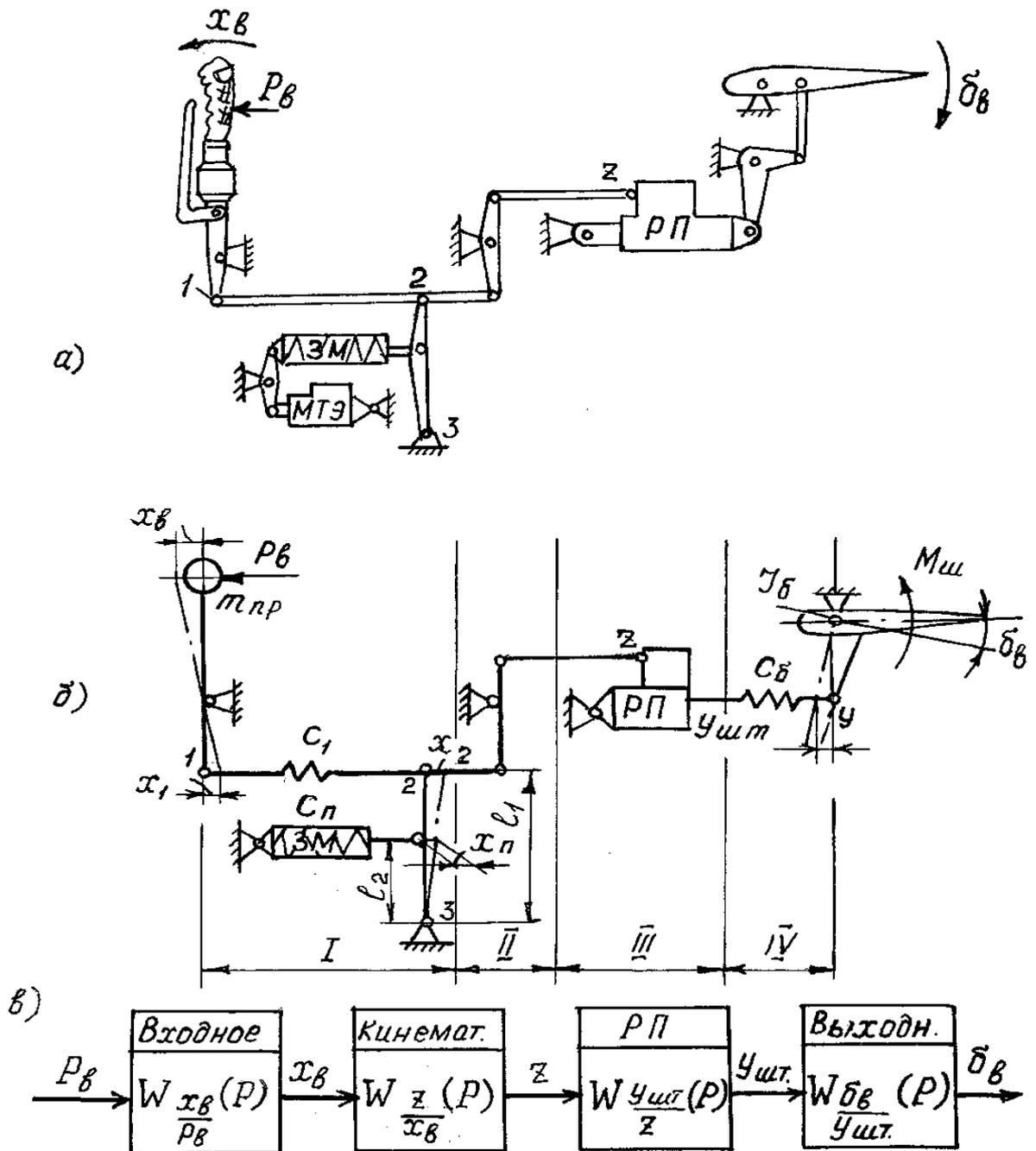


Рис. 1.8

жёсткость загрузочного механизма (ЗМ) считаем постоянной и равной  $c_n$ ;

проводка управления от точки 2 до рулевого привода абсолютно жёсткая (в силу малости усилий на этом участке);

люфты в проводке управления отсутствуют;

силы трения на участке до РП представим эквивалентной силой вязкого трения  $P^x \dot{x}_e$ , приведенной к ручке управления, а на участке от РП – в виде приведенного к рулю эквивалентного момента вязкого трения  $M_{тр}^{\delta} \dot{\delta}$ ;

коэффициенты передач в системе постоянны;

РП обладает достаточным запасом по развиваемому усилию и скорости перемещения штока.

При принятых допущениях СЧУ может быть представлена схемой, показанной на рис.1.8,б.

Для рассмотрения динамических свойств условно разделим СЧУ на четыре последовательно соединенных звена, через которые проходит входной сигнал:

- входное – от ручки до точки 2;
- кинематическое – от точки 2 до золотника РП;
- рулевой привод;
- выходное звено.

Структурная схема системы неавтоматического управления при таком разбиении будет иметь вид, изображенный на рис.1.8,в, и передаточную функцию СЧУ:

$$W_{\text{СЧУ}}(p) = W_{\frac{x_e}{P_B}}(p) W_{\frac{z}{x_e}}(p) W_{\frac{y_{\text{ум}}}{z}}(p) W_{\frac{\delta_e}{y_{\text{ум}}}}(p), \quad (1.1)$$

где  $W_{\frac{x_e}{P_B}}(p)$ ,  $W_{\frac{z}{x_e}}(p)$ ,  $W_{\frac{y_{\text{ум}}}{z}}(p)$ ,  $W_{\frac{\delta_e}{y_{\text{ум}}}}(p)$  – передаточные функции входного звена, кинематического звена, рулевого привода и выходного звена соответственно.

Для вывода передаточной функции СЧУ выведем передаточные функции входящих в неё звеньев.

**Вывод передаточной функции входного звена.** На ручку управления действуют три силы: усилие  $P_B$ , прикладываемое лётчиком; сила трения, пропорциональная скорости перемещения ручки  $P\dot{x}\dot{x}_e$ , и сила упругости, пропорциональная жёсткости проводки  $c_1$ . Дифференциальное уравнение движения входного звена получим из уравнения движения ручки:

$$m_{np}\ddot{x}_e = P_B - P\dot{x}\dot{x}_e - \kappa_1 c_1(x_1 - x_2) \quad (1.2)$$

В данном уравнении усилие лётчика  $P_B$  – входное воздействие, а перемещение ручки управления  $x_e$  – выходной сигнал. Для определения передаточной функции  $W_{\frac{x_e}{P_B}}(p)$  необходимо определить зависимости перемещений

т.1  $x_1 = f(x_e)$  и т. 2  $x_2 = f(x_e)$  (см. рис.1.8,б).

Введем кинематическое соотношение, связывающее перемещение рычага управления  $x_e$  и перемещение  $x_1$  точки 1

$$x_1 = \kappa_1 x_e. \quad (1.3)$$

Второе выражение найдем из условия равновесия моментов звена 2-3, полагая, что  $x_n = \frac{l_2}{l_1} \cdot x_2 = \kappa_n x_2$ :

$$c_1(x_1 - x_2)l_1 = x_n c_n l_2; \quad c_1(x_1 - x_2) = \kappa_n^2 c_n x_2.$$

Подставим в полученное уравнение выражение (1.3) и определим необходимую зависимость

$$x_2 = \frac{c_1}{\kappa_n^2 c_n + c_1} x_1 = \frac{\kappa_1 c_1}{\kappa_n^2 c_n + c_1} x_{\text{в}} . \quad (1.4)$$

Подставим теперь (1.4) и (1.3) в уравнение (1.2). В результате исходное уравнение имеет вид

$$m_{np} \ddot{x}_{\text{в}} = P_{\text{В}} - \kappa \dot{x}_{\text{в}} - \frac{\kappa_1^2 c_1 \kappa_n^2 c_n}{\kappa_n^2 c_n + c_1} x_{\text{в}} .$$

Представив это уравнение в операторной форме и проведя необходимые преобразования, получим искомую передаточную функцию входного звена

$$W_{\frac{x_{\text{в}}}{P_{\text{В}}}}(p) = \frac{1/m_{np}}{p^2 + (\kappa \dot{x}/m_{np})p + \frac{c_1 \kappa_1^2 c_n \kappa_n^2}{m_{np}(c_1 + c_n \kappa_n^2)}} = \frac{\kappa_{\text{вх}}}{p^2 + 2n_{\text{вх}}p + \Omega_{\text{вх}}^2} \quad (1.5)$$

Анализ передаточной функции позволяет сделать следующие выводы:

динамические свойства входного звена при принятых допущениях описываются звеном второго порядка и определяются относительным коэффициентом затухания  $\xi_{\text{вх}} = n_{\text{вх}}/\Omega_{\text{вх}}$  и частотой собственных колебаний  $\Omega_{\text{вх}}$ ;

хорошие динамические свойства звена будут при рабочих частотах входного сигнала  $\omega \ll \Omega_{\text{вх}}$  и малых  $\xi_{\text{вх}} = n_{\text{вх}}/\Omega_{\text{вх}}$ ;

собственная частота зависит от коэффициентов передачи  $\kappa_1$ ,  $\kappa_n$ , жесткости проводки  $c_1$  и ее массы  $m_{np}$ , а также от жесткости загрузочного механизма  $c_n$ . Собственная частота увеличивается при уменьшении массы проводки и увеличении её жёсткости  $c_1$ ;

уменьшение трения в проводке управления (уменьшение коэффициента  $\kappa \dot{x}$ ) и увеличение  $\Omega_{\text{вх}}$  обеспечивают получение малых  $\xi_{\text{вх}}$  при приемлемой колебательности переходных процессов. Чрезмерно большие силы трения приводят к затягиванию переходных процессов и, как следствие, к большим искажениям в передаче управляющих сигналов;

установившееся значение перемещения ручки управления определяется следующим выражением

$$x_{\text{вуст}} = W_{\frac{x_{\text{в}}}{P_{\text{В}}}}(p=0)P_{\text{В}} = \frac{\kappa_{\text{вх}}}{\Omega_{\text{вх}}^2} P_{\text{В}} ,$$

откуда  $x_{\text{вуст}} = \frac{c_1 + c_n \kappa_n^2}{c_1 c_n \kappa_1^2 \kappa_n^2} P_{\text{В}}$ , то есть приведенная масса проводки управле-

ния не влияет на установившееся значение отклонения КРУ, но оно зависит от жёсткости проводки и жёсткости пружины загрузочного механизма.

**Вывод передаточной функции кинематического звена.** При принятых допущениях динамические характеристики кинематического звена можно описать усилительным звеном

$$z = \kappa_z x_2 = \kappa_z \frac{c_1 \kappa_1}{c_1 + c_n \kappa_n^2} x_6,$$

то есть 
$$W_{\frac{z}{x_6}}(p) = \kappa_z \frac{c_1 \kappa_1}{c_1 + c_n \kappa_n^2}.$$

Из полученного выражения следует, что при заданной жёсткости загрузочной пружины перемещение золотника РП будет зависеть от жёсткости проводки управления. Это нежелательно, так как приводит к искажению управляющего сигнала. Поэтому необходимо обеспечить высокую жёсткость проводки, то есть добиться, чтобы  $c_1$  было много больше  $c_n \kappa_n^2$ . Конструктивно это можно обеспечить, устанавливая загрузочные механизмы как можно ближе к КРУ. В этом случае нагруженный участок между точками 1 и 2 будет короче, а, следовательно, его жёсткость выше. Тогда передаточная функция кинематического звена будет иметь вид

$$W_{\frac{z}{x_6}}(p) = \kappa_z \frac{c_1 \kappa_1}{c_1 + c_n \kappa_n^2} \approx \kappa_z \kappa_1. \quad (1.6)$$

При соблюдении данных условий выражение для определения установившегося значения перемещения рычага управления  $x_{6,уст}$  запишется следующим образом

$$x_{6,уст} = \frac{c_1 + c_n \kappa_n^2}{c_1 c_n \kappa_1^2 \kappa_n^2} P_B \approx \frac{1}{c_n \kappa_1^2 \kappa_n^2} P_B = \frac{1}{C_B} P_B,$$

где  $C_B = c_n \kappa_1^2 \kappa_n^2 = \frac{\Delta P_B}{\Delta x_6}$  (1.7)

– жёсткость загрузки ручки – жёсткость пружины загрузочного механизма, приведенная к ручке. Отметим, что жёсткость загрузки зависит не только от жёсткости пружины загрузочного механизма, но и от квадрата передаточного числа проводки от ручки до загрузочного механизма  $\kappa_1^2 \kappa_n^2$ . Данное свойство используется при построении автоматов регулирования загрузки.

**Пример.**

Определить жёсткость загрузки ручки  $C_B$  и потребное усилие для её отклонения на величину  $\Delta x_6 = 200$  мм, если при этом пружина загрузочного механизма с жёсткостью  $c_n = 60$  кН/м сожмётся на  $\Delta x_n = 20$  мм.

Передаточное число проводки от ручки до загрузочной пружины

$$\mu = \kappa_1 \kappa_n = \frac{\Delta x_n}{\Delta x_6} = \frac{20}{200} = 0,1;$$

жёсткость загрузки ручки

$$C_B = (\kappa_1 \kappa_n)^2 C_n = (0,1)^2 60000 = 600 \text{ Н/м};$$

потребное усилие на ручке

$$P_B = C_B \Delta x_e = 600 \times 0,2 = 120 \text{ Н}.$$

**Вывод передаточной функции выходного звена.** Предположим, что система управления обладает большим быстродействием и при отклонении руля угол атаки не успевает измениться. Тогда шарнирный момент руля можно представить в виде  $M_{ш} = -M_{ш}^{\delta} \delta - M_{ш}^{\dot{\delta}} \dot{\delta}$ . Дифференциальное уравнение движения руля (выходного звена) запишется в следующем виде:

$$I_{\delta} \ddot{\delta}_e = -M_{ш}^{\delta} \delta_e - M_{ш}^{\dot{\delta}} \dot{\delta}_e - M_{тр}^{\dot{\delta}} \dot{\delta}_e - \kappa_{\delta}^y c_{\delta} (y - y_{шт}).$$

Данное уравнение показывает, что усилие, действующее на участке от рулевого привода до органа управления, уравнивается аэродинамическим шарнирным моментом  $M_{ш}$ , моментом трения  $M_{тр}^{\dot{\delta}}$  и инерционным моментом  $I_{\delta} \ddot{\delta}_e$ . Полагаем, что  $\delta_e = \kappa_{\delta}^y y$ . Тогда

$$I_{\delta} \ddot{\delta}_e = -M_{ш}^{\delta} \delta_e - M_{ш}^{\dot{\delta}} \dot{\delta}_e - M_{тр}^{\dot{\delta}} \dot{\delta}_e - c_{\delta} \delta_e + \kappa_{\delta}^y c_{\delta} y_{шт}.$$

После преобразования получим искомую передаточную функцию

$$W_{\frac{\delta_e}{y_{шт}}}(p) = \frac{\kappa_{\delta}^y c_{\delta} / I_{\delta}}{p^2 + \frac{(M_{тр}^{\dot{\delta}} + M_{ш}^{\dot{\delta}})}{I_{\delta}} p + \frac{(c_{\delta} + M_{ш}^{\delta})}{I_{\delta}}} = \frac{\kappa_{вых}}{p^2 + 2n_{вых} p + \Omega_{вых}^2}. \quad (1.8)$$

Таким образом, выходное звено представляет собой звено второго порядка. Но в отличие от входного звена характеристика затухания может стать отрицательной из-за большой по абсолютной величине составляющей шарнирного момента  $M_{ш}^{\dot{\delta}} < 0$  («маховая тряска» на трансзвуке). Для предотвращения колебания органов управления (увеличения момента трения  $M_{тр}^{\dot{\delta}}$ ) устанавливаются гидравлические демпферы или демпферы сухого трения.

Из (1.8) следует, что при одном и том же перемещении штока рулевого привода  $y_{шт}$  отклонение стабилизатора  $\delta_{e,уст}$  будет различным и зависеть от режима полета, т.е. управляющий сигнал летчика будет искажаться. Для устранения этого явления необходимо увеличить жёсткость выходного звена.

При  $c_{\delta} \rightarrow \infty$  влиянием производной  $M_{ш}^{\dot{\delta}}$  можно пренебречь.

Тогда

$$\delta_{e,уст} = \frac{\kappa_{\delta}^y}{1 + M_{ш}^{\delta} / c_{\delta}} y_{шт} \approx \kappa_{\delta}^y y_{шт} \quad (1.9)$$

Конструктивно для обеспечения этого рулевые приводы устанавливаются в непосредственной близости к органу управления, и тяги, соединяющие привод и орган управления, делают максимально жёсткими.

Анализируя выражения (1.1), (1.5), (1.6) и (1.9), можно отметить, что даже без учета динамики РП передаточная функция СНУ описывается звеном как минимум четвертого порядка.

Отклонение органа управления по окончании переходного процесса определится следующим образом:

$$\delta_{e_{уст}} = W_{СНУ}(p=0)P_B = \frac{1}{C_B} k_1 k_z k_{\delta}^y k_{yc} P_B = \frac{K_B}{C_B} P_B, \quad (1.10)$$

$$\text{где } K_B = k_1 k_z k_{yc} k_{\delta}^y = \frac{\Delta \delta_e}{\Delta x_e} \quad (1.11)$$

– передаточное число проводки управления от ручки к органу управления;  $k_{yc}$  – коэффициент усиления рулевого привода, характеризующий преобразование перемещения входной качалки  $z$  в соответствующее перемещение штока  $y_{шт}$ .

Для идеальной системы управления, когда можно считать проводку абсолютно жёсткой, а запаздывания в звеньях системы пренебрежимо малы, передаточная функция СНУ будет иметь вид:

$$W_{СНУ}(p) = W_{\frac{\delta_e}{P_e}}(p) = \frac{K_B}{C_B}, \quad (1.12)$$

то есть представляет собой усилительное звено.

При правильно сконструированной системе управления основные искажения в передачу управляющих сигналов будет вносить РП.

## 1.4. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ЭЛЕКТРОДИСТАНЦИОННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ (ЭДСУ)

### 1.4.1. Состав ЭДСУ и её динамические свойства

Как видно из принципиальной схемы ЭДСУ, приведенной на рис.0.5 введения, в её состав входят:

- ручка управления;
- загрузочный механизм ЗМ;
- электромеханизм триммерного эффекта МТ;
- датчик положения ручки (или датчик усилий) Д;
- вычислитель;
- электрогидравлический рулевой привод ЭГРП;
- орган управления;
- датчики параметров движения;
- система контроля.

Из схемы видно, что в ЭДСУ отсутствует механическая проводка от ручки управления до рулевого привода, а вместо неё имеется электрическая или волоконно-оптическая проводка. Механическая проводка представлена только участками от рулевого привода до руля и от ручки управления до загрузочного механизма.

Отличительной особенностью ЭДСУ является не только отсутствие механической проводки, но и наличие в её составе ЭГРП, системы контроля, и системы обеспечения устойчивости и управляемости, обеспечивающей заданную реакцию самолёта на управляющие действия лётчика. Таким образом, ЭДСУ представляет собой автоматизированную систему ручного управления.

Как и в системе с механической проводкой, для исследования динамических свойств ЭДСУ её также можно представить из четырёх последовательно соединённых звеньев: входного, усилительно-преобразующего, ЭГРП и выходного.

Динамические свойства входного и выходного звеньев можно, как и в СНУ с механической проводкой, представить колебательными звеньями. Однако отсутствие механической проводки позволяет получить лучшие динамические свойства входного звена, а следовательно, и всей системы управления, так как уменьшаются люфты, трение и масса проводки управления. Если во входном звене силы сухого и вязкого трения малы, то для демпфирования колебаний ручки устанавливаются демпфер ручки (РД).

Усилительно-преобразующее звено, включающее вычислитель с датчиком положения ручки, можно считать усилительным звеном, так как датчик выполняется обычно индукционным с хорошими динамическими свойствами.

Помимо лучших динамических свойств достоинствами ЭДСУ являются:

ЭДСУ в меньшей степени подвержена влиянию упругих и температурных деформаций планера и проводки управления;

в ЭДСУ легко сочетать автоматическое и ручное управление;

многократно резервированная ЭДСУ имеет более высокую боевую живучесть;

ЭДСУ обеспечивает выигрыш в массе и объёме, улучшает эксплуатационные характеристики за счёт унификации систем управления и простоты технического обслуживания;

ЭДСУ позволяет реализовать более сложные алгоритмы её работы и расширить круг решаемых задач.

К недостаткам ЭДСУ можно отнести её подверженность влиянию электромагнитных и рентгеновских излучений.

#### **1.4.2. Мероприятия по повышению надёжности ЭДСУ**

Переход к ЭДСУ был подготовлен предыдущими разработками в области автоматизированных систем управления. Разработка и внедрение СУУ повышенной эффективности (Ту-144, Ту-154, Ан-124, Ил-96), а также ди-

станционной системы управления с резервным механическим управлением (Т-4) создали надёжную базу, на основе которой была создана ЭДСУ в качестве уже основной системы управления рулями самолета (Су-27). ЭДСУ должна отвечать всем общим требованиям к надёжности управления и безопасности полёта.

Критическими элементами ЭДСУ являются источники электропитания, гидравлика, датчики полётной информации, вычислитель, электрогидравлические рулевые приводы и линии связи.

Основным направлением обеспечения заданной надёжности ЭДСУ следует считать **повышение надёжности ее отдельных элементов**. Однако существующая надёжность элементной базы пока недостаточна. Поэтому в настоящее время требуемая надёжность ЭДСУ достигается за счет различных способов резервирования.

Используется следующий подход.

Наиболее высокий показатель в отношении надёжности имела механическая система управления (МСУ), по которой имелись вполне достоверные данные о функционировании в различных условиях эксплуатации в течение многих лет на обширном парке самолётов. Поэтому характеристики надёжности МСУ могли быть использованы в качестве эталона при разработке ЭДСУ. Но для этого необходимо иметь количественный показатель в виде вероятности отказа или вероятности исправной работы МСУ на час полёта. Такой показатель мог быть получен на основании статистических данных по аварийности объектов, эксплуатируемых в схожих условиях.

В США аварии гражданских самолётов по причине отказа МСУ проходили с частотой  $2,3 \cdot 10^{-7}$  на час полёта в 1952-1959 гг. и  $1,19 \cdot 10^{-7}$  в 1962-1969 гг. В дальнейшем данный показатель был снижен до величины  $1,0 \cdot 10^{-7}$  на час полёта. Для военной авиации США за период 1964-1973 гг. было установлено, что из-за отказа систем управления происходили аварии истребителей с частотой  $5,4 \cdot 10^{-6}$ , а бомбардировщиков –  $5,5 \cdot 10^{-7}$  на час полёта.

На основании этих данных был принят прогнозируемый уровень вероятности отказа ЭДСУ, равный  $2,3 \cdot 10^{-7}$  на час полёта. Нерезервированные электрические, электронные и гидравлические системы не могли обеспечить такой уровень надёжности, поэтому необходимо было их резервировать. Установление количественных норм дало разработчику систем обоснованно выбрать необходимый уровень и схему резервирования.

Применение резервирования имеет и свои особенности:

увеличение числа каналов резервирования ведет к увеличению массы, габаритов, стоимости и сложности системы;

резервирование применяется при отсутствии достоверных статистических данных о надёжности элементов ЭДСУ;

увеличение числа каналов резервирования снижает среднее время наработки системы на отказ.

Возможны две основные схемы резервирования:

резервирование целых каналов;

резервирование отдельных элементов системы управления.

В ЭДСУ обычно используется первая схема.

В литературе системы с числом каналов, равным двум, называются дуплексными, трем – триплексными, четырем – квадруплексными (по латыни).

При располагаемом уровне надежности элементной базы электромеханических и электрогидравлических систем, существовавших во время внедрения первых ЭДСУ в 1960-1970-х годах (Т-4, Ту-144), вероятность отказа, нерезервированного электрогидравлического канала, оценивалась величиной  $1,0 \cdot 10^{-3}$  на час полёта. Приближённые оценки вероятностей отказа 3-х и 4-х канальных систем (при условии, что 3-х канальная система отказывает после второго последовательного отказа канала, а 4-х канальная – после третьего), соответственно имеют значения (на час полёта):

$$Q_{\text{СДУ}}^{(3)} \approx 3 \cdot 10^{-6} < Q_{\text{МСУ}} < Q_{\text{СДУ}}^{(4)} \approx 4 \cdot 10^{-9}.$$

Следовательно, надёжность четырёхканальной ЭДСУ оказывается выше, чем надёжность нерезервированной МСУ.

Практика показала, что применение резервирования явилось наиболее эффективной мерой повышения надёжности управления и безопасности полёта при отказах в функционально значимых системах ЛА. Резервирование позволяет сохранить работоспособность системы управления при определенном числе и видах отказов. Резервирование окупается повышением безопасности полёта как при отказах системы, так и при возможных ошибках в эксплуатации системы, а также при отказах в смежных системах (разрушении их агрегатов, взрывах, локальном пожаре и т.д.).

### 1.4.3. Особенности цифровых ЭДСУ

Увеличение сложности управляющей части современных самолётов (главным образом из-за увеличения числа поверхностей управления и их приводов), расширение функций системы управления, а также ужесточение требований к динамике систем, точности обработки их сигналов и надёжности управления обусловило необходимость повышения эффективности управляющей части за счет использования достижений в области электронных систем управления.

При сохранении аналоговых электрических связей затрудняется обеспечение необходимой точности обработки сигналов и интеграция управляющей части из-за необходимости применения большого числа проводов для соединения каждого функционального сигнала с оборудованием, входящим в систему управления. Поэтому более эффективной является ЭДСУ, основанная на цифровой технологии. Применение БЦВМ в системе управления ЛА имеет целью более эффективно по сравнению с аналоговой системой обеспечить обработку данных и управление вычислительным процессом в системе управления, включая:

сбор и хранение больших объёмов информации от датчиков различных систем и КРУ;

обработку большого объёма информации и представление её в обобщенном виде на индикаторах;

формирование командного сигнала высокой точности с учетом изменения характеристик самолета и режимов его полета, наличия ограничений по аэродинамике и прочности ЛА;

контроль СУЛА, осуществление перестройки структуры системы при отказах (реконфигурация СУЛА).

Возможности цифровой техники при выполнении перечисленных функций в значительной мере зависят от степени совершенства применяемой БЦВМ (разрядности, объёма ПЗУ и ОЗУ, тактовой частоты процессора). В настоящее время в авиации находят применение 16-ти и 32-х разрядные микропроцессоры.

При переходе к цифровой форме сигнала может быть осуществлена передача множества сигналов функциональных систем по одной шине, состоящей из двух скрученных экранированных проводов, но с определённой дискретной частотой и последовательностью. Причём, эта частота должна быть 50...100 МГц, чтобы обеспечить скорость передачи 1...2 Mbit/c. Для волоконно-оптических связей скорость передачи сигнала может достигать 20 Mbit/c.

Цифровая шина данных является одним из важнейших элементов интеграции электронных систем ЛА. С помощью шины данных могут быть объединены свыше сотни (до 120) различных источников сигналов (терминалов), расположенных в разных местах самолёта. В общем случае используемое число терминалов зависит от пропускной способности шины данных, быстродействия вычислителей, управляющих этим процессом, и пропускной способности связей оборудования с терминалом.

В настоящее время уделяется большое внимание вопросу внедрения в СУЛА цифровых шин данных. Например, стандартная шина MIL-STD-1553В (введена в действие в 1978 г.) применяется примерно на 30 типах ЛА разных стран (В-52, F-4, F-18/A, JAS-39 и др.). На отечественных самолётах применяются шины, близкие по структуре и параметрам шинам MIL-STD-1553В. В качестве основной меры обеспечения заданной надёжности системы с цифровой шиной является её резервирование.

Поэтому в качестве основных мер обеспечения надёжности системы с цифровой шиной рассматриваются меры, применяемые в жизненно важных электронных системах:

резервирование. Шина, выполняющая критические с точки зрения безопасности полётов функции, должна иметь 2-х...3-х кратное резервирование, обеспечивающее сохранение работоспособности после двух последовательных отказов;

эффективная защита шины от отказов типа «общих точек» как аппаратных, так и по линии программного обеспечения.

ЭДСУ с точки зрения безопасности полётов относятся к особой категории функционально значимых систем. В ней не допускаются даже кратковременные перемены в питании, особенно это относится к цифровой ЭДСУ.

Данное положение нашло отражение в нормативных документах: электропитание ЭДСУ должно быть резервированным. При этом, если система не резервирована механической или гидромеханической системами, должно быть исключено полное, даже кратковременное (менее 0,1с) обесточивание системы.

Одной из серьезных проблем, связанной с цифровой ЭДСУ, является проблема обеспечения безопасности полёта при полном отказе цифровой системы, который связан не с отказом аппаратуры во всех каналах, а с программными ошибками, не выявленными на стадии отработки системы. Методы и подходы к оценке надёжности программного обеспечения (ПО) еще недостаточно развиты.

Снять проблему полного отказа цифровой ЭДСУ при исправной аппаратуре может помочь только длительный опыт эксплуатации и отработки цифровых систем. В настоящее время для защиты от полных отказов цифровой ЭДСУ применяется резервное аналоговое управление (F-18, X-29, AFTI, F-16). При этом требуется:

обеспечение уровня характеристик устойчивости и управляемости не ниже третьего;

автоматическое и (или) ручное переключение на резервную систему;

обеспечение отказобезопасности и безопасности полёта при переключении.

Возможны следующие основные виды отказов ПО цифровой ЭДСУ:

отказ типа «переполнение». Может проявиться в форме скачкообразного изменения передаточных чисел и, как следствие, возникновение управляющих сигналов на исполнительные органы. Наиболее вероятными местами возникновения переполнения являются точки, где происходит суммирование сигналов различных контуров. Наиболее вероятны переполнения на режимах малых скоростных напоров, где возникают большие командные сигналы, и режимы полёта с большими угловыми скоростями и перегрузками;

зацикливание алгоритма. Потенциальным источником зацикливания являются блоки, содержащие условные операторы, – блоки контроля входной и выходной информации. Число логических операторов, используемых в бортовой программе, будет тем больше, чем шире применяются алгоритмические методы повышения надёжности системы. Другим источником логических операторов являются нелинейные звенья. При практической отработке ЭДСУ очень сложно рассмотреть все сочетания логических переменных и различных путей от начала алгоритма к его концу. Поэтому для сложных программ может потенциально сохраняться опасность зацикливания из-за ошибок в логических операторах. Данный отказ проявляется в «замораживании» выходного сигнала, т.е. прекращении вычислительного процесса (наиболее вероятный исход);

выход за пределы отведённого участка оперативной памяти. Следствием такой ошибки может быть скачкообразное изменение выходного сигнала. Обнаружение такой ошибки без специальных средств разработки программ-

ного обеспечения может вызвать затруднения, так как ошибка может содержаться на одной из многочисленных ветвей алгоритма, не пройденных при отработке системы.

## 1.5. СВОЙСТВА ЛЁТЧИКА-ОПЕРАТОРА В КОНТУРЕ НЕАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Летчик является главным и наиболее сложным звеном в контуре ручного управления. Характер действий лётчика зависит от многих факторов: целей управления, свойств объекта управления, характеристик системы индикации и др. Управление может осуществляться в одном и нескольких каналах, по одному и нескольким параметрам в каждом канале. Это не позволяет разработать единую математическую модель действий лётчика-оператора, пригодную для всех условий управления. Создаются модели для отдельных задач управления, которые отражают действия лётчика в среднем.

В диапазоне частот 1,2 ...1,5 Гц оказалось возможным характеризовать деятельность квазилинейным звеном. Полученная в экспериментах модель имеет передаточную функцию

$$W_{\frac{\Delta P}{\Delta x}}(p) = W_{\text{л}}(p) = e^{-\tau_{\text{л}} p} \frac{k_{\text{л}}(T_{\text{л1}} p + 1)}{T_{\text{л2}} p + 1} \frac{1}{T_{\text{л3}} p + 1} = \frac{k_{\text{л}} e^{-\tau_{\text{л}} p} (T_{\text{л1}} p + 1)}{(T_{\text{л2}} p + 1)(T_{\text{л3}} p + 1)}. \quad (1.13)$$

Здесь входом для лётчика является отклонение регулируемого параметра  $x$  от заданного  $x_3$  значения:  $\Delta x = x - x_3$ , а выходом – изменение усилий на рычагах управления  $\Delta P$ , а  $k_{\text{л}} = \frac{\Delta P}{\Delta x}$  – коэффициент усиления лётчика.

Модель имеет следующие три блока (рис.1.9):

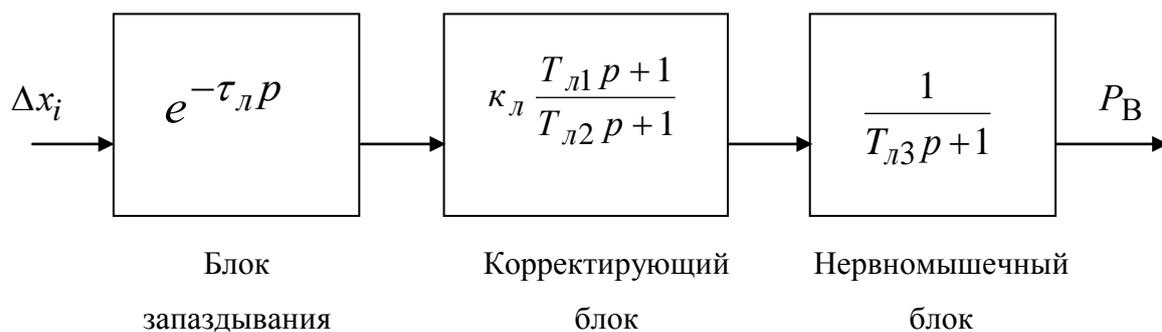


Рис. 1.9. Математическая модель лётчика

**блок запаздывания**, характеризующий время запаздывания лётчика по приёму и распознаванию поступающей информации – время, потребное для возбуждения рецепторов, прохождения сигнала возбуждения нервной системы, для интерпретации полученной информации и осуществления необходимых расчетов ( $\tau_{\text{л}} \approx 0,1 \dots 0,2$  с);

**корректирующий блок**, отражающий способность человека к самонастройке, т.е. к приспособлению своих динамических характеристик к динамическим характеристикам остальной части системы и характеристикам входного сигнала. Этот блок преобразует входной сигнал в команду нейромускульной системе. Настройка блока осуществляется путем изменения значений  $\kappa_{л}$ ,  $T_{л1}$ ,  $T_{л2}$ . Коэффициент  $T_{л1}$  характеризует способность лётчика работать с опережением. Очевидно, что, чем большая величина  $T_{л1}$  требуется для обеспечения хороших динамических свойств системы, тем труднее процесс управления для лётчика, так как необходимое увеличение  $T_{л1}$  требует от оператора большей точности в определении скорости изменения входного сигнала. Эксперименты показывают, что данная величина не превышает 1с. Способность лётчика реагировать с задержкой в переработке информации и выработке решения характеризуется величиной  $T_{л2}$ . Управление с задержкой проще управления с опережением, поскольку лётчику не приходится оценивать скорость изменения входного сигнала (что затруднительно). Эксперименты дают значение  $T_{л2} = 10...20$  с ;

**нервно-мышечный блок**, характеризующий запаздывание между командой, идущей в **нервно-мышечную** систему человека, и реакцией перемещения руки лётчика на команду. Величина  $T_{л3} = 0,1...0,2$  с.

Исследованиями установлено, что человек реагирует на команду изменением усилия, а не перемещением РУС. При наличии усилий на ручке лётчик лучше ощущает положение органа управления и лучше контролирует свои действия (проявляются, таким образом, положительные свойства обратной связи). Именно из этих соображений КРУ ЛА всегда загружаются пропорциональной нагрузкой.

Приведенная квазилинейная модель лётчика страдает рядом недостатков:

человек не работает как чисто линейное звено. Кроме управляющего сигнала он добавляет случайные сигналы – «шум». Однако, как показывают эксперименты, в диапазоне частот до 0,5 Гц уровень этого шума не превышает 5%;

модель не отражает способности лётчика к экстраполяции своей реакции, т.е. при временном исчезновении входного сигнала лётчик продолжает управление примерно в том же виде, как и при наличии сигнала;

человек осуществляет управление дискретно, квантуя перемещение КРУ по времени;

модель не учитывает способности лётчика принимать правильные решения при неполной и даже противоречивой информации.

Созданы более сложные дискретные модели оператора. Но для рассматриваемых частот они дают примерно такие же результаты, что и квазилинейная модель.

Лётчик оценивает обычно объект как плохой в управлении, если требуется вводить корректирующие действия, особенно с прогнозированием. Наиболее благоприятно, по оценкам лётчика, если его действия описываются

передаточной функцией (нейро-мускульным запаздыванием пренебрегаем) усилительного звена с небольшим запаздыванием

$$W_l(p) = \kappa_l e^{-\tau_l p}.$$

В результате исследований установлено, что в пределах своих возможностей лётчик организует управляющую деятельность так, чтобы передаточная функция разомкнутого контура управления оставалась постоянной  $W_l(p) W_{СНУ}(p) W_c(p) = const$ , а величины  $\kappa_l, T_{л1}$  и  $T_{л2}$  регулируются им так, чтобы вся замкнутая система обладала запасом устойчивости по фазе 60...100 град.

## 1.6. ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ЗАМКНУТОГО КОНТУРА «ЛЁТЧИК – СНУ – САМОЛЁТ»

Исследование устойчивости замкнутого контура «лётчик – СНУ – самолёт» проведем на примере продольного канала управления нормальной перегрузкой. Соответствующая структурная схема контура представлена на рис.1.10. Тогда передаточная функция контура будет равна:

$$W_{\frac{n_y}{n_{y3}}}(p) = \frac{W_p(p)}{1 - W_p(p)} = \frac{W_l(p) W_{СНУ}(p) W_c(p)}{1 - W_l(p) W_{СНУ}(p) W_c(p)}. \quad (1.14)$$

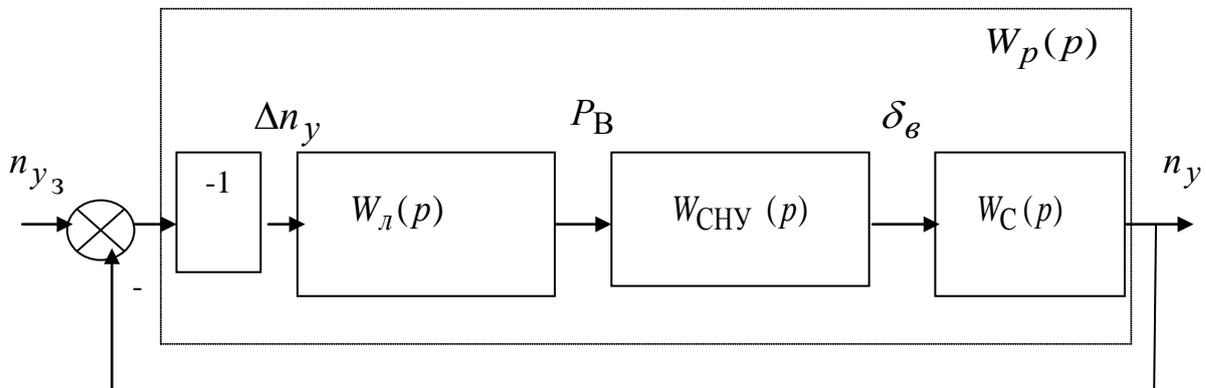


Рис.1.10. Структурная схема контура неавтоматического управления

В рассматриваемом контуре управления самым быстродействующим звеном является СНУ. Это позволяет рассматривать СНУ как усилительное звено

$$W_{СНУ}(p) = \frac{K_B}{C_B} = K_{СНУ}.$$

Самым инерционным звеном является лётчик. Его передаточную функцию представим в виде

$$W_l(p) = \kappa_l e^{-\tau_l p} \approx \kappa_l (1 - \tau_l p).$$

Передаточная функция изменения перегрузки при отклонении руля высоты запишется в виде

$$W_c(p) = \frac{n_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_\epsilon}}{\Delta_0(p)},$$

где  $\Delta_0(p) = p + 2n_\alpha p + \Omega_\alpha^2$ ;  $2n_\alpha = -\bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} + \bar{Y}^\alpha$ ;  
 $\Omega_\alpha^2 = -\bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} \bar{Y}^\alpha = -\frac{Y^\alpha}{I_z} \epsilon_a \sigma_n$ .

После подстановки передаточных функций отдельных звеньев в общее выражение получим

$$W_{\frac{n_y}{n_{y_3}}}(p) = \frac{\kappa_L(1-\tau_L p) \frac{K_B n_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_\epsilon}}{C_B \Delta_0(p)}}{1 - \kappa_L(1-\tau_L p) \frac{K_B n_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_\epsilon}}{C_B \Delta_0(p)}} = \frac{\kappa_L(1-\tau_L p) \frac{K_B n_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_\epsilon}}{C_B}}{p^2 + 2n_{\alpha k} p + \Omega_{\alpha k}^2}, \quad (1.15)$$

где  $2n_{\alpha k} = 2n_\alpha + \tau_L \kappa_L \frac{K_B n_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_\epsilon}}{C_B}$  и  $\Omega_{\alpha k}^2 = \Omega_\alpha^2 - \kappa_L \frac{K_B n_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_\epsilon}}{C_B}$ .

Анализ данной передаточной функции показывает, что динамические свойства замкнутого контура зависят от свойств самолёта, свойств СЧУ и свойств лётчика-оператора.

Так как производная, характеризующая эффективность руля высоты ( $\bar{M}_z^{\delta_\epsilon}$ ), меньше нуля, то при увеличении коэффициента усиления лётчика характеристика затухания уменьшается, а собственная частота растет. Относительный же коэффициент демпфирования уменьшается в еще большей степени. Аналогичным образом на управление влияет и постоянная запаздывания. Следовательно, включение лётчика в контур управления повышает колебательность переходного процесса. При чрезмерном увеличении коэффициента усиления или времени запаздывания характеристика затухания может стать отрицательной. В результате появятся незатухающие колебания с нарастающей амплитудой. Таким образом, существуют предельные значения данных величин, при превышении которых появляется произвольная раскачка самолёта лётчиком.

Наиболее опасно превышение коэффициента усиления, поскольку он влияет и на коэффициент затухания и на собственную частоту. Предельное значение коэффициента усиления лётчика найдем из условия:

$$2n_{\alpha k} = 2n_\alpha + \tau_L \kappa_L \frac{K_B n_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_\epsilon}}{C_B} = 0,$$

откуда  $\kappa_{Lnp} = -\frac{2n_\alpha C_B}{\tau_L K_B n_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_\epsilon}}$ . (1.16)

Это выражение показывает, что величина предельного значения коэффициента усиления  $\kappa_{лпр}$  зависит от многих факторов: режима полёта, несущих свойств самолёта, величины запаздывания, параметров СНУ, эффективности стабилизатора и др. При неизменных значениях времени запаздывания и параметров СНУ на дозвуковых скоростях на заданной высоте (кривая 1 на рис.

$$1.11) \quad \kappa_{лпр} \approx \frac{1}{V^3}.$$

Если  $\kappa_{л} > \kappa_{лпр}$ , то произойдёт раскачка самолёта.

Если в выражение (1.16) подставить входящие величины и принять  $2n_{\alpha} = -\overline{M}_z \omega_z - \overline{M}_z \dot{\alpha}$ , то после преобразования получим

$$\kappa_{лпр} \approx \frac{(m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}) C_B G}{\tau_{л} K_B m_z^{\delta_e} c_y^{\alpha} q S}. \quad (1.17)$$

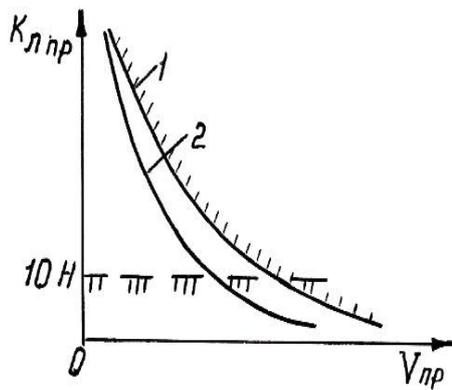


Рис. 1.11

Таким образом, для предотвращения раскачки необходимо по мере увеличения скорости полёта уменьшать коэффициент усиления, т. е. самонастраиваться. Однако возможности лётчика по регулированию коэффициента усиления ограничены. Менее некоторого минимального значения, лежащего на пороге его чувствительности (8...10Н/ед.пер.), лётчик обеспечить не может, и, следовательно, наступает раскачка, которую лётчик не парирует.

При увеличении несущих свойств (например, при уменьшении угла стреловидности) предельное значение коэффициента усиления достигается на меньших скоростях (кривая 2 на рис. 1.11). Лётчик может расширить область устойчивых режимов за счет снижения своего запаздывания, но это значительно повышает нагрузку на него. Кроме того, возможности уменьшения запаздывания весьма ограничены. Поэтому наиболее эффективным способом обеспечения устойчивости замкнутого контура является регулирование параметров СНУ, а также повышение демпфирующих свойств самолёта с помощью специальных средств автоматики.

Люфты и трение способствуют раскачке самолёта, так как к собственному запаздыванию лётчика добавляется запаздывание системы управления.

#### Пример

Определить предельное значение коэффициента усиления лётчика при управлении маневренным самолётом, летящим на высоте 1000 м со скоростью 720 км/ч, если запаздывание лётчика  $\tau_{л} = 0,2$  с, а самолёт и его система управления имеют следующие значения параметров:

$$G/S = 4000 \text{ Па}; \quad b_a = 4 \text{ м}; \quad c_y^\alpha = 2,5; \quad m_z^{\delta_g} = -0,8; \quad m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\dot{\alpha}}} = -3; \\ C_B = 600 \text{ Н/м}; \quad K_B = 3 \text{ м}^{-1}.$$

Так как  $m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}} = (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\dot{\alpha}}}) b_a / V$ , то получим:

$$\kappa_{лпр} = \frac{\Delta P_B}{\Delta n_y} \approx \frac{(m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}) C_B G b_a}{\tau_{л} K_B m_z^{\delta_g} c_y^\alpha q S V} = \\ = \frac{-3 * 600 * 4000 * 4 * 2}{0,2 * 3 * (-0,8) * 2,5 * 1,125 * 200^3} = 5,3 \text{ Н/ед. пер.}$$

На скорости 1080 км/час (300 м/с)  $\kappa_{лпр} = 1,57 \text{ Н/ед. пер.}$

Полученные значения  $\kappa_{лпр}$  ниже порога чувствительности лётчика. Их повышение до требуемого уровня можно обеспечить включением в систему управления автоматов, увеличивающих отношение  $C_B / K_B$  в 2,3 раза на скорости 200 м/с и в 7,6 раза на скорости 300 м/с.

## 1.7. ВОЗМОЖНЫЕ ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ НЕАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Механическая СНУ относится к наиболее надёжным системам ЛА. Отказы СНУ в эксплуатации встречаются крайне редко. Однако к разрушению элементов СНУ могут приводить пожары на борту, механические повреждения, связанные со столкновением ЛА в воздухе, боевые повреждения.

В эксплуатации имели место случаи разрушения проводки забустерной части СНУ. Эта часть системы управления подвержена значительным нагрузкам, и её разрушение приводит, как правило, к аварийной ситуации.

К наиболее часто встречающимся неисправностям СНУ относятся:

- повышенные усилия трения. Источниками повышенного трения могут быть гермовыводы из кабины, шарнирные соединения, узлы навески рулей, золотники рулевых приводов, механизмы загрузки и т.д.;

- повышенный люфт проводки управления. Наиболее вероятной причиной люфта является износ шарнирных соединений;

- отказы МТЭ. Признаками отказа МТЭ могут являться произвольное увеличение или уменьшение усилий на КРУ, а также постоянство усилий на КРУ при нажатии переключателя МТЭ. Управление самолётом при отказе МТЭ возможно, но утомительно для летчика вследствие возможного возрастания усилий на КРУ (до 200Н), а также необходимости более внимательного контроля за параметрами полёта.

## Глава 2. СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

### 2.1. ТРЕБОВАНИЯ К УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ЛА

#### 2.1.1. Общий подход к нормированию характеристик устойчивости и управляемости

Под устойчивостью ЛА понимают его стремление самостоятельно возвращаться к исходному режиму полёта после прекращения действия внешнего возмущения, то есть устойчивость характеризует реакцию ЛА на возмущающие воздействия.

В продольном движении различают устойчивость малого (короткопериодического) возмущённого движения – устойчивость по перегрузке или углу атаки – и устойчивость длиннопериодического возмущённого движения – устойчивость по скорости, а в боковом движении – поперечную, путевую и спиральную устойчивость.

Условия устойчивости:

по перегрузке:  $\sigma_n < 0$ ;

по углу атаки:  $m_z^\alpha < 0$ ;

по скорости:  $Y^V = dY / dV > 0$ ;

поперечной:  $m_x^\beta < 0$ ;

путевой:  $m_y^\beta < 0$ ;

спиральной:  $M_x^\beta M_y^{\omega_y} > M_y^\beta M_x^{\omega_y}$ .

Хорошая устойчивость является одним из важнейших условий хорошей управляемости. Управление ЛА становится тем проще и точнее, чем быстрее затухает его свободное движение, меньше забросы регулируемого параметра, слабее реакция на случайные, не вызванные лётчиком возмущения, и чем лучше реакция ЛА на управляющий сигнал лётчика.

Управляемость ЛА – способность ЛА изменять параметры движения в соответствии с управляющими воздействиями лётчика или автоматических устройств.

Различают статические и динамические характеристики управляемости.

Статические характеристики управляемости  $x^n, P^n, P^\omega, P^V$  показывают, на какую величину необходимо отклонить рычаги управления или изменить усилия на них, чтобы регулируемый параметр изменился на единицу, то есть они показывают конечный результат управления.

Динамическая управляемость характеризуется качеством переходного процесса после отклонения соответствующего КРУ. Динамические характе-

ристики управляемости могут быть параметрические ( $\xi; \Omega$ ) и временные ( $t_{\text{ср}}; \Delta \bar{x}; t_{\text{зат}}; m_{\text{зат}}$  и др.).

Хорошие характеристики устойчивости и управляемости позволяют летчику более точно пилотировать ЛА, использовать большие диапазоны углов атаки и скольжения, большие диапазоны скоростей полета и перегрузок, что способствует улучшению маневренности ЛА. Кроме этого уменьшается утомляемость лётчика в полёте, особенно длительном, снижается вероятность его ошибок в пилотировании.

Таким образом, обеспечение требуемых характеристик устойчивости и управляемости является важнейшей задачей, решение которой предполагает:

– выработку требований в отношении характеристик ЛА с учетом психофизиологических данных летчика;

– формулирование этих требований в виде специальных критериев устойчивости и управляемости, которые могут быть использованы конструктором в процессе проектирования ЛА.

Требования к устойчивости и управляемости формируются заказчиком на основе опыта лётных испытаний.

Все режимы полёта делятся на три области.

*Основная область* – режимы полёта, на которых должны выполняться основные задачи целевого назначения.

*Эксплуатационная область* – режимы полёта, допустимые в массовой эксплуатации.

*Предельная область* – режимы полёта, выход за которые является недопустимым по условиям безопасности полетов.

Требования к устойчивости и управляемости разделяются количественно в зависимости от класса самолёта. Вводятся следующие классы:

*класс I* – маневренные самолёты, имеющие максимальные эксплуатационные перегрузки в пределах  $+(7 \dots 9)$  и выше и  $-(2 \dots 4)$ ;

*класс II* – ограниченно-маневренные самолёты с максимальной положительной перегрузкой  $4 \dots 5$ . К этому классу относятся, прежде всего самолёты фронтовой авиации;

*класс III* – неманевренные самолёты.

Основные различия в требованиях к устойчивости и управляемости по указанным классам заключаются в увеличении усилий при управлении по мере роста массы ЛА, что служит препятствием для выхода перегрузки на значения, близкие к максимальной эксплуатационной.

Кроме деления требований по классам самолётов в настоящее время принято деление и по этапам полёта на следующие категории:

*категория А* – включает те этапы полёта, на которых требуется точное слежение, быстрое маневрирование с точным управлением траекторией полета. Это прежде всего этапы боевого применения;

*категория Б* – взлетно-посадочные этапы полёта, на которых необходимо иметь достаточно точное управление траекторией, достаточно быстрое реагирование в этих условиях на внезапное усложнение условий полёта;

*категория В* – включает те этапы полёта, на которых не требуется быстрое маневрирование и точное слежение. Например, крейсерский полёт, набор высоты и снижение.

Качество выполнения требований к устойчивости и управляемости самолётов на различных этапах полёта также разделяется на различные уровни оценки пилотажных характеристик:

*уровень 1* – характеристики устойчивости и управляемости соответствуют рассматриваемому этапу полёта. Пилотажные характеристики оцениваются летчиком по высшему балу (4...5). Обеспечивается в основной области;

*уровень 2* – характеристики устойчивости и управляемости обеспечивают выполнение задач данного этапа полёта при некотором снижении оценки выполняемой задачи и при удовлетворительной оценке пилотажных характеристик (2,5 ...3,5 балла), связанных, например, с увеличением нагрузки на летчика. Допустим в эксплуатационной области или в основной при наличии отказа;

*уровень 3* – характеристики устойчивости и управляемости не обеспечивают эффективного выполнения задачи на данном этапе полёта или его выполнение требует от лётчика чрезмерной нагрузки при пилотировании. Оценка пилотажных характеристик лётчиком лежит на грани допустимого значения (1...2 балла). Данный уровень оценки допустим при наличии отказов.

Введение трех уровней оценки пилотажных характеристик позволяет рассматривать некоторые ухудшения характеристик при введении резервных и аварийных систем в управление.

Таким образом, характеристики устойчивости и управляемости должны удовлетворять количественным и качественным требованиям и по возможности рекомендациям, которые устанавливаются в соответствии с классом ЛА, выполняемой задачей (категорией этапов полёта) и качеством, с которым она должна быть выполнена (уровнем).

Требуемые характеристики устойчивости и управляемости ЛА во всех областях режимов полета могут обеспечиваться как аэродинамическими средствами, так и специальными автоматическими устройствами.

Выбор нормируемых параметров определяется возможностью их оценки во время лётных испытаний.

### **2.1.2. Требования к продольной устойчивости и управляемости**

Исследования показывают, что при оценке пилотажных характеристик самолёта главную роль играет продольное короткопериодическое движение, которое возникает, если лётчик в дополнение к балансировочному прикладывает к ручке управления дополнительное усилие  $P_B$ . Если систему управления представить усилительным звеном, то ступенчатому изменению управляющего воздействия соответствует ступенчатое отклонение органа управле-

ния  $\delta_e = \frac{K_B}{C_B} P_B$ . В этом случае переходный процесс полностью определяется показателями, характеризующими собственные свойства самолета. Воспользуемся данными положениями для дальнейшего анализа.

Дифференциальные уравнения продольного движения самолёта для оценки составляющих пилотажных характеристик запишутся следующим образом:

$$\dot{\omega}_z = \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_e} \delta_e; \quad (2.1)$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \bar{Y}^{\alpha} \alpha; \quad (2.2)$$

$$n_y = n_y^{\alpha} \alpha; \quad (2.3)$$

$$\delta_e = \frac{K_B}{C_B} P_B, \quad (2.4)$$

где  $K_B$  и  $C_B$  – параметры СЧУ.

Уравнения (2.1) и (2.2) являются уравнениями продольного короткопериодического движения. Уравнение (2.3) устанавливает связь перегрузки и угла атаки самолёта. Уравнение (2.4) описывает СЧУ. Входным сигналом системы (2.1)... (2.4) является усилие  $P_B$ , прикладываемое лётчиком к КРУ, а выходным – приращение перегрузки  $n_y$ .

Системе (2.1) ... (2.4) соответствует структурная схема представленная на рис. 2.1.

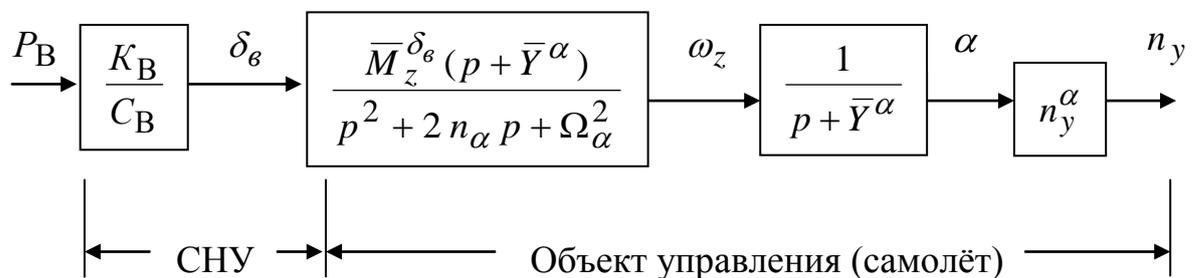


Рис. 2.1

Структурная схема представляет собой последовательное соединение двух усилительных звеньев, звена второго порядка и инерционного звена. Используя данную схему, несложно получить передаточную функцию изменения нормальной перегрузки при ступенчатом изменении усилия на рычаге управления

$$W_{\frac{n_y}{P_B}}(p) = \frac{K_B}{C_B} \frac{\bar{M}_z^{\delta_e} n_y^{\alpha}}{p^2 + 2n_{\alpha} p + \Omega_{\alpha}^2}, \quad (2.5)$$

где  $2n_{\alpha} = 2\xi_{\alpha} \Omega_{\alpha} = \bar{Y}^{\alpha} - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}};$

$$\Omega_{\alpha}^2 = -\overline{M}_z^{\alpha} - \overline{M}_z^{\omega_z} \overline{Y}^{\alpha} = -\frac{Y^{\alpha}}{J_z} b_a \sigma_n.$$

Из выражения (2.5) следует:

– изменение перегрузки при приложении летчиком усилия к КРУ описывается звеном второго порядка;

– характеристики переходного процесса, определяемые собственной частотой  $\Omega_{\alpha}$  и характеристикой затухания  $n_{\alpha}$ , зависят только от собственных свойств самолёта. Согласно существующим требованиям, самолёт должен быть устойчивым по перегрузке, т.е. необходимо, чтобы  $n_{\alpha} > 0$  и  $\Omega_{\alpha} > 0$ , что достигается соответствующим выбором компоновки ЛА или применением средств автоматики;

– установившееся значение перегрузки зависит как от свойств самолёта, так и от параметров СНУ. Установившееся значение приращения перегрузки определяется из выражения (2.5) при  $p = 0$ :

$$n_{y \text{ уст}} = W \frac{n_y}{P_B} (p = 0) P_B = \frac{K_B}{C_B} \frac{\overline{M}_z^{\delta_{\epsilon}} n_y^{\alpha}}{\Omega_{\alpha}^2} P_B. \quad (2.6)$$

Величины  $P_B$  и  $n_{y \text{ уст}}$  являются по своей сути приращениями относительно исходных значений, соответствующих прямолинейному горизонтальному полету со сбалансированной ручкой управления. Поэтому из выражения (2.6), учитывая, что  $P_B^{n_y} \approx P_B / n_{y \text{ уст}}$ , можно определить показатель статической продольной управляемости:

$$P_B^{n_y} = \frac{C_B}{K_B} \frac{\Omega_{\alpha}^2}{\overline{M}_z^{\delta_{\epsilon}} n_y^{\alpha}}. \quad (2.7)$$

Зависимость (2.7) показывает:

– чем выше собственная устойчивость самолёта, тем большее усилие необходимо приложить к ручке управления, чтобы создать приращение перегрузки в одну единицу;

– характеристики статической управляемости зависят от параметров СНУ.

Таким образом, характеристики самолета в малом продольном движении, а следовательно, и оценка пилотажных свойств самолёта в продольном движении летчиком, определяются следующими параметрами:

– собственной частотой короткопериодической составляющей продольного движения  $\Omega_{\alpha}$ , которая в основном определяет время реакции самолёта на управляющий сигнал лётчика. Значение собственной частоты зависит, прежде всего, от коэффициента статической устойчивости  $\overline{M}_z^{\alpha} = M_z^{\alpha} / J_z$ ;

– относительным коэффициентом затухания  $\xi_{\alpha} = n_{\alpha} / \Omega_{\alpha}$ . Данный коэффициент полностью определяет вид переходного процесса, его колебательность. Он практически не зависит от скорости и уменьшается с увеличе-

нием числа  $M$  полёта (характеристика затухания  $n_\alpha$  уменьшается, а собственная частота  $\Omega_\alpha$  растёт). Колебательность переходных процессов растёт при стабилизации углового положения самолётов на больших высотах и больших числах  $M$ ;

– производной нормальной перегрузки по углу атаки  $n_y^\alpha = c_y^\alpha / c_{y_{zn}}$ , которая определяет характер процесса управления лётчиком. При высокой маневренности ( $n_y^\alpha > 15$ ) небольшим изменениям угла атаки соответствует значительное изменение перегрузки, которое лётчик воспринимает посредством вестибулярного аппарата (акселерационного анализатора). В результате лётчик реализует обратную связь по перегрузке. При малой маневренности, а также на режимах точного слежения, лётчик визуально или по приборам контролирует приращения угла тангажа и обеспечивает управление с обратной связью по этому параметру;

– характеристиками СЧУ:  $K_B$  и  $C_B$ .

Предполагается, что величина  $\overline{M}_z^{\delta_e}$ , характеризующая эффективность органов управления, достаточна для выполнения необходимых маневров.

Исторически требования к характеристикам продольного движения начали формулироваться в виде параметрических требований на допустимые значения частоты собственных колебаний  $\Omega_\alpha$  и относительного коэффициента затухания  $\xi_\alpha$ . При формировании таких требований на плоскости параметров  $\Omega_\alpha$  и  $\xi_\alpha$  строятся области равных оценок самолёта лётчиком. При этом граница оценок, равных 3,5 балла по шкале Купера – Харпера, выделяет область параметров самолётов, имеющих хорошие пилотажные характеристики, а граница с оценкой 6,5 балла разделяет области приемлемых и недопустимых характеристик. Исследования показывают, что требования к параметрам  $\Omega_\alpha$  и  $\xi_\alpha$  существенно различаются для самолётов различных классов (прежде всего по частотам, что обусловлено необходимостью различного быстродействия при управлении). Однако для самолётов всех классов имеются минимальные значения коэффициентов  $\xi_\alpha \approx 0,4$  и  $\Omega_\alpha \approx 0,25 Гц$ , при снижении которых самолёт не получает хорошей оценки (рис. 2.2).

Удобство формирования требований в виде заданных значений параметров  $\Omega_\alpha$  и  $\xi_\alpha$  обусловлено простотой их расчёта и прямой связью с характеристиками переходных процессов. Однако при этом нормируются только два параметра передаточной функции (2.5).

В настоящее время для нормирования используются следующие показатели во временной области:

– величина относительного заброса управляемого параметра  $\Delta \overline{n}_y = \Delta n_{y_{заб}} / n_{y_{уст}}$  (рис.2.3);

– время срабатывания  $t_{cp}$ , которое характеризует быстроту реакции на ступенчатое отклонение стабилизатора и определяется интервалом времени, в течение которого перегрузка после отклонения стабилизатора в первый раз достигнет величины 95% установившегося значения прироста перегрузки;

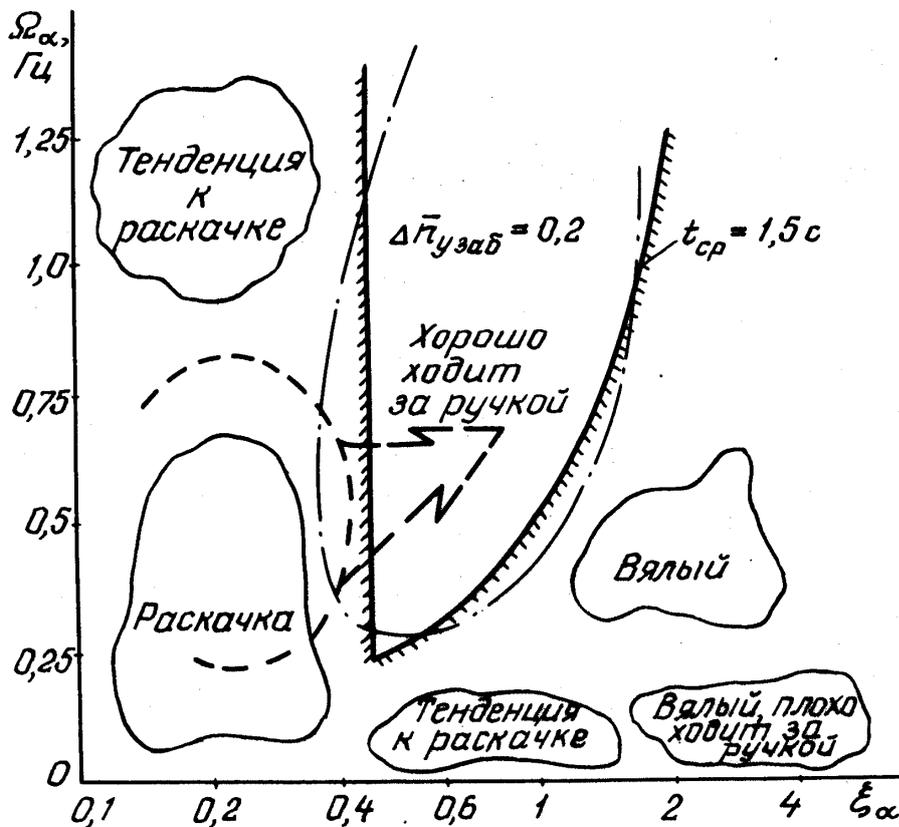


Рис. 2.2

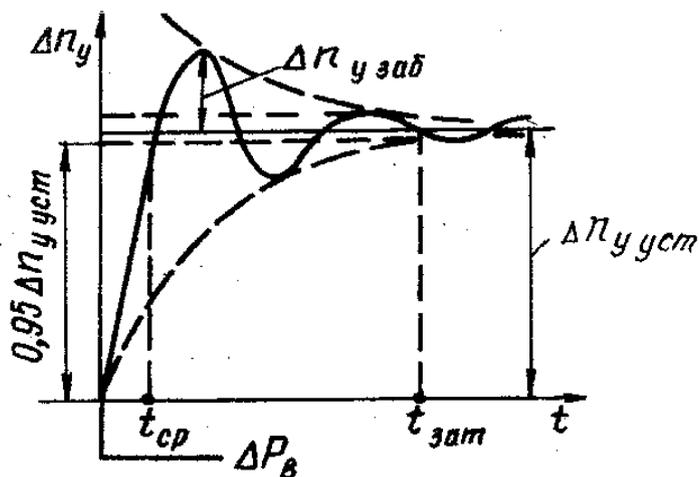


Рис. 2.3

– параметр  $\Omega_\alpha^2 / n_y^\alpha$ , который характеризует отношение максимального значения углового ускорения к приращению установившегося значения перегрузки. При малых значениях данного параметра точное пилотирование, особенно выдерживание высоты, затруднительно. Самолёт на малые изменения угла тангажа отвечает большими отклонениями вертикальной скорости. Полет в строю затруднителен и опасен, точное прицеливание невозможно;

– характеристики статической управляемости  $P_B^{n_y}$  и  $x_B^{n_y}$ . При слишком лёгком управлении, когда требуются малые усилия для единичного зукки, лётчик может раскачать самолёт. Слишком большие 4. Изд.№9988 лны для пилотирования. Для легких сверхзвуковых самолётов устанавливаются следующие значения:  $P_B^{n_y} = -(10...30)$  Н/ед.перегр.,  $x_B^{n_y} \geq |-12|$  мм/ед.перегр.

На некоторых современных самолётах, оснащённых системами дистанционного управления, устанавливаются боковые ручки управления (БРУ). Применение БРУ имеет целью: повысить способность лётчика осуществлять более эффективное управление в условиях больших перегрузок; улучшить обзор приборной доски и применить многофункциональные индикаторы; снизить массу рычагов управления; упростить катапультирование из кабины и др. Однако пилотирование самолёта с БРУ требует от лётчика новых навыков по управлению самолётом. Для БРУ должны быть разработаны новые нормативы по усилиям и перемещениям с учётом кистевого управления.

### 2.1.3. Требования к боковой устойчивости и управляемости

Требования к характеристикам устойчивости и управляемости бокового движения значительно многообразнее, так как оно описывается большим числом уравнений и содержит большее число параметров, определяющих качество переходного процесса.

Характеристики боковой устойчивости и управляемости должны обеспечить:

- необходимое быстродействие канала крена, так как практически все маневры по курсу и боковому смещению на современных самолётах осуществляются с помощью координированных разворотов;
- минимальное взаимное влияние движений крена (скорости крена) и скольжения, что особенно важно при полетах в неспокойной атмосфере;
- необходимые характеристики канала крена при выполнении задач точной стабилизации или слежения.

Характеристики бокового движения самолета оцениваются по параметрам передаточной функции  $W_{\frac{\omega_x}{\delta_3}}(p)$  изменения скорости крена при отклонении элеронов. Передаточная функция имеет следующий вид

$$W_{\frac{\omega_x}{\delta_3}}(p) = \frac{\bar{M}_x^{\delta_3} (p^2 + 2\xi_* \Omega_* p + \Omega_*^2) p}{(p + \lambda_{kp})(p + \lambda_{cn})(p^2 + 2\xi_{\delta} \Omega_{\delta} p + \Omega_{\delta}^2)}$$

Как видно, определяющими параметрами бокового движения являются: параметры  $\Omega_{\delta}^2$  и  $\xi_{\delta}$ , характеризующие собственную частоту и демпфиро-

ние колебательной составляющей бокового движения. Собственная частота  $\Omega_{\delta}^2$  определяет время реакции самолёта по углу скольжения на единичное отклонение руля направления и зависит, прежде всего, от значения производной  $\bar{M}_y^{\beta}$ . Декремент затухания по углу скольжения  $\xi_{\delta}$  определяет вид переходного процесса, его колебательность. Величины собственной частоты и декремента затухания намного меньше соответствующих параметров продольного движения. Поэтому переходный процесс в изолированном движении по углу скольжения будет отличаться большей колебательностью и существенными забросами по углу скольжения. Удовлетворительными считаются следующие значения:  $\xi_{\delta} > 0,35$ ;  $\Omega_{\delta} > 1 \text{ с}^{-1}$ ; параметр  $\lambda_{kp}$ , который является величиной, обратной постоянной времени установления скорости крена  $T_{\omega_x}$ . Можно показать, что для изолированного движения крена:

$$W_{\frac{\omega_x}{\delta_3}}(p) = \frac{\bar{M}_x^{\delta_3}}{p - \bar{M}_x^{\omega_x}} = \frac{-\bar{M}_x^{\delta_3} / \bar{M}_x^{\omega_x}}{(-1/\bar{M}_x^{\omega_x})p + 1} = \frac{-\bar{M}_x^{\delta_3} / \bar{M}_x^{\omega_x}}{T_{\omega_x} p + 1}, \quad (2.8)$$

откуда  $T_{\omega_x} = -1/\bar{M}_x^{\omega_x}$ ,  $\lambda_{kp} = (1/T_{\omega_x}) = -\bar{M}_x^{\omega_x}$ . С ростом числа  $M > 1$ , с увеличением высоты полёта и уменьшением скорости постоянная времени возрастает, т.е. увеличивается запаздывание ответной реакции самолета по скорости крена на действие лётчика;

параметр  $\lambda_{cn}$  аналогичен параметру  $\lambda_{kp}$  и является величиной, обратной постоянной времени спирального движения. Как показали летные испытания и исследования, на пилотажных стендах малый по модулю корень спирального движения независимо от знака незначительно влияет на оценки самолёта лётчиком. Это объясняется тем, что дополнительная составляющая движения, обусловленная малым значением спирального корня, легко компенсируется лётчиком при ручном управлении. Указанная составляющая проявляется в том, что при нулевой скорости крена и ненулевом крене самолёт с элеронами, установленными в нейтральное положение, стремится вернуться на нулевой крен (при  $\lambda_{cn} < 0$ ) или увеличить его (при  $\lambda_{cn} > 0$ ). В качестве параметра, характеризующего спиральное движение, может быть принято время уменьшения начального крена вдвое  $T_{1/2}$  или время его увеличения в два раза  $T_2$ . Параметры  $T_{1/2}$  и  $T_2$  связаны со спиральным корнем следующими соотношениями  $T_{1/2} = \ln 0,5/\lambda_{cn}$ ;  $T_2 = -\ln 0,5/\lambda_{cn}$ . Если спиральный корень имеет большую величину, это вызывает трудности при длительных маневрах с креном, например, при координированном развороте по курсу, и требует периодической коррекции движения со стороны лётчика. Поэтому желательно, чтобы  $|\lambda_{cn}| < 0,05$ ; параметры  $(\frac{\Omega_*}{\Omega_{\delta}})^2$  и  $2(\xi_* \Omega_* - \xi_{\delta} \Omega_{\delta})$

характеризуют расстояние между комплексным нулем передаточной функции и комплексным полюсом колебательной составляющей бокового движе-

ния. Желательно, чтобы первый параметр был равен единице, а второй нулю. При таких значениях переходный процесс по скорости крена при ступенчатом отклонении элеронов будет монотонным.

В нормативных документах устанавливаются требования к тем показателям, которые могут быть определены по результатам лётных испытаний.

Выделяются несколько групп показателей, которые характеризуют боковое колебательное движение: изолированное движение крена; взаимное влияние движения крена и колебательной составляющей бокового движения; спиральное движение; статические характеристики управляемости.

Боковое колебательное возмущенное движение должно быть устойчивым. При этом нормируется время затухания колебаний до 5% начальной амплитуды  $t_{зам}$  и уменьшение амплитуды за один период  $m_{зам} = A_t / A_{t+T}$ . Данные показатели косвенно характеризуют параметры передаточной функции  $\xi_{\delta}$  и  $\Omega_{\delta}^2$ .

К изолированному движению крена предъявляются следующие требования:

- постоянная времени движения крена  $T_{\omega_x}$ , определяемая из реакции самолета на отклонение лётчиком рычага поперечного управления, должна быть не более заданных величин (для маневренных самолетов 0,1...1 с);

- эффективность поперечного управления должна быть достаточной для выполнения целевых задач. Эффективность оценивается по времени достижения определенного угла при ступенчатом отклонении КРУ. Как следует из выражения (2.8), максимальное значение скорости крена определяется следующим образом:

$$\omega_{x \max} = (-\bar{M}_x^{\delta_{\delta}} / \bar{M}_x^{\omega_x}) \delta_{\delta \max} = T_{\omega_x} \bar{M}_x^{\delta_{\delta}} \delta_{\delta \max}.$$

Для маневренных самолетов считается приемлемым достижение 90 градусов за 1 с. При этом нормируется величина потребных усилий, прикладываемых к КРУ.

Взаимное влияние движений крена и рыскания оценивается показателем  $\chi = A\omega_{x \max} / A\omega_{y \max}$ , определяемым как отношение амплитуд скорости крена к скорости рыскания при даче лётчиком педали. Рекомендуется, чтобы параметр  $\chi$  имел значение в диапазоне от 0,3 до 3. При ступенчатом отклонении рычагов поперечного управления и фиксированных педалях желательно монотонное изменение скорости крена. При немонотонном – изменения скорости в первом максимуме и первом минимуме должны быть одного знака, а их отношение нормируется. При этом допустимое приращение угла скольжения должно быть не более 6...15 градусов. Данные показатели определяются параметрами передаточной функции  $(\frac{\Omega_*}{\Omega_{\delta}})^2$  и  $2(\xi_*\Omega_* - \xi_{\delta}\Omega_{\delta})$ .

Влияние спирального движения для самолётов всех классов должно быть малым. В случае его неустойчивости, время удвоения угла крена  $T_2$  должно быть не менее заданного.

## 2.2. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

СУУ является составной частью системы управления и предназначена для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости. В общем случае СУУ включает в себя:

- устройства, обеспечивающие заданные характеристики динамической устойчивости и управляемости;
- устройства и автоматы, обеспечивающие заданные характеристики статической управляемости.

К первым относятся: автоматы демпфирования (демпферы) и автоматы устойчивости.

Ко вторым относятся: механизмы формирования усилий на КРУ; автоматы, регулирующие жесткость загрузки ручки управления  $C_B$ ; автоматы, регулирующие передаточное число  $K_B$  от КРУ до органов управления; автоматы балансировки; автоматы перекрестных связей; корректоры градиента усилий по перегрузке и др.

Каждое из приведенных средств автоматизации управления вносит свой вклад в обеспечение заданных характеристик устойчивости и управляемости. Поэтому в СУУ необходимо комплексное использование различных средств.

Функциональная схема контура управления самолётом, система управления которого оборудована СУУ, представлена на рис. 2.4.

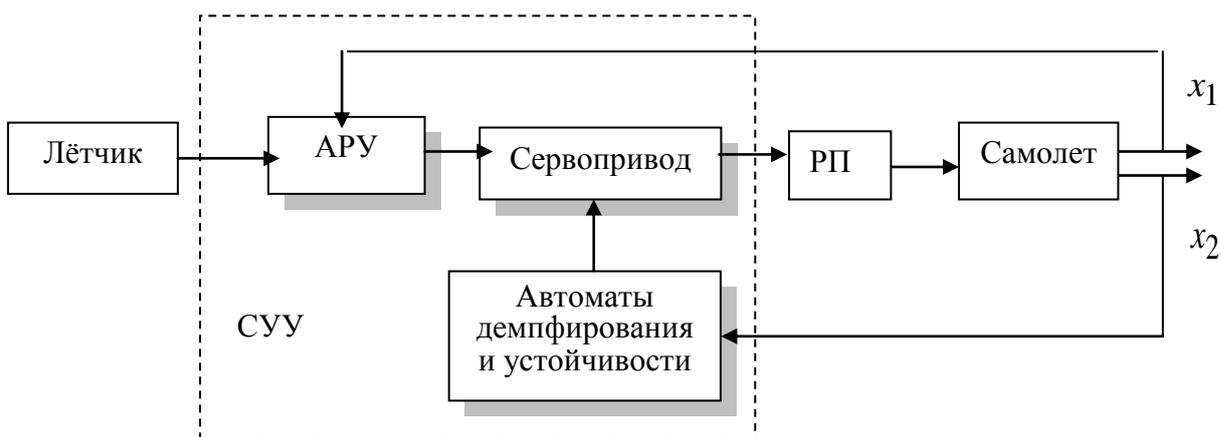


Рис. 2.4

## 2.3. УСТРОЙСТВА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ ЗАДАННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

### 2.3.1. Принцип действия, состав, законы управления автоматов демпфирования и устойчивости

Автоматы демпфирования (АД) предназначены для искусственного повышения демпфирующих свойств ЛА в короткопериодическом движении. Поскольку при таком движении демпфирующие моменты пропорциональны угловой скорости, то для искусственного повышения демпфирования можно использовать обычные органы управления, отклоняя их пропорционально угловой скорости так, чтобы препятствовать вращению.

Принцип действия автоматов демпфирования рассмотрим на примере демпфера тангажа, функциональная схема которого представлена на рис. 2.5.

Типовой демпфер включает:

- датчик угловой скорости (ДУС) вращения ЛА;
- вычислительное устройство (ВУ), состоящее из корректирующих цепочек (фильтров), усилителей и цепи автоматической настройки передаточных чисел по режимам полёта;
- сервопривод (СП). Сервоприводом принято называть РА, снабжённый обратной связью, совместно с усилителем.

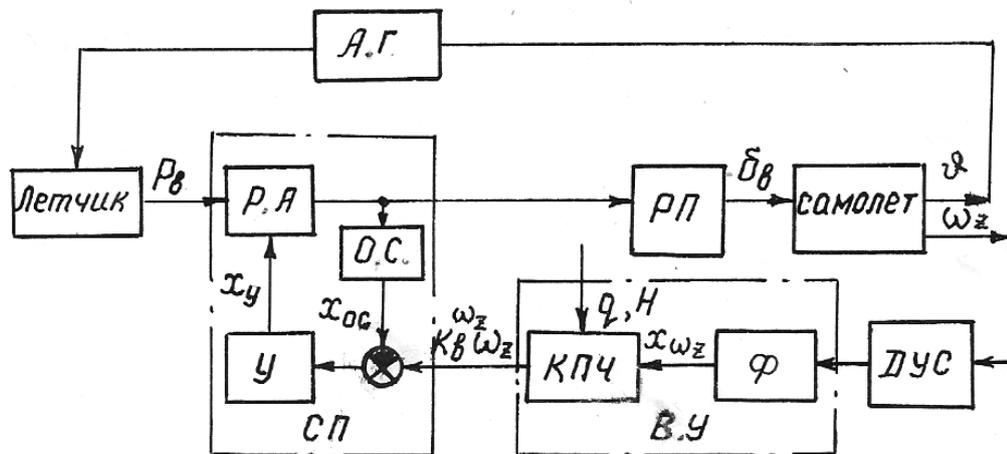


Рис. 2.5. Функциональная схема контура управления с демпфером тангажа

Принцип действия демпфера тангажа заключается в следующем. При вращении ЛА относительно поперечной оси, ДУС вырабатывает электрический сигнал, пропорциональный скорости тангажа. Пройдя через ВУ, этот сигнал поступает на исполнительное устройство – СП. Сервопривод перемещает свой шток, вызывая перемещение золотника рулевого привода и через него отклонение органа управления (стабилизатора). Шток СП будет перемещаться и отклонять руль до тех пор, пока сигнал обратной связи в серво-

приводе не уравновесит управляющий сигнал. Таким образом, обратная связь в СП обеспечивает отклонение руля высоты демпфером на величину, пропорциональную скорости тангажа:

$$\delta_{\epsilon\partial} = k_{\epsilon}^{\omega_z} \omega_z. \quad (2.9)$$

Аналогично записываются законы управления демпферов крена и рыскания:

$$\delta_{\epsilon\partial} = k_{\epsilon}^{\omega_x} \omega_x; \quad \delta_{\eta\partial} = k_{\eta}^{\omega_y} \omega_y.$$

Передаточные числа (коэффициенты усиления демпфера)  $k_{\epsilon}^{\omega_z}$ ,  $k_{\epsilon}^{\omega_x}$  и  $k_{\eta}^{\omega_y}$  показывают, на какой угол автомат отклонит стабилизатор, элероны или руль направления при изменении соответствующей угловой скорости на единицу.

*Автоматы устойчивости* (АУ) искусственно повышают устойчивость ЛА, отклоняя органы управления пропорционально параметру, по которому необходимо повысить устойчивость. Например, для автомата продольной устойчивости будем иметь

$$\delta_{\epsilon y} = k_{\epsilon}^{n_y} n_y \text{ (автомат устойчивости по перегрузке);}$$

$$\delta_{\epsilon y} = k_{\epsilon}^{\alpha} \alpha \text{ (автомат устойчивости по углу атаки).}$$

Аналогично записывается закон управления автомата путевой устойчивости  $\delta_{\eta y} = -k_{\eta}^{n_z} n_z$  или  $\delta_{\eta y} = k_{\eta}^{\beta} \beta$ . Из этих законов видно, что если какая-либо причина вызвала появление скольжения, например, на правое крыло ( $\beta > 0$ ;  $n_z < 0$ ), то автомат отклонит руль направления вправо ( $\delta_{\eta} > 0$ ) – на уменьшение этого скольжения.

Функциональная схема АУ аналогична схеме АД с той лишь разницей, что вместо ДУС устанавливается датчик линейных ускорений или соответствующего угла.

Современные самолёты обладают, как правило, большим запасом поперечной устойчивости, поэтому автоматы устойчивости в канале крена не используются.

В заключение отметим, что восприятие лётчиком пилотажных характеристик автоматизированного ЛА должно быть таким же, как если бы эти характеристики обеспечивались обычными средствами компоновки (увеличением стабилизирующих и рулевых поверхностей). Работа СУУ не должна ощущаться лётчиком – при её функционировании КРУ должны оставаться неподвижными. Поэтому исполнительные элементы АД и АУ включаются в проводку управления последовательно, т.е. отклонение органа управления (приращение относительно балансирующего положения) равно сумме его отклонений от лётчика и средств автоматики:

$$\delta_{\epsilon} = \delta_{\epsilon l} + \delta_{\epsilon\partial} + \delta_{\epsilon y} = \frac{K_B}{C_B} P_B + k_{\epsilon}^{\omega_z} \omega_z + k_{\epsilon}^{n_y} n_y. \quad (2.10)$$

Возможные схемы включения исполнительных устройств автоматов демпфирования и устойчивости представлены на рис. 2.6.

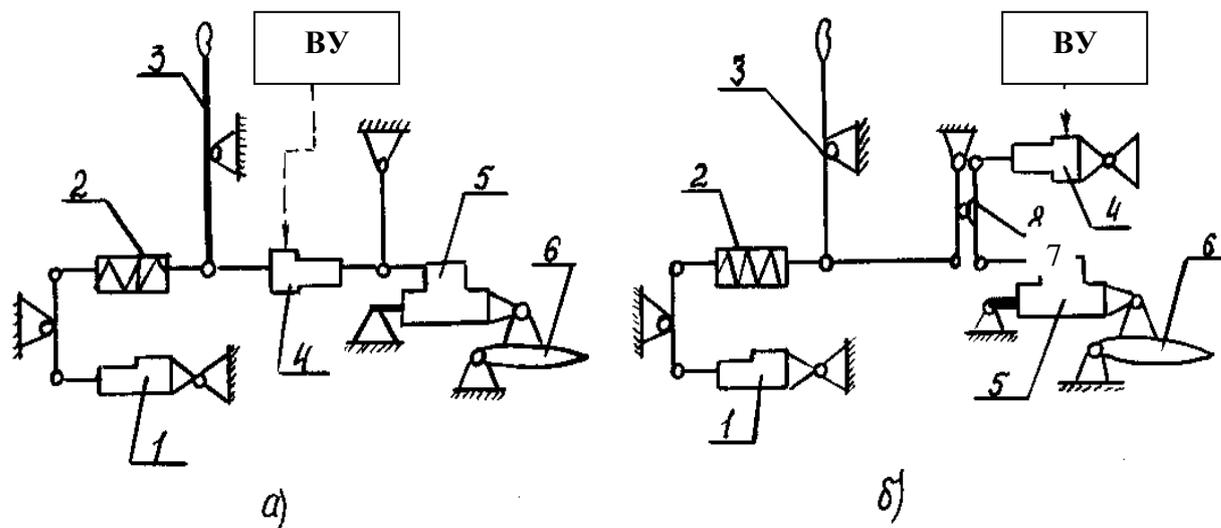


Рис.2.6. Возможные схемы включения исполнительных устройств СУУ в проводку управления:

- 1 – МТЭ; 2 – загрузочный механизм; 3 – КРУ; 4 - рулевой агрегат;  
 5 – рулевой привод; 6 – орган управления;  
 7 – дифференциальная качалка (сумматор).

### 2.3.2. Динамические свойства контура управления «СУУ – самолёт»

Влияние автоматов демпфирования и устойчивости на динамические свойства контура «СУУ – самолёт» рассмотрим на примере продольного канала, в котором установлен автомат продольного управления, включающий АД и АУ.

Для оценки динамических свойств контура управления необходимо определить передаточную функцию  $\frac{W_{n_y}}{P_B}(p)$ , характеризующую реакцию са-

молета на усилие, прикладываемое летчиком к КРУ. Для этого запишем уравнения продольного короткопериодического движения совместно с законом отклонения стабилизатора (2.9):

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_e} \delta_e; \\ \dot{\alpha} &= \omega_z - \bar{Y}^{\alpha} \alpha; \\ n_y &= n_y^{\alpha} \alpha; \\ \delta_e &= \frac{K_B}{C_B} P_B + k_e^{\omega_z} \omega_z + k_e^{n_y} n_y. \end{aligned}$$

Полученной системе уравнений соответствует структурная схема, представленная на рис. 2.7. Проведя необходимые преобразования, получим искомую передаточную функцию в операторной форме

$$W_{\frac{n_y}{P_\delta}}(p) = \frac{K_B}{C_B} \frac{\bar{M}_z^{\delta_\epsilon} n_y^\alpha}{p^2 + 2n_{\alpha c} p + \Omega_{\alpha c}^2}, \quad (2.11)$$

где

$$\begin{aligned} 2n_{\alpha c} &= \bar{Y}^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{\omega_z} = 2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{\omega_z}; \\ \Omega_{\alpha c}^2 &= -\bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} \bar{Y}^\alpha - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{n_y} n_y^\alpha = \\ &= \Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{n_y} n_y^\alpha; \quad \Omega_\alpha^2 = -\frac{Y^\alpha}{J_z} b_a \sigma_n. \end{aligned}$$

Из выражения (2.11) следует, что свойства контура управления зависят не только от собственных свойств самолёта, но и от параметров автоматов демпфирования и устойчивости.

Таким образом, включением в контур неавтоматического управления СУУ и регулированием передаточных чисел  $k_\epsilon^{\omega_z}$  и  $k_\epsilon^{n_y}$  можно изменять характеристики переходного процесса в желаемом направлении, кроме того, регулированием  $K_B$  и  $C_B$  регулируется коэффициент усиления контура и статические характеристики продольной управляемости.

Аналогичным образом можно получить передаточные функции замкнутых контуров каналов крена и рысканья.

Рассмотрим подробнее влияние каждого из автоматов на динамические свойства контура «СУУ – самолет».

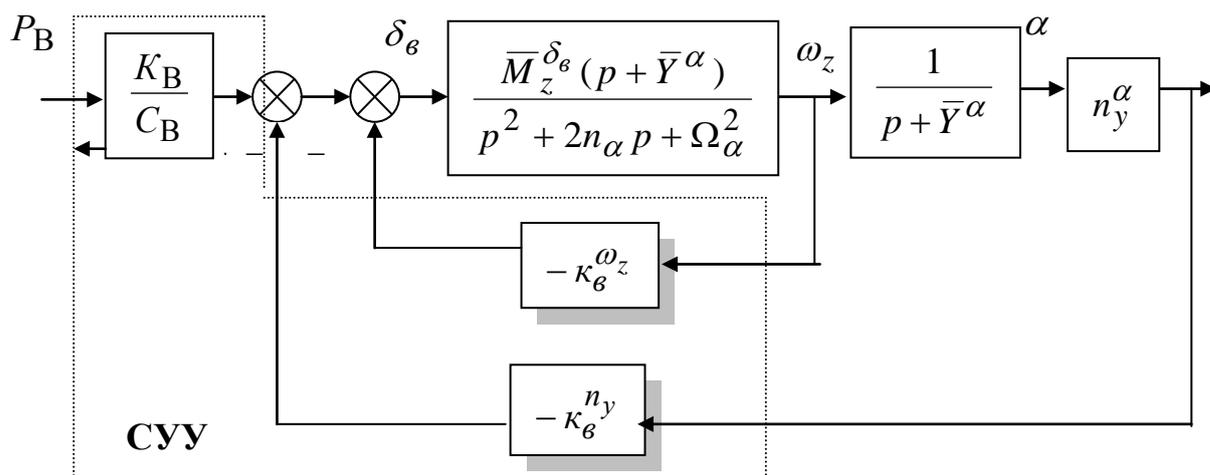


Рис. 2.7

**Влияние автомата демпфирования (демпфера тангажа).** Будем полагать, что автомат устойчивости не включен ( $k_{\delta}^{n_y} = 0$ ). Тогда передаточная функция (2.11) будет иметь вид

$$W_{\frac{n_y}{P_{\delta}}}(p) = \frac{K_B \bar{M}_z^{\delta_e} n_y^{\alpha}}{C_B p^2 + 2n_{\alpha\delta} p + \Omega_{\alpha\delta}^2}, \quad (2.12)$$

где  $2n_{\alpha\delta} = \bar{Y}^{\alpha} - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} - \bar{M}_z^{\delta_e} k_{\delta}^{\omega_z}$ ;

$$\Omega_{\alpha\delta}^2 = \Omega_{\alpha}^2 - \bar{M}_z^{\delta_e} \bar{Y}^{\alpha} k_{\delta}^{\omega_z} = -\frac{Y^{\alpha}}{J_z} b_a \sigma_n - \bar{M}_z^{\delta_e} \bar{Y}^{\alpha} k_{\delta}^z.$$

Так как  $\bar{M}_z^{\delta_e} = M_z^{\delta_e} / J_z < 0$ , а  $\bar{Y}^{\alpha} = Y^{\alpha} / mV > 0$ , то при увеличении коэффициента  $k_{\delta}^{\omega_z} > 0$  возрастают и демпфирование, и собственная частота (рис.2.8). Причем, при возрастании  $k_{\delta}^{\omega_z}$  характеристика затухания  $n_{\alpha\delta}$  возрастает примерно пропорционально  $k_{\delta}^{\omega_z}$ , а собственная частота  $\Omega_{\alpha\delta} - \sqrt{k_{\delta}^{\omega_z}}$ . Следовательно, увеличение коэффициента усиления демпфера приводит к возрастанию относительного коэффициента затухания  $\xi_{\alpha\delta} = n_{\alpha\delta} / \Omega_{\alpha\delta}$ , что и является основным назначением демпфера.

Увеличение  $\Omega_{\alpha}$ , вносимое демпфером, эквивалентно смещению фокуса самолёта назад и увеличению продольной устойчивости. Действительно, подставив в  $\Omega_{\alpha\delta}^2$  входящие величины, получим:

$$\Omega_{\alpha\delta}^2 = -\frac{Y^{\alpha}}{J_z} b_a \sigma_n - \frac{m_z^{\delta_e} q S b_a}{J_z} \frac{Y^{\alpha}}{mV} k_{\delta}^{\omega_z} = -\frac{Y^{\alpha}}{J_z} b_a (\sigma_n + \Delta\sigma_{n\delta}),$$

$$\text{где } \Delta\sigma_{n\delta} = \frac{g}{V} \frac{m_z^{\delta_e}}{c_{ygn}} k_{\delta}^{\omega_z}.$$

Кроме того, включение демпфера несколько увеличивает период колебаний

$$T_{\alpha} = \frac{2\pi}{\Omega_{\alpha\delta} \sqrt{1 - \xi_{\alpha\delta}^2}}. \quad (2.13)$$

Как следует из формулы (2.13), увеличение коэффициента  $k_{\delta}^{\omega_z}$  может сделать колебательный переходный процесс аperiodическим (при  $\xi_{\alpha\delta} \geq 1$ ).

Рассмотрим влияние автомата демпфирования на значение установившейся перегрузки.

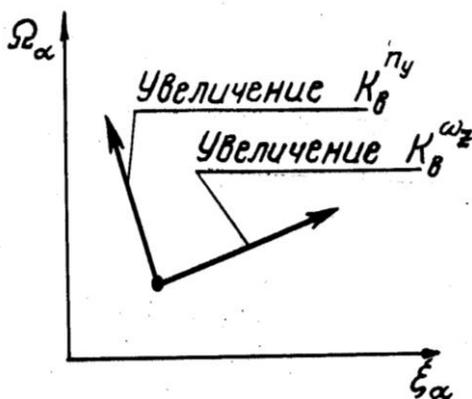


Рис. 2. 8

Пусть летчик приложил к ручке усилие  $P_B$ . Найдем установившееся значение перегрузки:

$$\Delta n_{y \text{ уст}} = \frac{W_{n_y}}{P_B} (p=0) P_B = \frac{K_B}{C_B} \frac{\bar{M}_z^{\delta_e} n_y^\alpha}{\Omega_{\alpha\delta}^2} P_B.$$

Поскольку демпфер увеличивает частоту собственных колебаний, то включение демпфера при законе управления  $\delta_{\delta\delta} = k_\delta^{\omega_z} \omega_z$  уменьшает установившееся значение перегрузки. Физическая сущность этого явления состоит в том, что первоначально стабилизатор отклонится на угол  $\delta_{\delta\delta} = (K_B / C_B) P_B$ .

Затем самолёт начнет увеличивать перегрузку и скорость тангажа. Реагируя на эту скорость, демпфер начнет отклонять руль против вращения, т.е. против действий лётчика. В результате, при одном и том же отклонении ручки суммарное отклонение стабилизатора  $\delta_{\delta\Sigma} = \delta_{\delta\delta} + \delta_{\delta\delta}$  будет меньше. Следовательно, меньше будет прирост перегрузки.

Переходный процесс изменения перегрузки при включении в контур управления автомата демпфирования представлен на рис. 2.9.

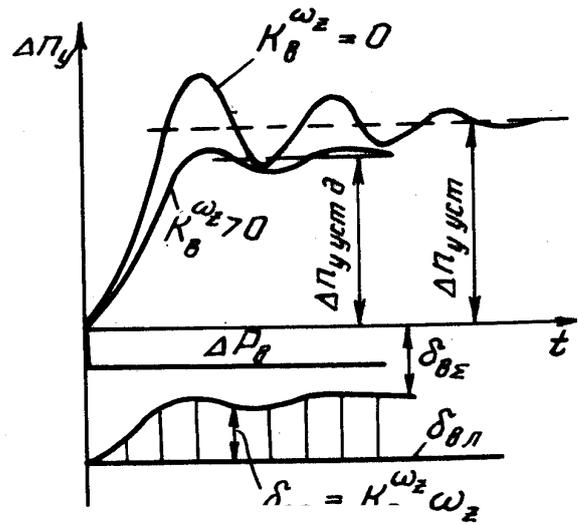


Рис. 2.9

**Влияние автомата устойчивости.** Считаем, что демпфер выключен ( $k_\delta^{\omega_z} = 0$ ).

Работает только автомат устойчивости ( $k_\delta^{n_y} > 0$ ). Тогда передаточная функция изменения перегрузки при приложении к ручке управления усилия запишется следующим образом

$$\frac{W_{n_y}}{P_B}(p) = \frac{K_B}{C_B} \frac{\bar{M}_z^{\delta_e} n_y^\alpha}{p^2 + 2n_{\alpha y} p + \Omega_{\alpha y}^2}, \quad (2.14)$$

где  $2n_{\alpha y} = \bar{Y}^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} = 2n_\alpha$ ,

$$\Omega_{\alpha y}^2 = -\bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} \bar{Y}^\alpha - \bar{M}_z^{\delta_e} k_\delta^{n_y} n_y^\alpha = \Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_e} k_\delta^{n_y} n_y^\alpha.$$

Таким образом, автомат устойчивости не изменяет характеристику затухания, а существенно увеличивает собственную частоту (рис.2.8), т. е. устойчи-

вость контура по перегрузке  $\Delta\sigma_{ny} = \frac{m_z^{\delta_e}}{c_{y2n}} k_\delta^{n_y}$ , что является главным

назначением автомата устойчивости. Его рекомендуется применять на тех режимах полёта, где собственная устойчивость самолёта мала, например, при

полёте на дозвуковых скоростях, на больших углах атаки. На сверхзвуковых скоростях, чтобы автомат излишне не увеличивал устойчивость, его отключают. Особенно эффективно применение автомата устойчивости для самолёта аэродинамически неустойчивой компоновки, так как при приложении усилий к ручке самолёт без автомата неограниченно увеличивал бы перегрузку.

При включении автомата устойчивости уменьшается период колебаний (что следует из выражения 2.13) и относительный коэффициент затухания  $\xi_{\alpha y} = n_{\alpha y} / \omega_{\alpha y}$ , т. е. возрастает колебательность переходного процесса. Поэтому автомат устойчивости применяют совместно с демпфером.

Выражение для установившегося значения приращения перегрузки имеет вид:

$$n_{y\text{уст}} = \frac{K_B}{C_B} \frac{\bar{M}_z^{\delta_e} n_y^\alpha}{\Omega_{\alpha y}^2} P_B.$$

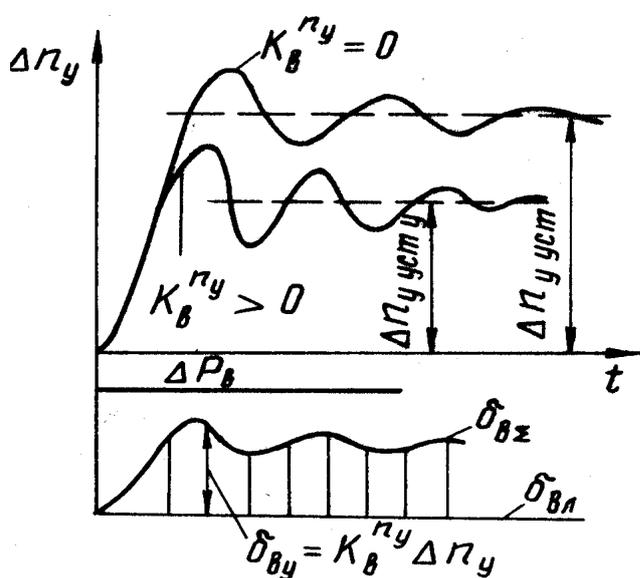


Рис. 2.10

Так как собственная частота при включении автомата устойчивости возрастает, то установившееся значение перегрузки уменьшается. При отклонении КРУ суммарное отклонение стабилизатора  $\delta_{в\Sigma} = \delta_{вл} + \delta_{vy}$  будет меньше, чем без автомата, поэтому будет меньше и приращение перегрузки. Переходный процесс изменения перегрузки при включении в контур управления автомата устойчивости представлен на рис. 2.10.

Автомат устойчивости применяется в системах управления самолетов с малым запасом устойчивости или вовсе неустойчивых по перегрузке.

### 2.3.3. Влияние автоматов демпфирования и устойчивости на характеристики статической управляемости

Выполняя свою основную функцию, автоматы демпфирования и устойчивости оказывают влияние и на характеристики статической управляемости.

Для автомата продольного управления, включающего и АД и АУ, можно записать  $n_{y_{уст}} = \frac{W_{n_y}}{P_B} (p=0) P_B$ , где  $\frac{W_{n_y}}{P_B} (p=0) = \frac{K_B}{C_B} \frac{\bar{M}_z^{\delta_e} n_y^\alpha}{\Omega_\alpha^2}$ . Тогда гра-

диент усилий по перегрузке определится следующим образом:

$$\begin{aligned} P_{\delta e}^{n_y} &= \frac{C_B \Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_e} \bar{Y}^\alpha k_\delta^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\delta_e} k_\delta^{n_y} n_y^\alpha}{K_B \bar{M}_z^{\delta_e} n_y^\alpha} = \\ &= \frac{C_B \Omega_\alpha^2}{K_B \bar{M}_z^{\delta_e} n_y^\alpha} - \frac{C_B \bar{Y}^\alpha k_\delta^{\omega_z}}{K_B n_y^\alpha} - \frac{C_B k_\delta^{n_y}}{K_B} = \\ &= -\frac{C_B \sigma_n}{K_B m_z^{\delta_e}} \frac{G}{qS} - \frac{C_B g}{K_B V} k_\delta^{\omega_z} - \frac{C_B}{K_B} k_\delta^{n_y} = P_\delta^{n_y} + \Delta P_{\delta \omega}^{n_y} + \Delta P_{\delta y}^{n_y}. \end{aligned}$$

Таким образом, в целом и АД и АУ повышают продольную устойчивость и градиент усилий по перегрузке на ручке управления. Это побочное влияние автоматов – увеличение  $\sigma_n$ ,  $P_\delta^{n_y}$ ,  $k_\delta^{n_y}$  полезно и даже необходимо для самолётов с малым запасом устойчивости по перегрузке или неустойчивых.

Однако для маневренных самолётов возрастание «расходов» ручки на управление нежелательно. Это приводит к тому, что при одном и том же усилии, приложенном к КРУ, в случае включения АД и АУ установившееся значение перегрузки будет меньше. В результате:

ухудшаются маневренные свойства самолета, так как полному отклонению КРУ соответствует меньшее отклонение руля и меньшее достигаемое значение перегрузки;

увеличиваются усилия, прикладываемые летчиком к КРУ для совершения манёвра с заданной перегрузкой.

Для таких самолётов для устранения этих отрицательных побочных явлений автоматов на практике применяются два пути: включение в схему АД фильтра высоких частот; введение в закон управления АД сигнала, пропорционального перемещению КРУ.

Закон управления АД с фильтром высоких частот (изодромом) записывается следующим образом

$$\delta_{\delta \omega} = k_\delta^{\omega_z} \frac{T_u p}{T_u p + 1} \omega_z. \quad (2.15)$$

Принцип работы АД с изодромом рассмотрим на следующем примере. Представим закон управления (2.15) следующим образом:

$$\delta_{\delta \omega} = k_\delta^{\omega_z} \frac{T_u p}{T_u p + 1} \omega_z = k_\delta^{\omega_z} \omega_z - k_\delta^{\omega_z} \frac{1}{T_u p + 1} \omega_z.$$

Структурная схема, соответствующая данному виду закона управления, изображена на рис. 2.11. В соответствии с этой схемой при ступенчатом сигнале в начальный момент времени демпфер отклоняет руль по закону

$\delta_{\delta\theta} = k_{\delta}^{\omega_z} \omega_z$ . Однако далее отклонение руля демпфером уменьшается, и при  $t \rightarrow \infty$   $\delta_{\delta\theta} \rightarrow 0$ . При этом характер управления определяется во многом значением постоянной времени изодрома  $T_u$ . Если она очень мала ( $T_u \rightarrow 0$ ), то демпфер практически не оказывает влияние на качество переходного процесса. Если же постоянная времени очень велика ( $T_u \rightarrow \infty$ ), то реакция самолёта на управляющее действие лётчика практически не будет отличаться от реакции самолёта с простейшим демпфером тангажа.

Таким образом, демпфер с изодромом в цепи управляющего сигнала  $\omega_z$ , повышает демпфирование короткопериодических колебаний, не снижает маневренных характеристик самолёта и не затягивает его управление.

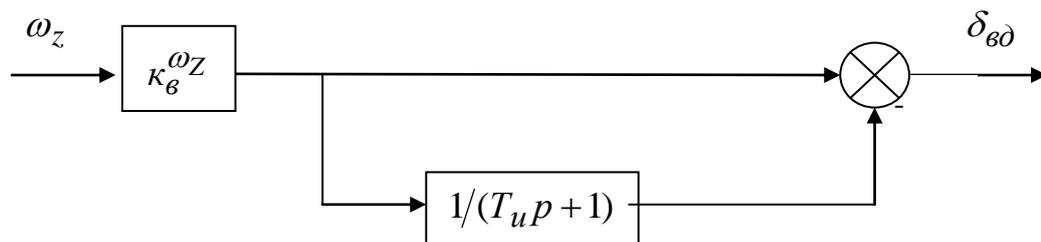


Рис. 2.11

В поперечном канале для компенсации противодействия демпфера обычно используется **электрический сигнал, пропорциональный отклонению ручки**, т.е.  $\delta_{\delta\theta} = k_{\delta}^{\omega_x} \omega_x + k_{\delta}^{x_{\delta}} x_{\delta}$ . Включение сигнала, пропорционального отклонению ручки управления, эквивалентно увеличению передаточного числа проводки управления, а следовательно, и увеличению установившегося значения регулируемого параметра (в данном случае, скорости крена).

### 2.3.4. Расчет параметров СУУ из условия обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости

Расчёт параметров СУУ осуществляется, как правило, в следующем порядке:

- выбор датчиков и законов управления;
- выбор параметров СУУ (передаточных коэффициентов) при известных законах управления для отдельных режимов полёта и конфигураций ЛА;
- оптимизация законов настройки параметров для всей области режимов полета и конфигураций ЛА.

Рассмотрим далее расчёт параметров алгоритмов СУУ, наиболее часто встречающихся на практике.

**Расчёт параметров демпфера крена.** Демпфер крена необходим в том случае, когда значение постоянной времени угловой скорости крена при нулевом скольжении свободного самолёта превышает 1 секунду.

Уравнения движения системы «самолёт – демпфер крена» при нулевом скольжении и идеальном сервоприводе демпфера имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_3} \delta_3; \\ \delta_3 &= K_3 x_3 + k_3^{\omega_x} \omega_x.\end{aligned}\quad (2.16)$$

Входным сигналом для уравнений (2.16) является перемещение ручки управления по крену  $x_3$ . Выходом – изменение скорости крена  $\omega_x$ . Уравнениям (2.16) соответствует следующая передаточная функция

$$W_{\frac{\omega_x}{x_3}}(p) = \frac{\bar{M}_x^{\delta_3} K_3}{p - \bar{M}_x^{\omega_x} - \bar{M}_x^{\delta_3} k_3^{\omega_x}} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_3} K_3 / (-\bar{M}_x^{\omega_x} - \bar{M}_x^{\delta_3} k_3^{\omega_x})}{1 / (-\bar{M}_x^{\omega_x} - \bar{M}_x^{\delta_3} k_3^{\omega_x}) p + 1}.$$

Постоянная времени угловой скорости крена имеет вид  $T_{\omega_x \delta} = 1 / (-\bar{M}_x^{\omega_x} - \bar{M}_x^{\delta_3} k_3^{\omega_x})$ . Откуда

$$k_3^{\omega_x} = \frac{-T_{\omega_x \delta} \bar{M}_x^{\omega_x} - 1}{T_{\omega_x \delta} \bar{M}_x^{\delta_3}}.$$

Для расчёта передаточного коэффициента демпфера крена  $k_3^{\omega_x}$  необходимо задаться величиной желаемого значения постоянной времени  $T_{\omega_x \delta}$  ( $0,1 < T_{\omega_x \delta} < 1$  с).

Из полученного выражения видно: чем выше эффективность элеронов, тем меньшее значение передаточного коэффициента необходимо реализовать в демпфере.

**Расчёт параметров демпфера тангажа.** Рассмотрим простейший демпфер тангажа. Для расчета воспользуемся полученной выше передаточной функцией (2.12)

$$W_{\frac{n_y}{P_B}}(p) = \frac{K_B}{C_B} \frac{\bar{M}_z^{\delta_e} n_y^\alpha}{p^2 + 2n_{\alpha\delta} p + \Omega_{\alpha\delta}^2},$$

где  $2n_{\alpha\delta} = 2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_e} k_\epsilon^{\omega_z}$ ;  $\Omega_{\alpha\delta}^2 = \Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_e} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z}$ . В соответствии с требованиями к характеристикам демпфирования, необходимо, чтобы относительный коэффициент затухания  $\xi_{\alpha\delta} = n_{\alpha\delta} / \omega_{\alpha\delta}$  имел значения  $0,4 \dots 1,0$ . Тогда можно записать

$$\xi_{\alpha\delta} = \frac{2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_e} k_\epsilon^{\omega_z}}{2\sqrt{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_e} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z}}}.$$

Полученное выражение преобразуем к виду

$$4\xi_{\alpha\delta}^2 (\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_e} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z}) = (2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_e} k_\epsilon^{\omega_z})^2.$$

Далее, раскрыв скобки и соответствующим образом сгруппировав слагаемые, получим квадратное уравнение относительно искомого коэффициента усиления демпфера

$$(k_{\delta}^{\omega_z})^2 - \frac{2(2n_{\alpha}) - 4\xi^2 \bar{Y}^{\alpha}}{\bar{M}_z^{\delta_{\delta}}} k_{\delta}^{\omega_z} + \frac{(2n_{\alpha})^2 - 4\xi^2 \Omega_{\alpha}^2}{(\bar{M}_z^{\delta_{\delta}})^2} = 0.$$

Откуда коэффициент  $k_{\delta}^{\omega_z}$ :

$$k_{\delta}^{\omega_z} = \frac{2}{\bar{M}_z^{\delta_{\delta}}} \left[ -\xi_{ad}^2 \bar{Y}^{\alpha} + n_{\alpha} - \xi_{ad} \sqrt{\xi_{ad}^2 (\bar{Y}^{\alpha})^2 - 2n_{\alpha} \bar{Y}^{\alpha} + \Omega_{\alpha}^2} \right].$$

### Расчёт параметров статического автомата продольного управления.

Расчёт параметров автомата продольного управления осуществляется на основе полученной ранее передаточной функции (2.11). Для этого необходимо задаться значениями собственной частоты  $\Omega_{\alpha c}$  и относительным коэффициентом затухания контура  $\xi_{\alpha c}$ , удовлетворяющими требованиям к характеристикам устойчивости и управляемости (рис. 2.2). Неизвестные параметры автомата определяются в результате решения двух уравнений с двумя неизвестными ( $k_{\delta}^{\omega_z}$  и  $k_{\delta}^{n_y}$ ):

$$2\xi_{\alpha c} \Omega_{\alpha c} = 2n_{\alpha} - \bar{M}_z^{\delta_{\delta}} k_{\delta}^{\omega_z};$$

$$\Omega_{\alpha c}^2 = \Omega_{\alpha}^2 - \bar{M}_z^{\delta_{\delta}} \bar{Y}^{\alpha} k_{\delta}^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\delta_{\delta}} k_{\delta}^{n_y} n_y^{\alpha}.$$

Из данных уравнений несложно получить выражения для расчёта передаточных коэффициентов

$$k_{\delta}^{\omega_z} = \frac{2n_{\alpha} - 2\xi_{\alpha c} \Omega_{\alpha c}}{\bar{M}_z^{\delta_{\delta}}}; \quad k_{\delta}^{n_y} = \frac{\Omega_{\alpha}^2 - \bar{M}_z^{\delta_{\delta}} \bar{Y}^{\alpha} k_{\delta}^{\omega_z} - \Omega_{\alpha c}^2}{\bar{M}_z^{\delta_{\delta}} n_y^{\alpha}}.$$

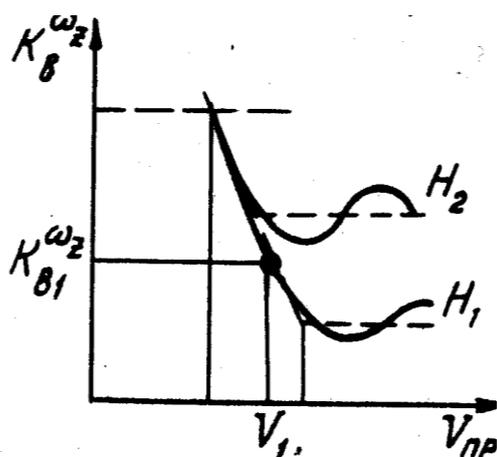


Рис. 2.12

Как видно из приведённых формул, значения передаточных коэффициентов зависят от собственных свойств самолёта, которые существенно меняются по режимам полёта. В настоящее время основным средством обеспечения требуемых характеристик устойчивости и управляемости самолёта с СУУ на всех режимах полёта является программная настройка передаточных коэффициентов в функции параметров режима полёта (рис. 2.12). Для простоты реализации потребный закон изменения

коэффициентов обычно аппроксимируют ломаной кривой (штриховая линия на рис.2.12). Такой подход обладает следующими недостатками:

– необходимо достаточно точное определение зависимости между измеряемыми параметрами движения и динамическими характеристиками самолёта в различных конфигурациях, с различным составом подвесок, что требует большого объёма лётных испытаний;

– с увеличением количества параметров, оказывающих существенное влияние на динамические свойства самолёта (изменяемая геометрия, расширение диапазона режимов полёта и др.), усложняется не только программа и объём испытаний, но и алгоритмы настройки передаточных коэффициентов, возрастают требования к возможностям бортовых вычислителей;

– программная настройка всегда осуществляется под некоторые расчётные, а не под действительные условия и характеристики самолёта.

Прогресс в области создания бортовых вычислительных средств, а также применение методов современной теории автоматического управления во многом позволит решить данные проблемы на перспективных ЛА.

### 2.3.5. Влияние реальных свойств автоматов на динамические свойства контура управления «СУУ – самолет»

Все проведенные выше расчёты выполнялись при следующих условиях:

– информационная часть автоматов (т.е. датчики параметров полёта) даёт всю необходимую, своевременную и абсолютно достоверную информацию;

– полученная информация мгновенно перерабатывается и без запаздывания обрабатывается органами управления самолёта.

Исследования показывают, что неучёт динамики элементов системы управления (рулевых приводов, сервоприводов, вычислителей и т.д.) может привести к переоценке характеристик проектируемой системы управления. Реальный автомат отличается от идеального следующими основными свойствами: наличием ограничений по скорости и углам отклонения рулей; запаздыванием, связанным с обработкой сигналов; наличием люфтов, трения; существованием зоны нечувствительности; влиянием упругих колебаний конструкции планера ЛА.

**Влияние запаздывания сервопривода** рассмотрим на примере продольного канала. Считаем, что в канале управления установлен только АД.

Пусть скорость тангажа изменяется по гармоническому закону (рис.2.13). Идеальный демпфер тангажа без запаздывания также будет отклонять руль по гармоническому закону  $\delta_{\delta\delta} = k_{\delta}^{\omega_z} \omega_z$ , где  $\omega_z = A \sin \omega t$ . Реальный же демпфер отклонит руль не сразу, а с некоторым запаздыванием  $\tau$ . За время запаздывания действие демпфера направлено не на уменьшение скорости тангажа, а на её увеличение, т.е. АД возбуждает колебания. Если энергия, вносимая демпфером в колебания, будет больше, чем он её поглощает, то может произойти раскачка самолёта. Чем больше относительное время запаздывания  $\bar{\tau} = \tau / T_{\alpha}$  и больше  $k_{\delta}^{\omega_z}$ , тем больше количество энергии, вносимой демпфером в колебания. При условии  $\bar{\tau} < 1/4$  энергия, вносимая

демпфером в колебания, меньше поглощаемой энергии. Демпфер в этом случае способствует затуханию колебаний, но менее эффективен, чем идеальный. При  $\bar{\tau} = 1/4$  вносимая энергия равна энергии поглощаемой. Демпфер не оказывает влияние на затухание колебаний. При относительном времени запаздывания может произойти раскачка самолёта.

Так как с ростом скорости полёта растёт частота собственных колебаний, то их период  $T_\alpha$  уменьшается. Следовательно, при одном и том же  $\tau$  относительная величина  $\bar{\tau}$  увеличивается, а эффективность уменьшается. В результате появляется опасность раскачки самолёта.

5. Изд. №9998

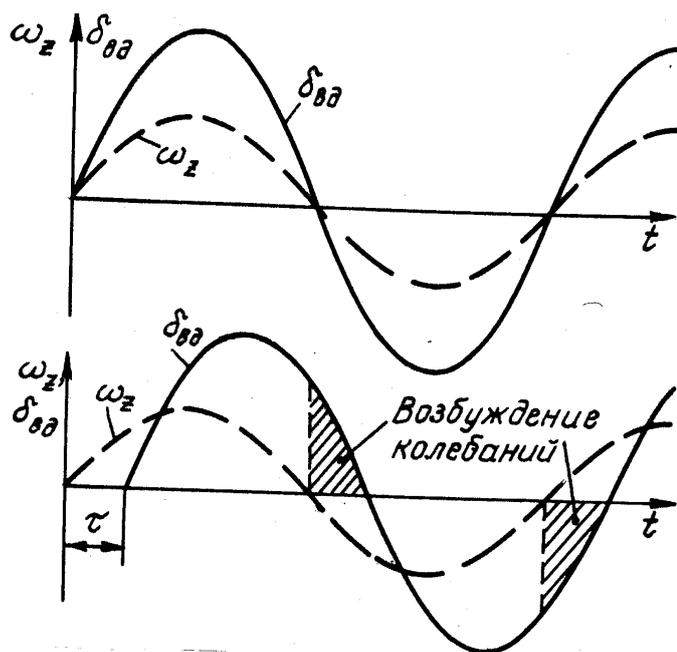


Рис. 2.13

С ростом коэффициента усиления демпфера при постоянном запаздывании  $\tau$  энергия возбуждения растёт. Следовательно, по мере увеличения  $k_\delta^{\omega_z}$  эффективность идеального демпфера повышается (повышается  $\bar{\xi} = \xi_{\alpha c} / \xi_\alpha$  и уменьшается число колебаний до практически полного затухания). Как видно из рис. 2.14, у реального демпфера при малых значениях  $k_\delta^{\omega_z}$  величина  $\bar{\xi}$  повышается, а при больших падает и наступает раскачка самолёта ( $\bar{\xi} \rightarrow 0$ , а  $n_{зам} \rightarrow \infty$ ).

Изложенные соображения позволяют сделать следующие выводы:

- для реальных автоматов демпфирования и устойчивости нельзя неограниченно увеличивать коэффициенты усиления;
- максимально возможное для реализации значение коэффициента усиления будет тем меньше, чем большее относительное запаздывание имеет его сервопривод, а также другие элементы системы управления;

– реальные свойства контура управления проявляются прежде всего на тех режимах полёта, где частота собственных колебаний самолёта велика, а период колебаний мал (полёт на больших скоростях и малых высотах).

Существует несколько путей компенсации запаздывания автоматов. Наиболее часто встречающиеся из них следующие:

– применение быстродействующих электрогидравлических рулевых агрегатов. Данный путь обладает ограниченными возможностями. Во-первых, технически сложно реализовать агрегат с постоянной времени, меньшей 0,02 с. Во-вторых, при высоком быстродействии агрегат будет реагировать на шумы датчиков, что может привести к высокочастотным колебаниям рулевых поверхностей («автопилотный флаттер»);

– включение в закон управления демпфера дополнительного слагаемого, пропорционального угловому ускорению, т.е.  $\delta_{\omega\dot{\omega}} = k_{\omega} \omega_z + k_{\dot{\omega}} \dot{\omega}_z$ . Сигнал, пропорциональный угловому ускорению тангажа, вводит упреждение в отклонении руля по отношению к сигналу, пропорциональному угловой скорости, чем и компенсирует запаздывание;

– применение демпфера с изодромом с законом (2.15).

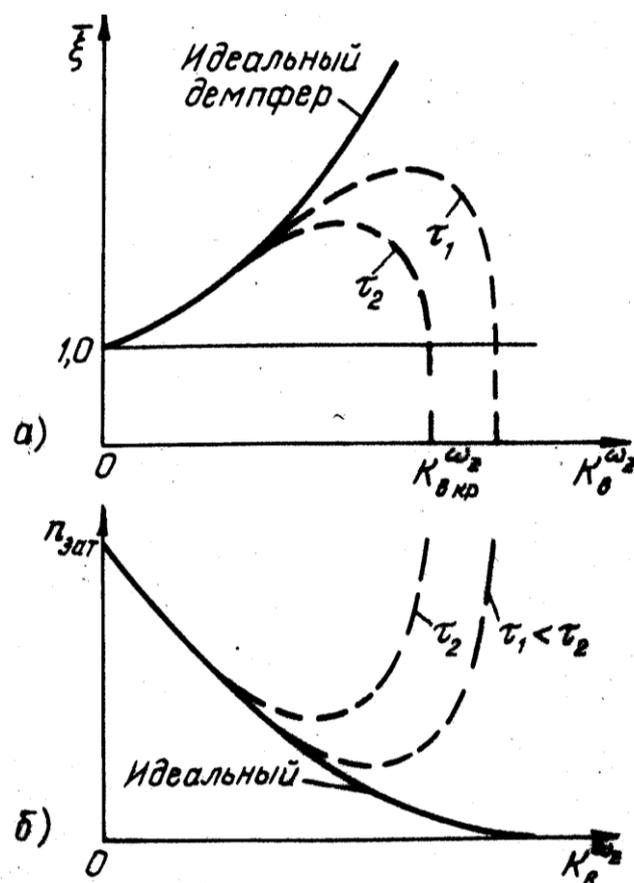


Рис. 2.14

**Влияние ограничений по скорости и углам отклонения рулей и упругих деформаций частей самолёта.**

Ограничение доверенных автомату углов отклонения рулей снижает его эффективность при достаточно больших возмущениях и управлениях. Так,

при маневрах с большими перегрузками за счёт постоянной составляющей угловой скорости расходуется часть рабочей зоны демпфера  $\delta_{\partial} = \kappa_{\partial} \omega_z \frac{g}{V} n_y$ , и при некоторой перегрузке демпфер с ограниченным ходом выходит в зону насыщения и перестаёт выполнять свои функции. Демпфер с изодромом не реагирует на постоянную составляющую  $\omega_z$ , поэтому вероятность выхода на ограничения у него меньше.

5\* влияние упругих деформаций на работу автоматов проявляется через изменение характеристик устойчивости и управляемости, и создание помех, искажающих показания датчиков. Изменение характеристик устойчивости и управляемости может быть частично скомпенсировано правильным выбором законов управления и регулированием передаточных чисел.

Помехи, связанные с упругими колебаниями конструкции, можно уменьшить следующим образом:

- рациональным расположением датчиков на ЛА. Сложность реализации данного пути заключается в том, что формы упругих колебаний не являются стабильными и зависят от режима полёта и изменения массы самолёта;

- применением специальных фильтров, позволяющих отделить полезный сигнал от сигналов помех.

## **2.4. УСТРОЙСТВА И АВТОМАТЫ, УЛУЧШАЮЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАТИЧЕСКОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ**

### **2.4.1. Способы обеспечения заданных характеристик статической управляемости**

Для идеальной СНУ справедливо выражение  $\delta_{\partial} = \frac{K_B}{C_B} P_B$ , показывающее, что отклонение органа управления прямо пропорционально усилию, приложенному лётчиком к ручке управления, и обратно пропорционально жёсткости загрузки ручки. Продифференцировав данное выражение по перегрузке, получим  $\delta_{\partial}^{n_y} = \frac{K_B}{C_B} P_B^{n_y}$ . Теперь можно определить градиент усилия по перегрузке (статическую характеристику продольной управляемости):

$$P_B^{n_y} = \frac{C_B}{K_B} \delta_{\partial}^{n_y} = C_B x_{\partial}^{n_y}.$$

Таким образом, при постоянных параметрах СНУ градиент усилий по перегрузке полностью определяется законом изменения величины  $\delta_{\partial}^{n_y}$ , которая характеризует значение необходимого отклонения руля для изменения нормальной перегрузки на единицу.

Величина  $\delta_e^{ny}$  определяется следующим образом:

$$\delta_e^{ny} = -\frac{\sigma_n}{m_z^{\delta_e}} \frac{G}{qS} = -\frac{\sigma_n}{m_z^{\delta_e}} c_{y_{гр}}. \quad (2.17)$$

Из выражения (2.17) следует, что при изменении режима полёта  $\delta_e^{ny}$  существенно меняется, а следовательно, меняется и градиент усилия по перегрузке  $P_B^{ny}$ . Однако, для обеспечения точного управления необходимо, чтобы величина  $P_B^{ny}$  изменялась в узком диапазоне, т.е.

$$P_B^{ny} = \frac{C_B}{K_B} \delta_e^{ny} \cong const. \quad (2.18)$$

Условие (2.18) можно реализовать регулированием параметров СЧУ  $K_B$  и  $C_B$  в соответствии с выражением

$$\left( \frac{C_B}{K_B} \right)_3 = \frac{P_B^{ny_3}}{\delta_e^{ny}}.$$

Потребный закон изменения параметров СЧУ, обеспечивающих поддержание градиента усилия по перегрузке постоянным, представлен на рис.2.15.

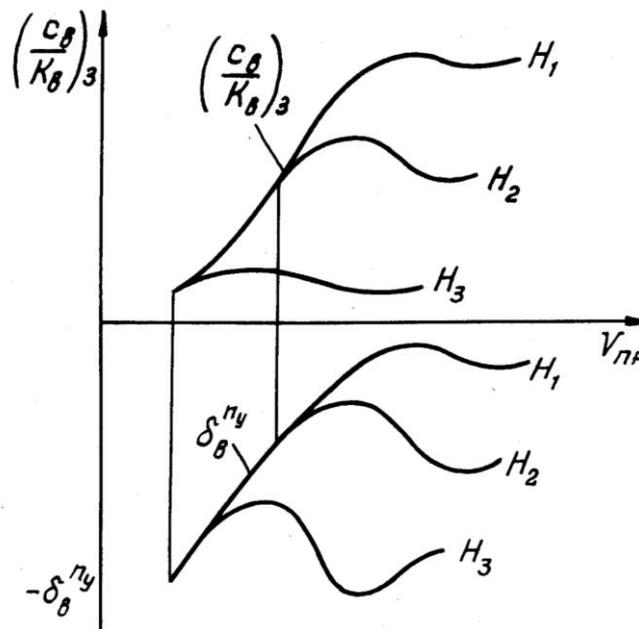


Рис. 2.15

Для реализации этого закона используются следующие способы:

а) при постоянном значении передаточного числа проводки управления от ручки к рулю ( $K_B = const$ ):

– изменение жёсткости загрузки ручки по её ходу с помощью загрузочных и нелинейных механизмов;

- изменение жёсткости загрузки ручки по режимам полёта с помощью автоматов регулирования загрузки ручки (АРЗ);
- б) при постоянной жёсткости загрузки ручки ( $C_B = const$ ):
  - изменение передаточного числа проводки управления по ходу ручки с помощью нелинейных механизмов;
  - изменение передаточного числа по режимам полёта с помощью автоматов регулирования передаточных чисел (АРП);
- в) одновременное изменение жёсткости загрузки ручки и передаточного числа проводки управления:
  - постановка АРЗ совместно с нелинейным механизмом;
  - постановка автомата регулирования управления (АРУ), который является комбинацией АРЗ и АРП.

Рассмотрим возможности каждого из способов.

#### **2.4.2. Улучшение характеристик статической управляемости с помощью изменения жёсткости загрузки КРУ**

**Загрузочный механизм (ЗМ).** Схема простейшего ЗМ представлена на рис. 2.16. Из схемы видно, что жёсткость загрузки ручки определяется: жёсткостью пружины ЗМ (поз.2); передаточным отношением от ручки до ЗМ; положением штока механизма триммерного эффекта (поз.6).

Таким образом, простейший пружинный загрузатель обеспечивает увеличение усилий на ручке пропорционально величине ее отклонения, т.е.  $P_B = C_B(x_{\epsilon} - x_{\epsilon 0})$ , где  $C_B$  – жёсткость загрузки ручки,  $x_{\epsilon 0}$  – положение ручки, соответствующее нулевому усилию на ней. Регулирование усилий на ручке путём изменения  $x_{\epsilon 0}$  осуществляется лётчиком с помощью МТЭ. Подбрав необходимую жёсткость пружины и передаточное отношение, можно обеспечить требуемые усилия на ручке, которые будут возрастать пропорционально её отклонению от нейтральной.

Для того, чтобы при работе последовательно включенных в проводку управления исполнительных устройств САУ перемещался только золотник РП, а ручка управления оставалась неподвижной, пружина загрузателя имеет предварительное сжатие с усилием, большим, чем сила трения в проводке управления золотником. Соответствующая характеристика загрузателя на рисунке изображена штриховой линией.

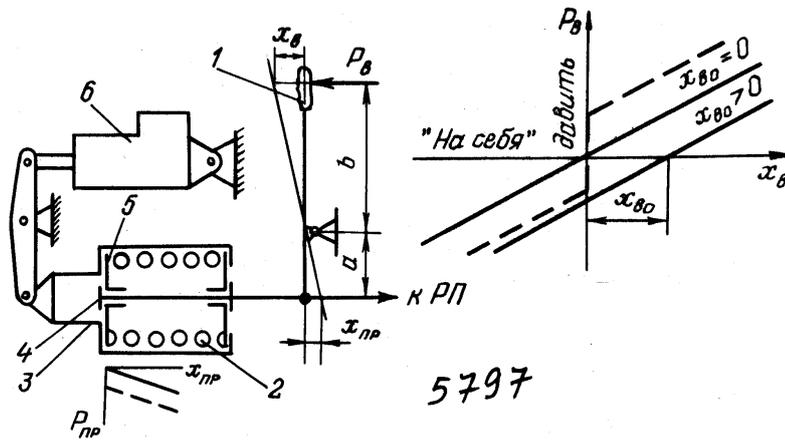


Рис. 2.16. Схема простейшего механизма:  
 1 – ручка управления; 2 – цилиндр; 4 – упор;  
 3 – шайба; 6 – электромеханизм триммерного эффекта

связь по усилиям на отклонение руля. Однако при таком ЗМ градиенты  $x_{\delta}^{ny}$  и  $P_{\delta}^{ny}$  будут изменяться в таких же широких пределах, как и градиент  $\delta_{\delta}^{ny}$ , так как жёсткость загрузки постоянна ( $C_B = \kappa_1^2 \kappa_2^2 C_n = const$ ).

Загрузочные механизмы изменяют жёсткость загрузки по ходу ручки, а не по режимам полёта. Однако между положением ручки и режимом полёта есть косвенная связь через балансировочное положение руля.

Так нейтральное положение ручки обычно соответствует крейсерскому режиму – большим дозвуковым скоростям полёта. На этих скоростях эффективность стабилизатора велика. Следовательно, во избежание раскачки самолёта загрузочный механизм должен обеспечить высокую жёсткость загрузки ручки. На малых скоростях балансировочное положение ручки находится около груди, а на сверхзвуковых скоростях – у приборной доски. Эффективность стабилизатора на этих скоростях ниже. Поэтому жёсткость загрузки ручки необходимо уменьшать.

Необходимая загрузочная характеристика ручки представлена на рис. 2.17.

Эту характеристику может обеспечить простейший загрузочный механизм совместно с нелинейным механизмом или ЗМ, состоящий из двух и более пружин.

Более подробно рассмотрим ЗМ, состоящий из трёх пружин, который наиболее часто встречается в системах управления современных ЛА. Схема данного ЗМ приводится на рис. 2.18. На схеме две небольшие по диаметру пружины имеют большую жёсткость, а пружина большего диаметра имеет

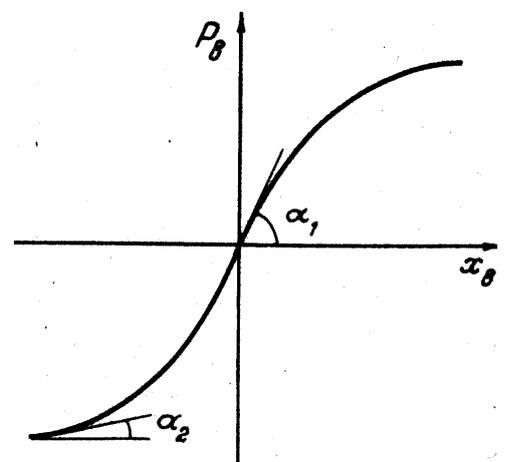


Рис. 2.17

малую жёсткость. Большая пружина имеет предварительную затяжку, благодаря чему при малых перемещениях ручки относительно балансиرو-вочного положения в одну и другую сторону деформируются только малые пружины большой жёсткости. При значительном отклонении ручки, когда усилия на штоке ЗМ превысят усилие предварительной затяжки большой пружины, она включается в работу. При этом работают последовательно малая и большая пружины, а суммарная жёсткость загрузки ручки уменьшается.

Достоинствами таких устройств являются: высокая надёжность, уменьшение диапазона изменения градиента  $P_{\theta}^{ny}$ , уменьшение усилий потребных для отклонения ручки на максимальную величину.

Недостатки данных устройств:

– они не обеспечивают заданных характеристик управляемости при значительном изменении скорости и высоты полёта, так как изменяют жёсткость загрузки по ходу ручки, а не по режимам полёта;

– по мере отклонения ручки и переходе обжатия с жёсткой пружины на «мягкую» скачкообразно меняется жёсткость (облегчается управление), что может явиться причиной произвольной раскачки самолёта.

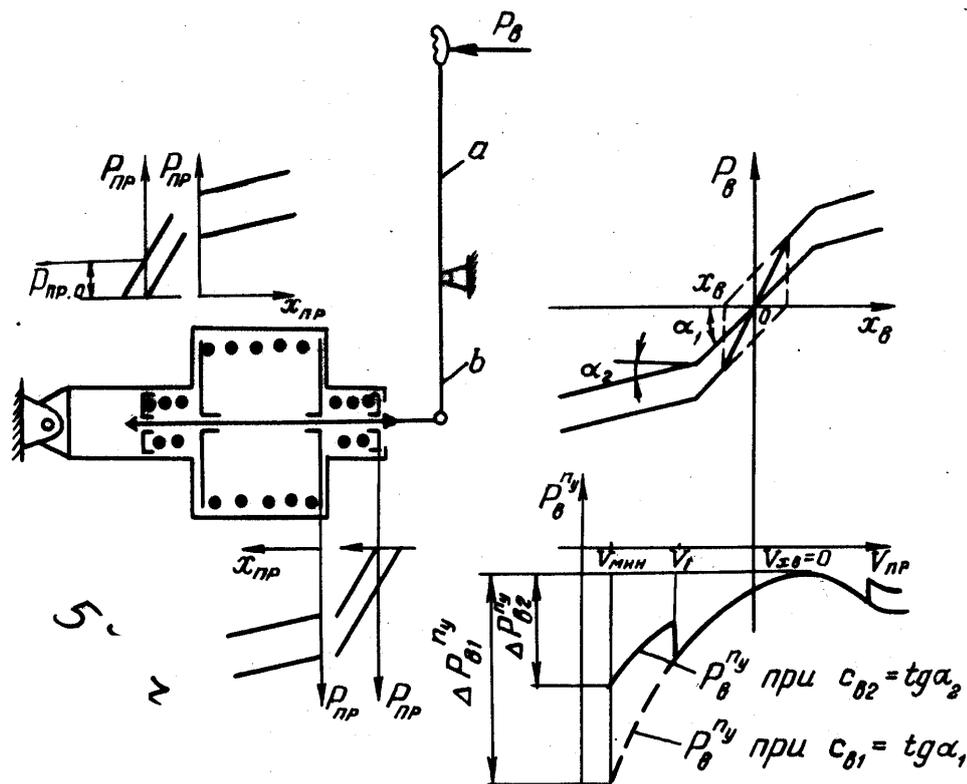


Рис. 2.18

**Автоматы регулирования загрузки (АРЗ).** АРЗ предназначены для изменения жёсткости загрузки ручки по режимам полёта. Принципиальная схема АРЗ представлена на рис. 2.19. АРЗ включает управляющий блок (вычислитель) 6 и исполнительное устройство автомата 5, которое обеспечивает

изменение передаточного числа от ручки 1 до 3М (поз.2) по режимам полёта, обеспечивая тем самым изменение по режимам полёта и жёсткости загрузки ручки.

Входными параметрами автомата являются динамическое и статическое давление от самолётной системы ПВД.

Изменение жёсткости загрузки ручки происходит за счёт изменения плеча  $l_3$  исполнительного устройства. При увеличении скорости полёта (уменьшении высоты) шток исполнительного устройства выдвигается, увеличивая плечо. Сила от сжатой пружины загрузочного механизма 2, действуя на большем плече, создаёт большие усилия на ручке, т. е. вводит лётчику обратную связь по усилиям на изменение режимов полёта. При этом возрастает нагрузка ручки. При уменьшении скорости (увеличении высоты) – шток убирается, в результате чего нагрузка ручки уменьшается. Изменение жесткости загрузки ручки производится прерыви отдельными включениями исполнительного устройства.

При отказе АРЗ с уводом штока на малое плечо уменьшение усилий на ручке управления на больших скоростях может привести к раскачке самолёта. При отказе с уводом штока на большое плечо увеличение усилий на ручке затяжеляет управление на малых приборных скоростях.

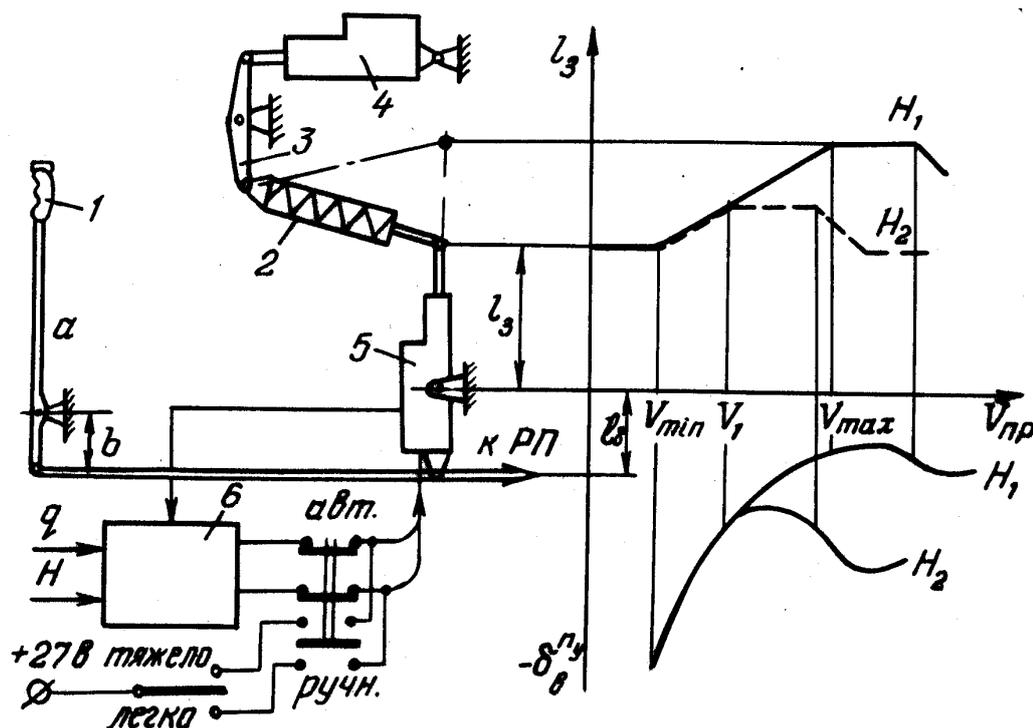


Рис. 2.19. Автомат регулирования загрузки:

- 1 – ручка управления; 2 – загрузочный механизм;
- 3 – качалка; 4 – электромеханизм триммерного эффекта;
- 5 – исполнительное устройство автомата регулирования загрузки;
- 6 – вычислительное устройство

ную путем непосредственного включения электродвигателя исполнительного устройства. Время перемещения штока исполнительного устройства из одного крайнего положения в другое обычно не превышает 25 с.

### 2.4.3. Улучшение характеристик статической управляемости изменением передаточного числа проводки управления

**Нелинейный механизм (НМ).** НМ предназначен для изменения передаточного числа проводки управления по ходу ручки. НМ не изменяет диапазонов отклонения руля и ручки, а изменяет передаточное число внутри этого диапазона. В продольном канале НМ вблизи нейтрального положения ручки (большие дозвуковые скорости) должен обеспечивать малое значение передаточного числа, а при больших отклонениях ручки (малые и большие сверхзвуковые скорости) – большое.

Возможные схемы НМ приведены на рис.2.20.

Основными достоинствами НМ являются: относительная простота конструкции; высокая надежность; возможность использования всего диапазона отклонения руля; уменьшение диапазона изменения градиента  $P_e^{ny}$ ; повышение величины градиента  $(x_e^{ny})_{\min}$ .

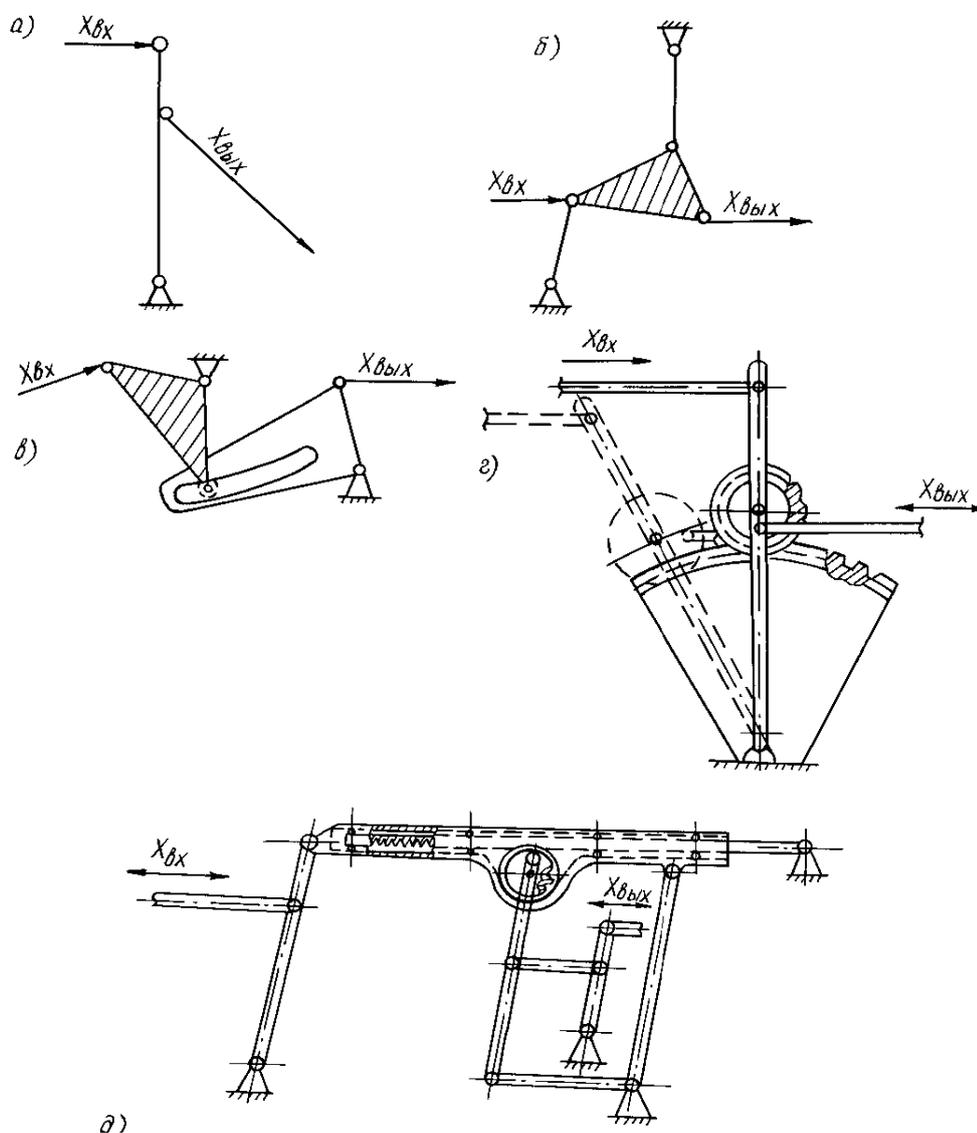


Рис.2.20. Схемы нелинейных механизмов:  
а) с нелинейной качалкой; б) с жёстким треугольником; в) кулисный;  
г) шестерённый; д) реечный

Это обуславливает широкое применение таких механизмов в системах управления ЛА.

**Автоматы регулирования передаточных чисел (АРП).** АРП предназначены для автоматического изменения передаточных чисел проводки от ручки к органам управления по режимам полёта. АРП конструктивно состоит из управляющего блока (вычислителя), исполнительного устройства и блока датчиков. При увеличении плеча  $l_{\delta}$  исполнительного устройства передаточное число проводки управления возрастает (рис.2.21). С ростом скорости и при уменьшении высоты полёта шток исполнительного устройства убирается.

В отличие от НМ АРП изменяет в зависимости от режима полёта диапазоны углов отклонения рулей.

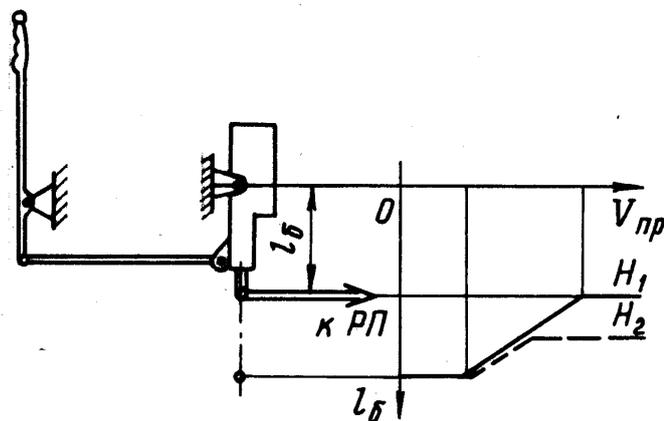


Рис. 2.21

АРП применяются не только на маневренных самолётах, но и на тяжёлых военно-транспортных самолётах.

Наибольшее распространение АРП получили в электродистанционных системах управления (ЭДСУ) вследствие простоты реализации (изменением по режимам полёта величины сигнала от датчика положения ручки на входе в усилитель сервопривода).

#### 2.4.4. Автоматы регулирования управлений (АРУ). Особенности управления самолётом при отказах АРУ

Основной недостаток НМ и простейших ЗМ заключается в том, что они изменяют параметры СНУ по ходу ручки, а не по режимам полёта. Статические характеристики управляемости близки к оптимальным значениям только для балансировочных положений ручки на расчетной высоте.

Применение только АРЗ или только АРП также не позволяет получить приемлемых характеристик статической управляемости для всех режимов полета, так как по условиям безопасности полёта на случай возможных отказов им доверяют изменение характеристик в сравнительно узком диапазоне (не более чем в 2...3 раза).

Для маневренных самолётов большее применение нашли системы управления с АРУ, которые представляют собой композицию АРЗ и АРП.

Конструктивно АРУ и АРП могут быть выполнены отдельно (АРУ-9; АРУ-11) или быть совмещены в одном механизме (АРУ-3В; АРУ-29). Принципиальная схема АРУ-3В приведена на рис. 2.22.

АРУ позволяют получить желаемые значения градиентов усилия по перегрузке на всех режимах полёта, а также повысить величину градиента  $x_B^{ny}_{\min}$  и вводят лётчику обратную связь по усилиям на изменение режима полета. В этом состоит их основное достоинство.

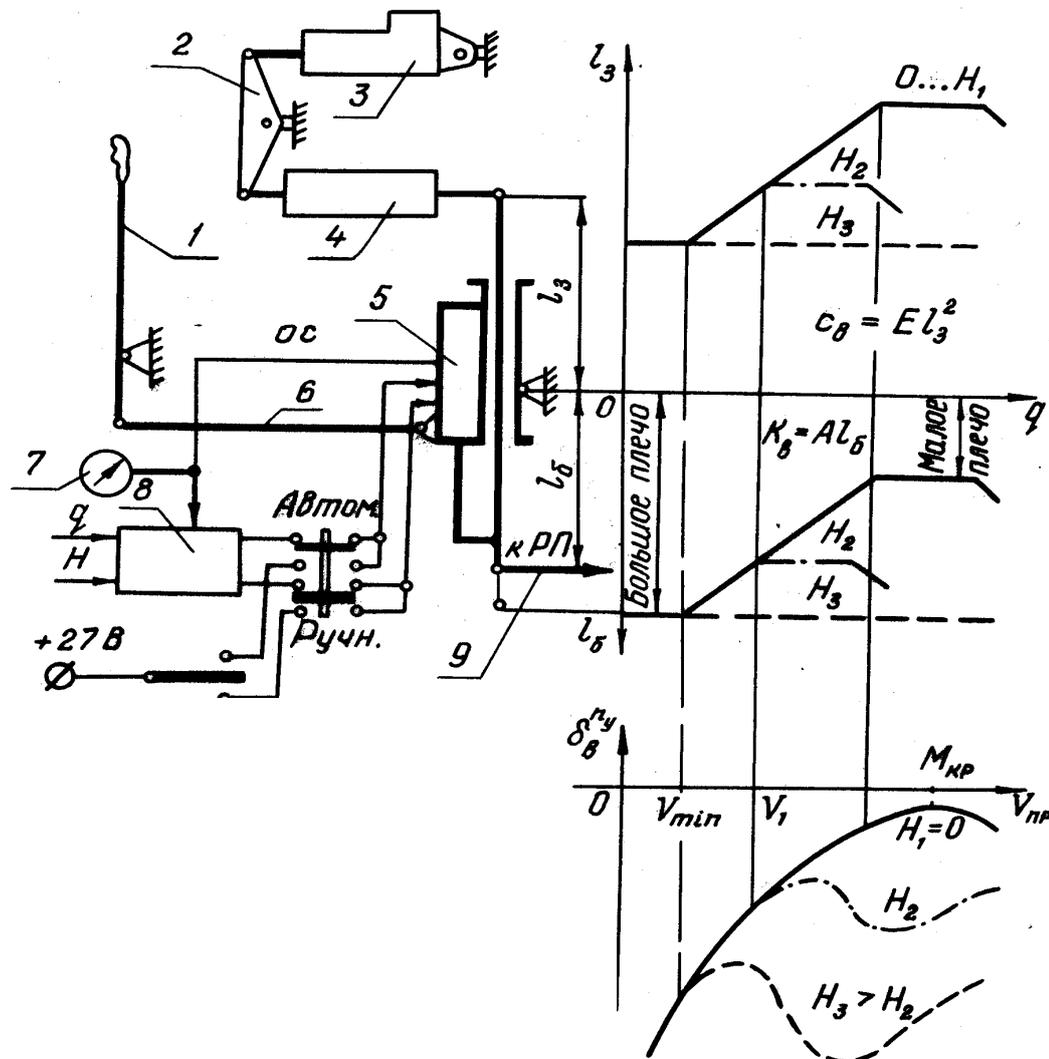


Рис. 2.22. Автомат регулирования управления АРУ-3В:

- 1 – ручка управления; 2 – качалка; 3 – МТЭ;
- 4 – пружинный загрузочный механизм; 5 – исполнительное устройство АРУ;
- 6 – тяга входная; 7 – указатель положения штока АРУ;
- 8 – блок управления; 9 – тяга к рулевому приводу

Регулирование передаточного числа проводки управления при изменении режима полёта приводит к тому, что в зависимости от скорости и высоты полёта изменяется располагаемый диапазон отклонения руля. Так, например, с ростом приборной скорости из-за осуществляемого АРУ уменьшения передаточного числа уменьшается максимально возможное отклонение руля при полном отклонении ручки управления. Это может существенно ограничить

маневренные возможности самолёта на некоторых высотах и числах  $M > 1$ , а при отказах АРУ вызвать ряд особенностей в управлении самолётом.

Отмеченные выше особенности зависят от режима полёта, на котором происходит отказ АРУ. Режим полёта определяет режим работы АРУ. Различают работу АРУ по величине плеча  $l_{\delta}$  исполнительного механизма. При работе АРУ на большом плече передаточное отношение проводки управления максимально, а жёсткость загрузки ручки минимальна.

При отказах АРУ, связанных с уводом его штока в одно из крайних положений, изменяются характеристики статической управляемости, т. е. в зависимости от характера отказа облегчается или затрудняется управление при отклонении ручки управления от её балансировочного положения.

При **отказе АРУ с уводом штока на малое плечо** уменьшается диапазон углов отклонения стабилизатора. Вследствие этого может не хватить отклонения стабилизатора для балансировки самолёта на малых приборных скоростях. В этом случае снижается потолок самолёта, ухудшаются маневренные характеристики самолёта практически во всем диапазоне скоростей и высот полёта, затрудняется осуществление посадки, которая может быть выполнена только на повышенной скорости с затяженным управлением.

При **отказе АРУ с уводом штока на большое плечо** усложняется управление самолётом на больших дозвуковых скоростях и малых высотах. При большом плече на таких режимах полёта самолёт чрезвычайно чувствителен к изменению усилий на ручке управления, и ее перемещениям. Лётчику трудно правильно дозировать отклонения ручки и стабилизатора. В этом случае создаются благоприятные условия для произвольной раскачки самолёта.

Учитывая опасность отказов АРУ, на самолётах нашли применение: сигнализация отказа АРУ на табло аварийных сигналов; выдача соответствующей команды речевым информатором в шлемофон лётчика; сигнализация текущего положения штоков исполнительных устройств (или крайних положений штоков); возможность управления исполнительными устройствами АРУ вручную с помощью специальных переключателей.

## 2.5. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

В современном воздушном бою достигать превосходства позволяет уверенное и безопасное пилотирование самолёта на больших углах атаки. Однако практика показывает, что с ростом угла атаки  $\alpha$  существенно ухудшается устойчивость и управляемость самолёта в боковом движении.

Это проявляется уменьшением располагаемой угловой скорости крена  $\omega_{x \text{ расп}}$ , а также возникновением обратной реакции самолёта на отклонение ручки управления самолетом по крену.

Проблемы управления на больших углах атаки заключается в существенном ухудшении аэродинамических характеристик характеризующих боковую устойчивость и управляемость.

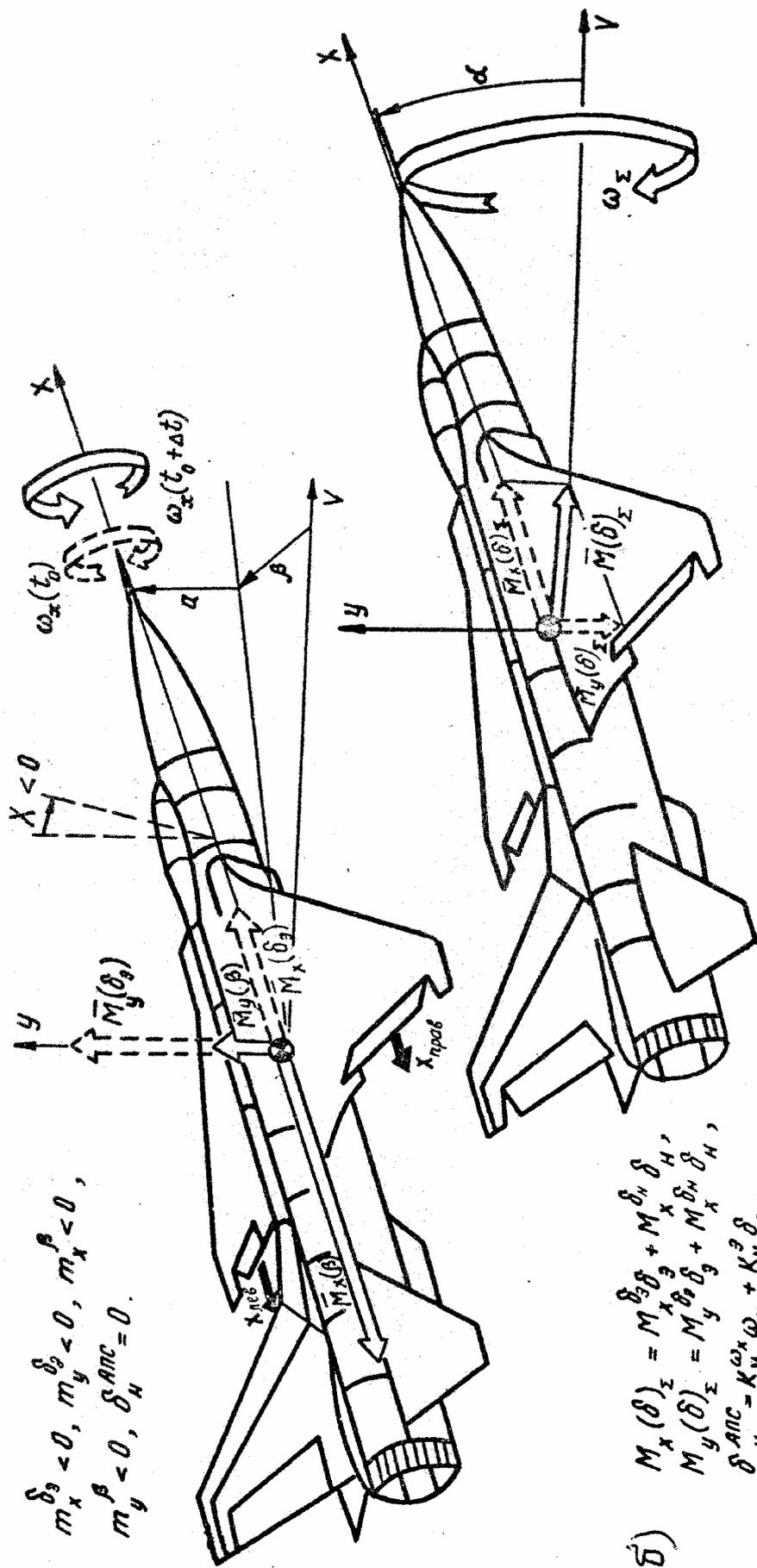
Схема развития обратной реакции по крену следующая (см. рис. 2.23 а): При отклонении РУС вправо отклоняются элероны и, как следствие, появляется кренящий момент  $\bar{M}_x(\delta_\vartheta)$ . Самолет начинает вращаться вокруг оси  $OX$  вправо. Возникает кинематический переход угла атаки  $\alpha$  в угол скольжения  $\beta$ . Кроме того, вследствие наличия момента  $\bar{M}_y(\delta_\vartheta)$ , угол  $\beta$  дополнительно увеличивается. Таким образом, развивается интенсивное скольжение на правое крыло. Вследствие большой поперечной устойчивости, определяемой аэродинамическим коэффициентом  $m_x^\beta$ , возникает момент  $\bar{M}_x(\beta)$ , который направлен в противоположную сторону и превосходит все остальные действующие на самолет моменты. Поэтому, качнувшись вправо, самолет перейдет во вращение с опусканием левого крыла.

Улучшение управления может достигаться либо за счёт оптимизации аэродинамической компоновки самолёта, либо за счёт использования автомата путевой устойчивости (АПУ). АПУ работает в соответствии с законом:

$$\delta_{\text{ну}} = k_N^\beta \beta + k_N^{\omega_y} \omega_y + k_N^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta.$$

Путевая устойчивость повышается за счет введения в закон управления рулем направления составляющих  $k_N^\beta \beta$  и  $k_N^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta$ . Отклоняя руль против скольжения, автомат как бы искусственно повышает коэффициент  $m_y^\beta$ , делая самолёт устойчивым. На практике точно измерить угол скольжения очень сложно. Поэтому чаще в АПУ вместо сигнала  $\beta$  используют поперечную перегрузку  $n_z$ . Составляющая  $k_N^{\omega_y} \omega_y$  обеспечивают демпфирование колебаний рыскания.

Использование АПУ позволяет организовать вращение самолёта не относительно продольной оси, а относительно вектора скорости, то есть без скольжения (рис.2.23 б).



a)  $m_x^{\delta_3} < 0, m_y^{\delta_2} < 0, m_x^\beta < 0,$   
 $m_y^\beta < 0, \delta_{ANC} = 0.$

b)  $M_x(\delta)_\Sigma = M_x^{\delta_3} \delta_3 + M_x^{\delta_H} \delta_H,$   
 $M_y(\delta)_\Sigma = M_y^{\delta_2} \delta_2 + M_y^{\delta_H} \delta_H,$   
 $\delta_{ANC} = K_H \omega_x + K_H^3 \delta_3$

Рис.2.23

Таким образом, АПУ позволяет сохранить поперечную управляемость до значительных углов атаки. Вместе с тем, лётному составу нужно знать, что, начиная с некоторых, достаточно больших углов атаки, аэродинамическая эффективность рулей падает настолько, что АПУ становятся неэффективными. Поэтому выход самолёта на углы атаки больше  $\alpha_{\text{доп}}$  – недопустим.

## Г л а в а 3. РУЛЕВЫЕ ПРИВОДЫ И ИХ СВОЙСТВА

### 3.1. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И КОНСТРУКЦИЯ

#### 3.1.1. Назначение и классификация рулевых приводов

При прямом управлении отклонение рулей осуществляется только за счёт усилий, развиваемых лётчиком для преодоления шарнирных моментов.

При непрямом управлении отклонение рулей осуществляется рулевыми приводами. Рулевыми приводами будем называть устройства, осуществляющие непосредственное отклонение органов управления по сигналам лётчика или автоматических систем.

Рулевой привод является важнейшим элементом системы управления, так как работает при всех видах управления: ручном, директорном, и автоматическом и его динамические свойства во многом определяют свойства контура управления. Как усилитель мощности рулевой привод может быть включен по обратимой и необратимой схемам в проводку управления.

Для сверхзвукового самолёта система управления стабилизатором должна быть не прямой с рулевым приводом, включенным по необратимой схеме, не допускающим перехода на прямое управление даже при его отказах.

Для элеронов и руля направления знак шарнирного момента при переходе на сверхзвуковое обтекание не изменяется. Поэтому рулевой привод здесь можно включать по обратимой схеме или по необратимой с возможностью перехода на прямое управление при его отказах.

По виду используемой энергии для усиления входных сигналов рулевые приводы подразделяются на электрические, гидравлические, пневматические и комбинированные.

Пневматические рулевые приводы используют энергию сжатого газа и применяются в основном на беспилотных летательных аппаратах. Они имеют малую массу, большое быстродействие, но вследствие сжимаемости носителя энергии воспроизводят сигналы управления с заметными фазовыми и амплитудными искажениями.

Электропривод применяется, главным образом, в качестве сервопривода САУ для перемещения золотника основного гидравлического привода. Основное распространение в настоящее время получили гидравлические рулевые приводы, представляющие собой усилители мощности, выполненные в виде гидравлической следящей системы. Их преимуществами являются: малые габариты и масса при значительной мощности, высокое быстродействие, точность и надежность, простота конструкции и эксплуатации.

Типичный гидравлический рулевой привод включает (рис. 3.1): распределительное (регулирующее) устройство (РУ), исполнительное устройство (ИУ) и устройство обратной связи (ОС). Как правило, применяется жёсткая

отрицательная обратная связь. Как видно из схемы, при наличии входного сигнала  $z$  и рассогласования

$$x = z - k_{OC}y \quad (3.1)$$

распределительное устройство, управляя потоком жидкости (расходом  $Q$  и давлением  $p$ ) из гидросистемы в исполнительное устройство, вызывает перемещение его выходного элемента  $y$  до тех пор, пока сигнал обратной связи  $z_{OC} = k_{OC}y$  не уравнивает входной сигнал  $z$ . Наличие обратной связи обеспечивает пропорциональность между входным  $z$  и выходным  $y$  сигналами.

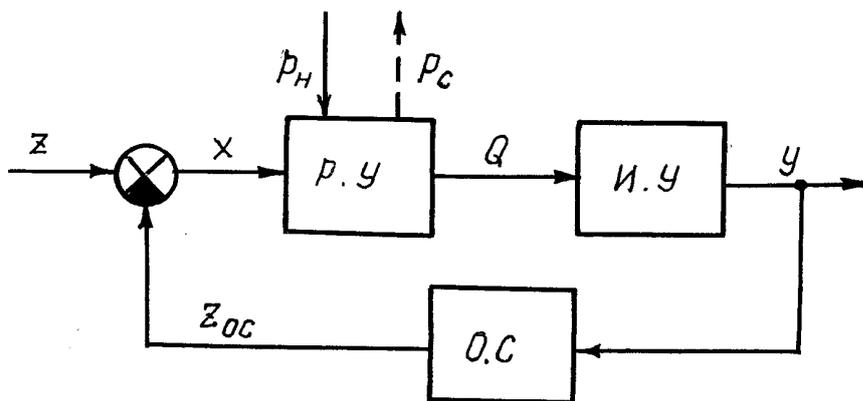


Рис. 3.1

В качестве исполнительных устройств обычно применяют силовые гидравлические цилиндры и реже – гидромоторы вращательного действия.

В качестве распределительного устройства могут применяться цилиндрические и плоские золотники, струйные трубки и сопло-заслонки. Входной сигнал и обратная связь могут быть механическими и электрическими. В последнем случае рулевой привод называют электрогидравлическим. По числу каскадов последовательного усиления сигналов рулевые приводы бывают одно-, двух-, трёх-, четырёх- и более каскадными.

В зависимости от способа регулирования скорости управляемого объекта различают рулевые приводы с дроссельным и объемным регулированием. В электроприводах применяют электрорегулирование.

### 3.1.2. Принцип действия рулевых приводов

Гидравлический однокаскадный рулевой привод с механическим входным сигналом и механической обратной связью, с цилиндрическим распределительным золотником (рис. 3.2, а), с подвижным штоком и неподвижным цилиндром работает следующим образом.

При отсутствии входного сигнала  $x_{BX}$  золотник 3 находится в нейтральном положении и своими буртиками отсоединяет полости А и Б силового цилиндра 4 от линии нагнетания и слива. Внешняя нагрузка  $P_{шт}$  от шарнирного момента руля передаётся через шток 2, поршень, силу давления жидкости

в полости А – на днище цилиндра и через опору – на конструкцию летательного аппарата. Шток 2 с поршнем неподвижны.

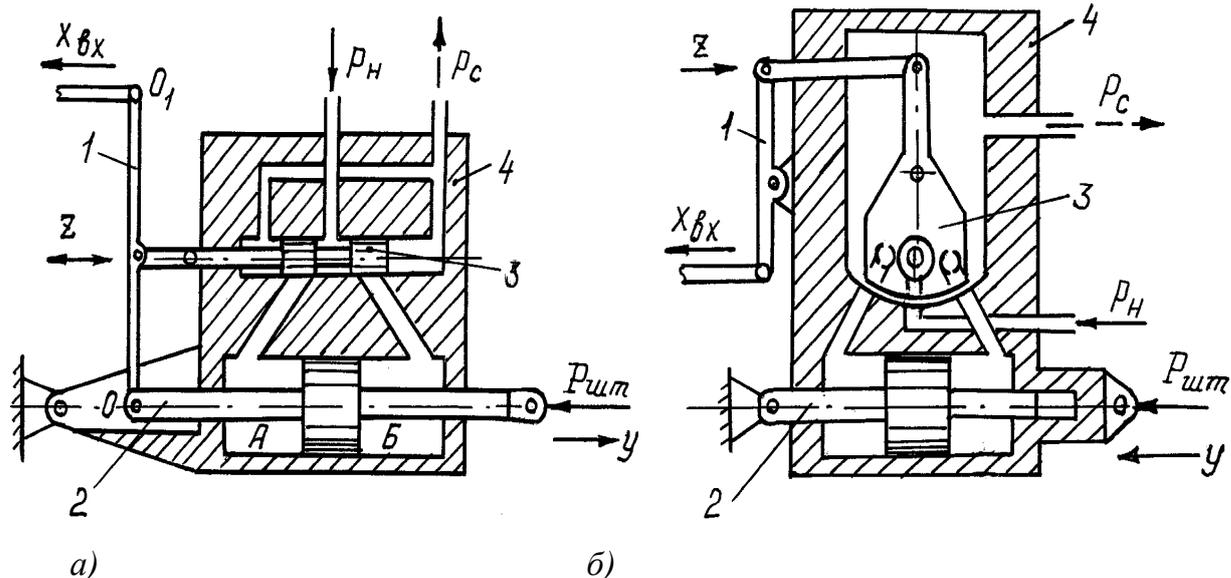


Рис. 3.2

При наличии входного сигнала, т.е. при повороте качалки 1 относительно точки  $O$  и смещении золотника 3, например, влево, жидкость под давлением из линии нагнетания поступает в левую полость А, а правая полость Б сообщается с линией слива. Под действием перепада давления поршень со штоком начинает перемещаться вправо, преодолевая внешнюю нагрузку и отклоняя руль со скоростью, определяемой расходом жидкости через золотник. Перемещающийся шток поворачивает качалку 1 относительно точки  $O_1$  и перемещает золотник 3 вправо на закрытие окон. Поэтому при остановке точки  $O_1$  (ручки управления) происходит закрытие окон золотника и остановка штока.

Аналогично работает и рулевой привод с плоским золотником 3 (рис.3.2, б). При перемещении входной тяги и повороте золотника его отверстие соединяет одну из полостей цилиндра с нагнетанием, а боковая сторона соединяет другую полость со сливом. Так как здесь шток неподвижен, то будет перемещаться цилиндр 4 и через качалку 1 возвращать золотник в нейтральное положение.

Принцип действия электрогидравлического рулевого привода с распределителем типа «сопло-заслонка» рассмотрим по схеме (рис. 3.3, а). Он имеет три каскада усиления. Усилитель 1 и электромеханический преобразователь (ЭМП) 2 с заслонкой 3 образуют первый каскад усиления. ЭМП преобразует электрический входной сигнал  $\Delta u$  в пропорциональное ему отклонение заслонки  $\varphi$ . Заслонка 3, сопла 4, дроссели постоянного сечения 7 и золотник 5 с центрирующими пружинами 6 образуют второй каскад усиления. Гидромеханическая обратная связь обеспечивает смещение золотника  $z$  из нейтрального положения на величину, пропорциональную отклонению заслонки

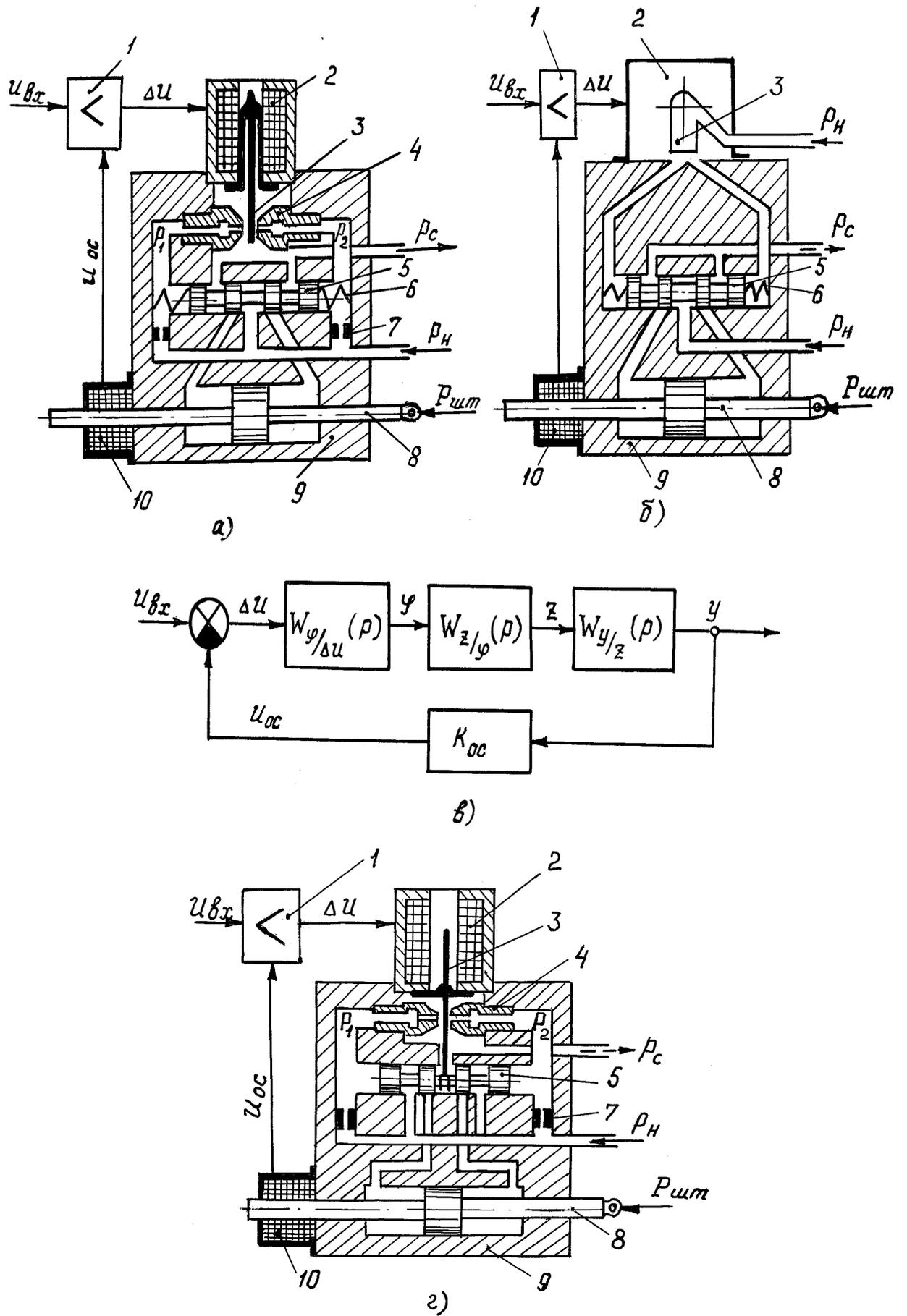


Рис. 3.3

$\varphi$ , а следовательно, и на величину, пропорциональную входному сигналу. Золотник 6, управляющий штоком 8, составляет третий каскад усиления. Электрическая обратная связь с помощью датчика обратной связи 10 обеспечивает перемещение штока 8 на величину, пропорциональную входному сигналу  $u_{ВХ}$ .

Если сигнал рассогласования  $\Delta u = 0$  ( $u_{ВХ} = u_{ОС}$ ), то заслонка 3 находится в нейтральном положении и обеспечивает равные расходы жидкости из линии нагнетания через левое и правое сопла. Так как левый и правый дроссели 7 имеют одинаковые проходные отверстия, то при равных расходах на них происходят одинаковые потери давления  $\Delta p_1 = \Delta p_2$ , и давления  $p_1$  и  $p_2$  за дросселями будут равны. При отсутствии перепада давления на золотнике пружины 6 удерживают его в нейтральном положении – шток 8 неподвижен.

При появлении ступенчатого сигнала  $u_{ВХ}$  заслонка повернется, например, вправо, на угол, пропорциональный этому сигналу. Расход жидкости и потери давления на дросселе 7 в правой ветви уменьшатся, а в левой возрастут, вследствие чего  $p_2 > p_1$ . Золотник сместится влево до тех пор, пока сила от сжатой пружины 6 не уравновесит управляющую силу на золотнике от перепада давления  $p_2 - p_1$ , т.е. он сместится на величину, пропорциональную отклонению заслонки. Смещение золотника вызовет перемещение штока 8 вправо и через датчик 10 увеличение сигнала обратной связи  $u_{ОС}$ . Когда шток переместится на такую величину, что сигнал  $u_{ОС}$  уравновесит входной сигнал, то  $\Delta u = u_{ВХ} - u_{ОС} = 0$  – заслонка и золотник возвратятся в исходное нейтральное положение, и шток остановится.

Аналогично работает и электрогидравлический рулевой привод с распределителем типа «струйная трубка» (рис. 3.3, б). Здесь электромеханический преобразователь 2 поворотом струйной трубки 3 (в которую подведена жидкость из линии нагнетания) непосредственно изменяет перепад давления на золотнике 5. На рис. 3.3, в приведена структурная схема трёхкаскадного электрогидравлического рулевого привода, отвечающего схемам а и б.

По таким же схемам (рис. 3.3, а, б) обычно выполняется и рулевой агрегат, входящий в сервопривод. Только шток 8 в рулевом агрегате отклоняет не руль, а золотник гидравлического рулевого привода.

Для повышения быстродействия рулевого агрегата применяют схемы с непосредственным перемещением золотника электромеханическим преобразователем, то есть идут по пути уменьшения числа каскадов усиления. Одна из таких схем приведена на рис. 3.3, г.

Отличительной чертой распределителя типа «сопло-заслонка», приведенного на рис. 3.3, г, является отсутствие центрирующих пружин на золотнике 5 и его соединение с заслонкой 3.

При подаче управляющего сигнала на электромеханический преобразователь 2, заслонка 3 и связанный с ней золотник 5 отклонятся от среднего положения. При отклонении заслонки нарушается равновесие по расходу жид-

кости через сопла 4, в результате чего возникает перепад давлений на торцах золотника 5 и сила, направленная на возвращение его с заслонкой в нейтральное положение. На некотором ходе золотника она уравнивается силой на заслонке от тока управления ЭМП. Таким образом, золотник сместится на величину, пропорциональную входному сигналу, и откроет доступ рабочей жидкости в одну из полостей цилиндра рулевого агрегата, сообщив другую со сливом. Поршень со штоком 8 под действием перепада давлений будет перемещаться и через датчик 10 изменять сигнал обратной связи до тех пор, пока он не уравнивает управляющий сигнал. Таким образом, шток перемещается на величину, пропорциональную входному сигналу. Поскольку для управления золотником рулевого привода требуются небольшие величины усилий и перемещений, а следовательно, и небольшие расходы жидкости, то часто рулевой агрегат сервопривода выполняют автономным по гидравлике.

На рис. 3.4 приведена принципиальная схема такого автономного по гидравлике рулевого агрегата АРМ-150, в который помимо собственно рулевого агрегата (РА) входят дополнительно: узел бака, насосная станция, клапан кольцевания 16, стопор-фиксатор штока 4, электрогидравлический клапан включения 15, контрольный фильтр. Баком является корпус агрегата, в котором размещены гидрокомпенсатор 19 с постоянным магнитом 20, дренажный 1 и заправочный 2 клапаны, магнитоуправляемый контакт – герокон 21.

При заправке жидкости АМГ-10 через заправочный клапан до давления  $p_c = 2,7 \cdot 10^5$  МПа поршень гидрокомпенсатора 19 перемещается, сжимая пружину 17. Магнит 20, отойдя с поршнем на 0,5...2мм, отпускает магнитоуправляемый контакт – герокон 21, а последний разрывает цепь питания контрольной лампы АРМ. Заправка контролируется с помощью мерной линейки 18, ввинчиваемой в корпус поршня гидрокомпенсатора. Насосная станция включает трёхфазный электродвигатель 33 переменного тока, аксиально-плунжерный насос переменной производительности 30 с постоянным углом наклона шайбы 31 и золотниковым регулятором производительности, и упругую муфту 32.

Собственно рулевой агрегат с электронным усилителем можно рассматривать как двухкаскадный однокамерный электрогидравлический усилитель.

Первым каскадом является электронный усилитель с электромеханическим преобразователем. Электромеханический преобразователь состоит из ротора – двух электромагнитов 7 и 10 с обмотками 8 и 11 на золотнике 9, статора (обмоток подмагничивания 6 и 12) и центрирующих пружин 5 и 13. Механическая обратная связь с помощью пружин 5 и 13 обеспечивает смещение золотника на величину, пропорциональную входному сигналу. Золотник 9, управляющий штоком 14 силового цилиндра, составляет второй каскад усиления. Электрическая жёсткая отрицательная обратная связь обеспечивает перемещение штока 14 на величину, пропорциональную входному сигналу.

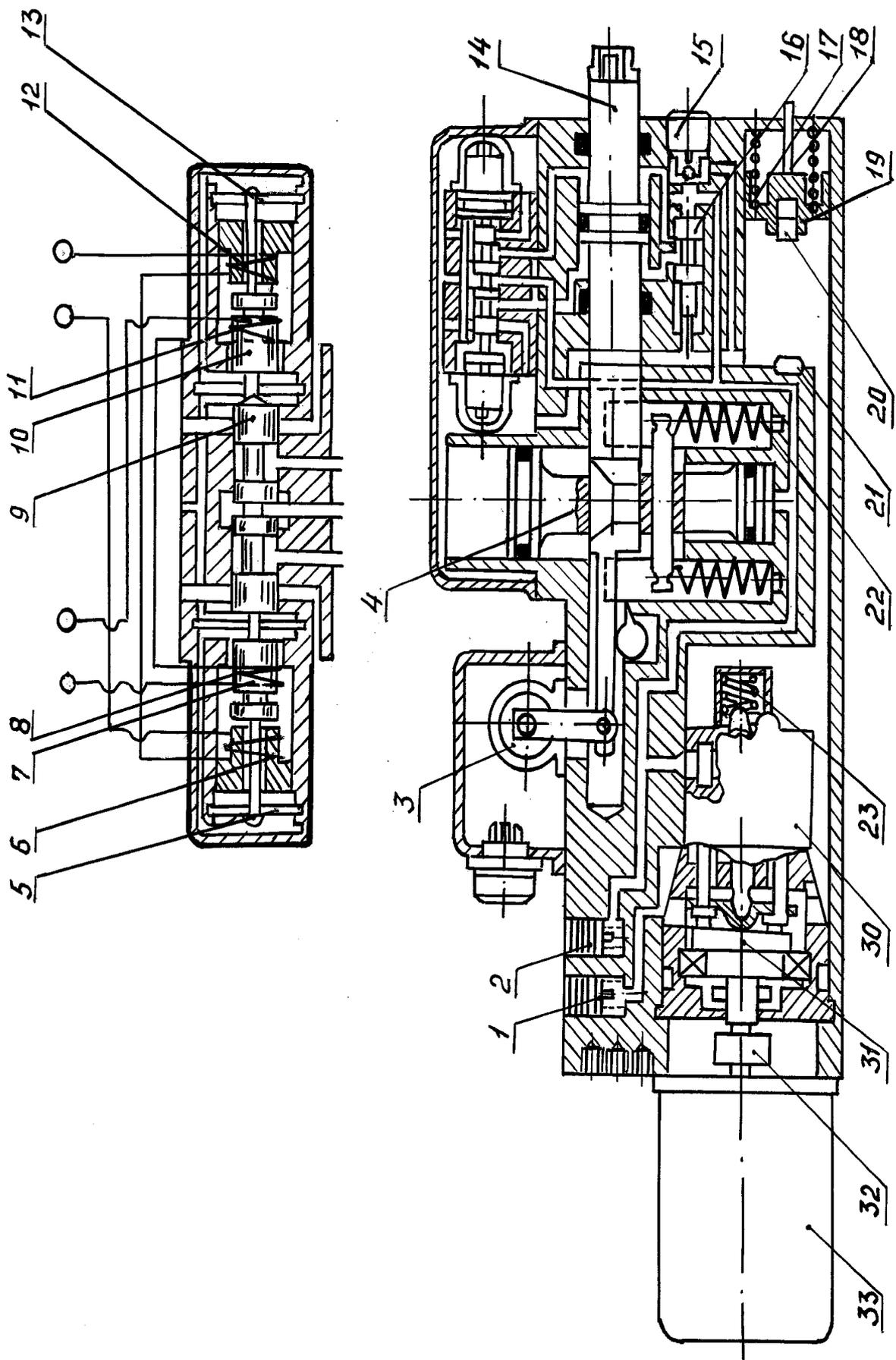


Рис. 3.4

Для этого поворотный потенциометрический датчик обратной связи 3 кинематически связан со штоком силового цилиндра.

При выключении САУ кнопкой ОТКЛ. САУ на ручке управления обесточивается клапан включения 15. Клапан кольцевания 16 пружиной смещается вправо и закольцовывает полости силового цилиндра 14 между собой, а стопор 4 под действием своих пружин фиксирует шток в нейтральном положении.

При включении САУ толкатель клапана включения поджимает шариковый клапан к седлу, разрывая сообщение линий нагнетания и слива у клапана кольцевания. Под действием давления клапан кольцевания перемещается влево, сжимая пружину и разобщая полости силового цилиндра между собой, а стопор 4, перемещаясь вверх, освобождает шток силового цилиндра.

При отсутствии входного сигнала, т.е. тока в обмотках управления якоря 8 и 11, золотник 9 пружинами 5 и 13 удерживается в нейтральном положении – шток 14 с поршнем неподвижны.

При наличии входного сигнала магнитный поток якоря (обмоток управления 8 и 11), взаимодействуя с магнитным потоком статора – упоров 6 и 12, вызывает перемещение золотника до уравнивания его силой пружин 5 и 13. Золотник сообщает одну полость с линией нагнетания, а другую – со сливом. Шток с поршнем перемещается на величину, пропорциональную входному сигналу, т.е. до тех пор, пока сигнал с датчика обратной связи 3 не уравнивает в вычислителе входной электрический сигнал, и золотник не вернется в нейтральное положение.

В чистом виде электрогидравлический рулевой привод (ЭГРП) находит применение в электродистанционных системах управления, где рассмотренные выше три каскада выполняют функцию сервопривода и для обеспечения высокой надёжности имеют двух-трехкратное резервирование, а в качестве четвертого каскада усиления обычно применяют двухкамерный гидравлический рулевой привод. В зависимости от условий компоновки на самолете резервированный сервопривод и выходной каскад в ЭГРП могут быть выполнены в одном блоке или отдельно.

Важным условием работы такого электрогидравлического привода (ЭГРП) является обеспечение синхронной работы всех каналов резервирования и сохранение работоспособности при отказах. На рис. 3.5 приведена одна из схем реализации этого условия.

ЭГРП включает четыре параллельно соединённых рулевых агрегата (Е, Е<sub>1</sub>, Е<sub>2</sub>, Е<sub>3</sub>) с распределителями сопло-заслонка 2, выполненными по схеме рис. 3.3, 2, которые управляют сервопоршнями 12, и золотниковое распределительное устройство 1, управляющее двухкамерным гидроцилиндром (на схеме не представлен).

При включении ЭДСУ или САУ толкатель электромеханического клапана 3 перемещает золотник 4, обеспечивая подвод жидкости из линии нагнетания в распределитель 2, полость А гидромуфты и к клапану кольцевания 11. Втулки 8 и 10 гидромуфты раздвигаются и обеспечивают жёсткую связь сервопоршня 12 с внутренним штоком 7, а золотник 11 клапана кольцевания, перемещаясь влево, разобщает полости В и С сервопоршня 12. При наличии

управляющего сигнала распределитель 2 подачей жидкости в полости В или С вызовет перемещение сервопоршня, жёстко связанного с ним штока 7 и отклонение золотников распределительного устройства 1 на величину, пропорциональную управляющему сигналу (пока сигнал с датчика обратной связи 9 не уравнивает управляющий сигнал). Синхронная работа всех четырёх рулевых агрегатов обеспечивается с помощью индукционного датчика коррекции 5.

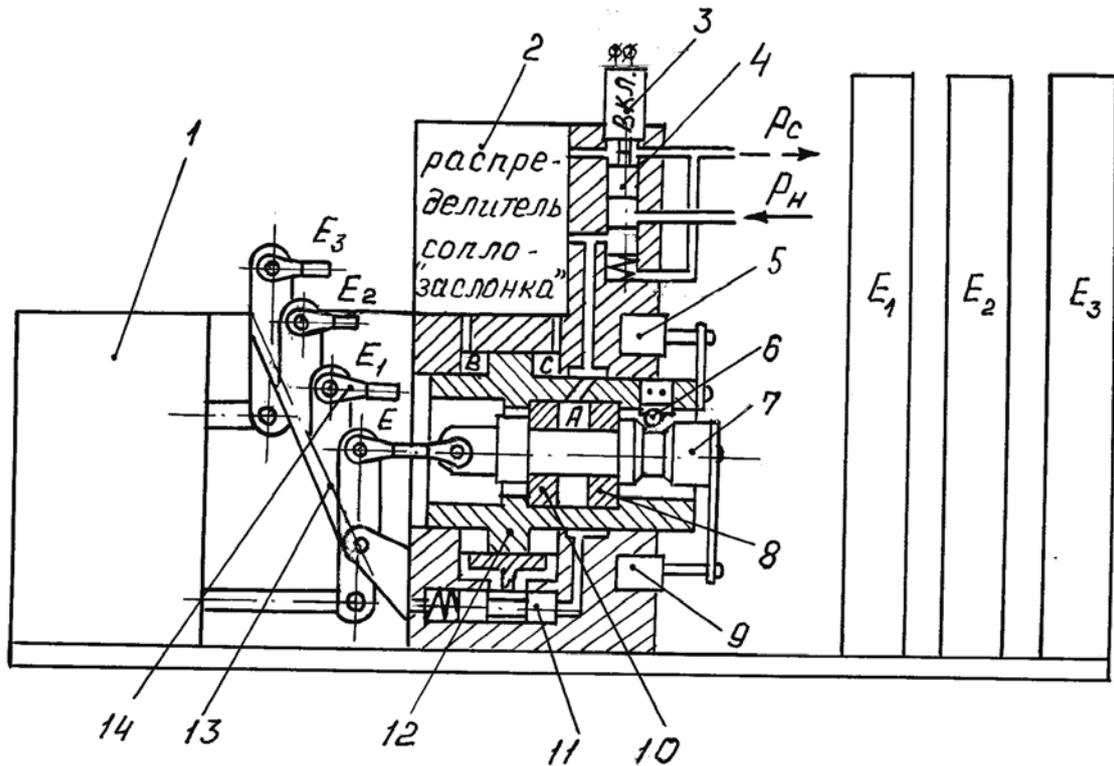


Рис. 3.5

При отказе одного из рулевых агрегатов усилие на его внутреннем штоке 7 от оставшихся работоспособных агрегатов будет превышать усилие на втулках 8 и 10 от давления жидкости из линии нагнетания. Это приведёт к смещению внутреннего штока 7 относительно сервопоршня 12, обжатую микровыключателя шариком 6, выключению электромеханического клапана 3, возвращению золотника 4 в исходное положение (по схеме – вверх). Золотник соединит распределитель 2, полость А гидромуфты и клапан кольцевания 11 с линией слива, обеспечивая этим отключение рулевого агрегата отказавшего канала и сохранение работоспособности рулевого привода. В случае отказа одного рулевого агрегата, например Е, логика выключения его из работы следующая. Пусть отказ проявляется в том, что на рулевой агрегат Е приходит входное напряжение  $u_{ВХ}$ , обратное по знаку, чем на рулевые агрегаты  $E_1$ ,  $E_2$  и  $E_3$ . Тяги блоков  $E_1$ ,  $E_2$  и  $E_3$  будут перемещать качалку 13 в одну сторону, а тяга рулевого агрегата Е стремится сдвинуть её в другую сторону. Так как суммарное усилие, развиваемое на качалке выходными тягами исправных рулевых агрегатов больше, чем усилие неисправного рулевого агрегата, то тяга 14 агрегата Е и вместе с ней шток 7, пересиливая гидромуфту,

будут перемещаться относительно сервопоршня 12. Из-за обратных по знаку перемещений штока 7 и сервопоршня 12 произойдёт обжатие микровыключателя шариком, что будет являться сигналом отказа рулевого агрегата. Вычислитель СДУ сформирует сигнал на отключение электромагнитного клапана 3, который отсечёт подвод рабочей жидкости в агрегат Е. При этом клапан кольцевания 11 закольцует полости сервоцилиндра агрегата Е между собой, позволяя сервопоршню свободно перемещаться. При этом гидромурфта освободит внутренний шток 7.

### 3.1.3. Основные характеристики золотниковых распределителей

Золотниковый распределитель представляет собой дроссель с переменной площадью отверстия (окна) для протока жидкости. Изменением площади регулируется гидравлическое сопротивление дросселя и, следовательно, мощность потока жидкости на выходе из распределителя.

Различают золотники идеальные, проточные и отсечённые или с нулевым, отрицательным и положительным перекрытием  $\delta_0$  (рис. 3.6, а). У идеального золотника 2 ширина буртика точно соответствует ширине канавки в гильзе – у проточного 1 она меньше, а у отсечного 3 – больше.

Обозначим смещение цилиндрического золотника или угол поворота плоского золотника от нейтрального положения через  $z$ , а ход, соответствующий открытию окна, через  $x$ . Тогда при линейной характеристике площадь проточных окон золотника  $f$  пропорциональна его смещению  $z$  или  $x$ :

– для идеального золотника

$$f = bx; \quad (3.2)$$

– для отсечённого золотника  $f = b(z - \delta_0) = bx$ , где  $b$  – коэффициент пропорциональности.

Линейность характеристик рис. 3.6, а обеспечивается специальным профилированием проточных окон.

Потери давления  $\Delta p_3$  при турбулентном течении жидкости через окно золотника со скоростью  $V_{ж}$  можно выразить известной формулой гидравлики как цилиндрических, так и плоских золотников:

$$\Delta p_3 = \zeta' \frac{\gamma}{2g} V_{ж}^2 = \zeta' \frac{\gamma}{2g} \frac{Q^2}{f^2} = \zeta' \frac{\gamma}{2gb^2} \frac{Q^2}{x^2} = k_3 \frac{Q^2}{x^2}, \quad (3.3)$$

где  $\zeta'$  – коэффициент сопротивления;  $k_3$  – коэффициент потерь давления на золотнике;

$$k_3 = \zeta' \frac{\gamma}{2gb^2}. \quad (3.4)$$

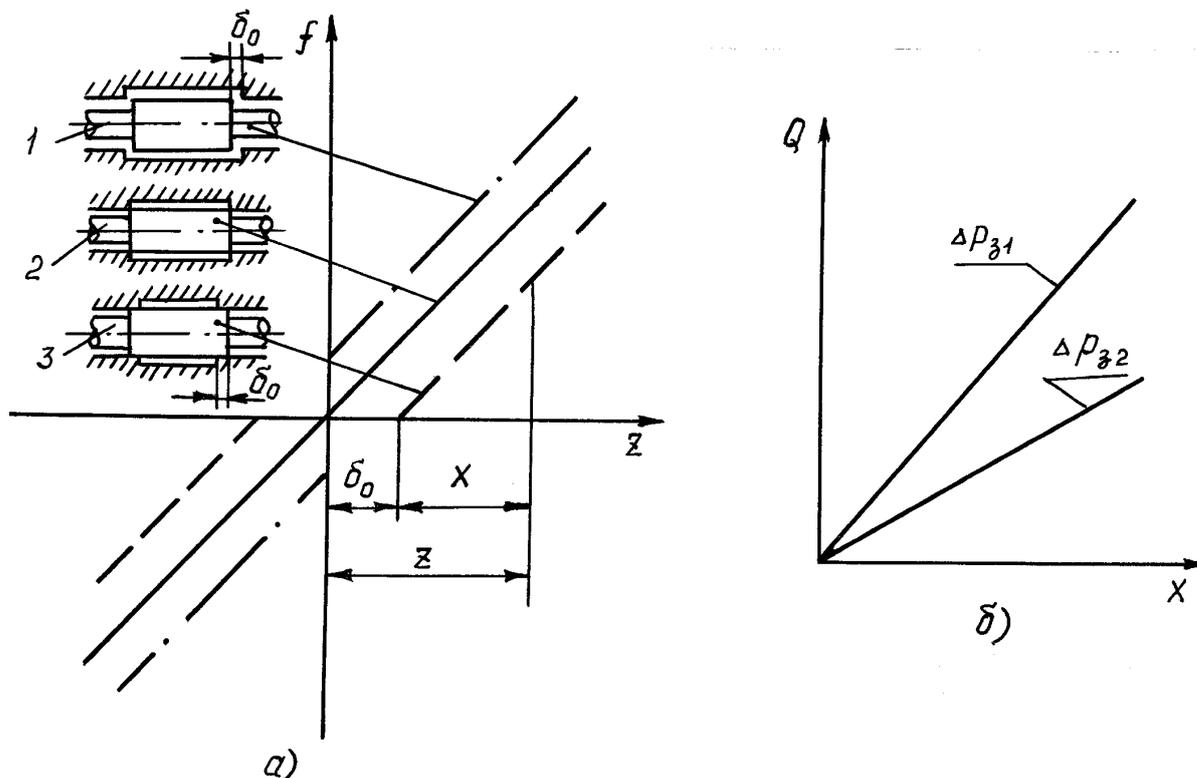


Рис. 3.6

Из выражения (3.3) получаем статическую расходную характеристику золотникового распределителя (рис. 3.6, б)

$$Q = x \sqrt{\frac{\Delta p_3}{k_3}} = k_Q x, \quad (3.5)$$

где  $k_Q$  – коэффициент усиления по расходу;  $k_3$  – потери или перепад давления на золотнике.

Важной характеристикой распределителя, особенно с цилиндрическими золотниками, является усилие, необходимое для страгивания золотника. Увеличение усилий для перемещения золотников может происходить по нескольким причинам. Одной из них является облитерация кольцевых радиальных зазоров между золотником и гильзой. Под облитерацией понимают зарастивание с течением времени проходных сечений поляризованными молекулами жидкости. Наглядно это проявляется в том, что расход жидкости  $Q$  через радиальные зазоры в золотниковом распределителе уменьшается с течением времени и в некоторый момент может прекратиться совсем (рис. 3.7, а). Предполагается, что поляризованные молекулы жидкости, адсорбируясь на золотнике и гильзе, образуют особый граничный слой, который, утолщаясь с течением времени, закрывает проходные сечения. Этот слой обладает иными свойствами, чем сама жидкость, в частности, значительно большей прочностью на сдвиг. Поэтому с увеличением облитерации возрастают силы, необходимые для страгивания золотника. Максимального значения они достигают при полной облитерации, соответствующей прекращению протока жидкости. Следовательно, с увеличением выдержки золотника в неподвижном состоянии возрастают усилия, потребные для его страгивания  $P_{стр}$ .

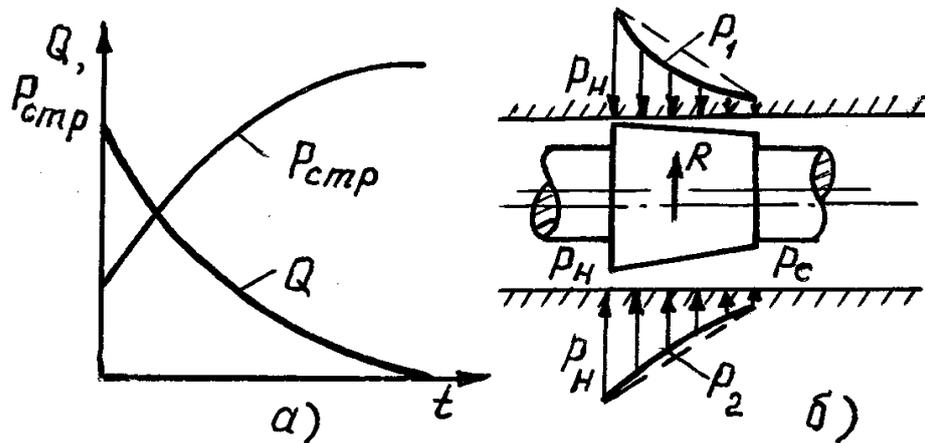


Рис. 3.7

Второй причиной является появление при некоторых условиях на поясах золотников неуравновешенных радиальных сил, вызванных несимметричным распределением давления в зазорах.

Так, например, если золотник имеет конусность и расположен в гильзе с эксцентриситетом (рис. 3.7, б), течение жидкости в большом и малом зазорах будет различным.

В случае, когда полость высокого давления находится со стороны большого диаметра, жидкость при входе в малый зазор сильно дросселируется и давление резко падает ( $p_1$ ). В большом зазоре давление падает более плавно ( $p_2$ ). Следовательно, на золотнике возникают неуравновешенные радиальные силы. Радиальные силы прижимают золотник к гильзе, выдавливают жидкость из зазора, вследствие чего возрастают осевые силы, потребные для смещения золотника.

Для выравнивания  $p_1$  и  $p_2$  на золотниках большого диаметра выполняют специальные разгрузочные канавки.

И, наконец, третьей причиной увеличения осевых сил может быть попадание в зазор посторонних частиц, соизмеримых с величиной самого зазора. Такие частицы могут вызвать полное заклинивание золотника.

В действительности все три явления взаимосвязаны. Так, облитерация щелей может привести к местному их зарастиванию, что увеличивает неуравновешенные радиальные силы. И, наоборот, уменьшение зазоров вследствие прижатия золотника способствует облитерации. Мелкие частицы, отфильтровываясь в зазоре, способствуют как облитерации, так и появлению неуравновешенных радиальных сил. В предельном случае при больших осевых силах наступает заклинивание золотника.

От этих недостатков свободны плоские золотники, имеющие малую площадь соприкосновения с опорой, хорошее гидравлическое уравнивание и пружинный компенсатор, обеспечивающий свободный проход посторонних частиц между золотником и неподвижными поверхностями, что исключает опасность заклинивания золотниковой пары.

Кроме того, плоские золотники обрабатываются такими простыми способами, как плоскостное шлифование и притирка. Благодаря совместной обработке деталей обеспечивается высокая точность обработки. Достаточно

просто можно получить перекрытие, близкое к нулевому, и обеспечить линейность изменения площади проходных окон по ходу золотника.

## 3.2. СТАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ И ВЛИЯНИЕ НА НИХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

### 3.2.1. Аналитические выражения для статических характеристик

Статические характеристики дают представление о регулировочных свойствах и энергетических возможностях рулевого привода и являются основой для анализа работы системы управления и подбора её параметров.

Различают два типа статических характеристик: нагрузочную (или механическую) и дроссельную (скоростную).

Нагрузочной называется зависимость скорости установившегося движения выходного элемента исполнительного устройства рулевого привода от внешней нагрузки при постоянной величине открытия окон золотника.

Для рулевых приводов с гидравлическими силовыми цилиндрами это будет зависимость  $V = f(P_{\text{ШТ}})$  при  $x = \text{const}$ .

Для рулевых приводов с гидромотором – зависимость частоты вращения выходного вала  $n_{\text{ВЫХ}}$  от момента нагрузки на нем  $M_{\text{ВЫХ}}$ , т.е.  $n_{\text{ВЫХ}} = f(M_{\text{ВЫХ}})$  при  $x = \text{const}$ .

Дроссельной характеристикой называется зависимость скорости установившегося движения штока от величины открытия проточных окон золотника при постоянной внешней нагрузке, т.е.  $V = f(x)$  при  $P_{\text{ШТ}} = \text{const}$ .

Из определений нагрузочных и дроссельных характеристик следует, что снимаются они при разомкнутой обратной связи.

Скорость перемещения штока  $V$  зависит от расхода жидкости  $Q$  в полость цилиндра и эффективной площади поршня  $F_{\text{П}}$ , т.е.

$$V = \frac{Q}{F_{\text{П}}}, \quad (3.6)$$

где  $F_{\text{П}} = \frac{\pi}{4}(D_{\text{Ц}}^2 - d_{\text{ШТ}}^2)$  – эффективная площадь поршня.

Для определения расхода жидкости  $Q$  составим гидравлическую схему (рис. 3.8) и определим потери давления по тракту рулевого привода при следующих допущениях:

- жидкость несжимаема, а её течение турбулентное и неразрывное;
- нагрузка статическая;
- процесс установившийся.

Как видно на рис.3.8, потери давления определяются выражением

$$\Delta p = p_H - p_C = \Delta p_{1-2} + \Delta p_{3-4} + \Delta p_{5-6} + \Delta p_{7-8} + \Delta p_{2-3} + \Delta p_{6-7} + \Delta p_{4-5}. \quad (3.7)$$

При турбулентном течении жидкости потери давления в каналах головки рулевого привода  $\Delta p_K$  в линиях нагнетания и слива

$$\Delta p_K = \Delta p_{1-2} + \Delta p_{3-4} + \Delta p_{5-6} + \Delta p_{7-8} = k_K Q^2,$$

где  $k_K$  – коэффициент потерь давления во всех каналах рулевого привода.

При одинаковых проточных окнах золотника на участках 2...3 и 6...7, и при условии равенства расходов в линиях нагнетания и слива в соответствии с (3.3) имеем

$$\Delta p_3 = \Delta p_{2-3} = \Delta p_{6-7} = k_3 \frac{Q^2}{x^2}.$$

Потери давления на преодоление внешней нагрузки равны:

$$\Delta p_{НГ} = \Delta p_{4-5} = \frac{P_{ШГ}}{F_{П}}.$$

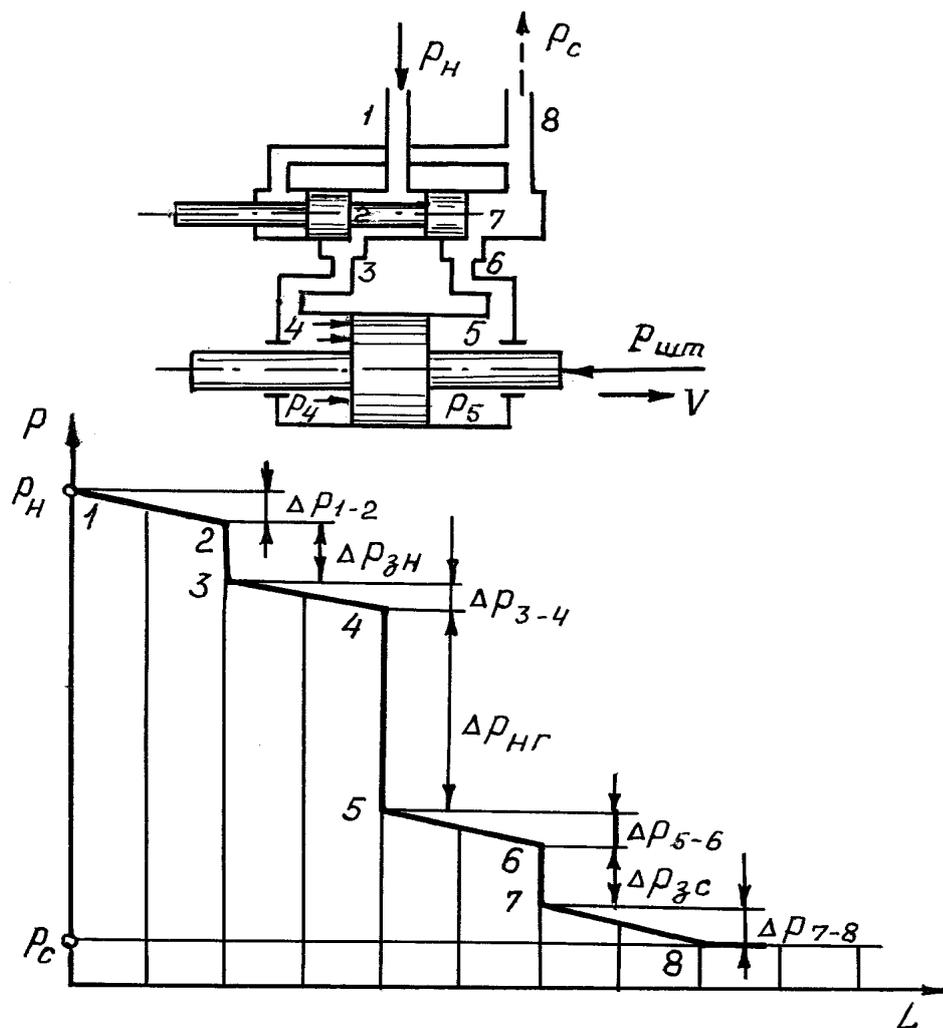


Рис. 3.8

Тогда суммарные потери давления в рулевом приводе определяются:

$$p_H - p_C = \left( k_K + \frac{2k_3}{x^2} \right) Q^2 + \frac{P_{\text{ШТ}}}{F_{\Pi}}. \quad (3.8)$$

Определив из этого выражения расход  $Q$  и подставив его в (3.6), после преобразований получим выражение для статических характеристик рулевого привода

$$V = \frac{x}{F_{\Pi}} \sqrt{\frac{p_H - p_C}{2k_3} \left( 1 - \frac{P_{\text{ШТ}}}{(p_H - p_C)F_{\Pi}} \right)} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{k_K x^2}{2k_3}}}. \quad (3.9)$$

Второе подкоренное выражение учитывает влияние сопротивления каналов рулевого привода. Если сопротивление каналов мало

$\left( k_K \ll \frac{2k_3}{x^2} \right)$ , то, положив  $k_K = 0$ , получим

$$V = \frac{x}{F_{\Pi}} \sqrt{\frac{p_H - p_C}{2k_3} \left( 1 - \frac{P_{\text{ШТ}}}{(p_H - p_C)F_{\Pi}} \right)}. \quad (3.10)$$

Из выражения (3.10) для статической характеристики можно определить максимальное усилие, развиваемое рулевым приводом  $P_{\text{ШТ max}}$ , и максимальную скорость  $V_{\text{max}}$  при отсутствии внешней нагрузки.

При  $V = 0$  получим

$$P_{\text{ШТ max}} = (p_H - p_C)F_{\Pi} \quad (3.11)$$

При  $P_{\text{ШТ}} = 0$  и  $x = x_{\text{max}}$  имеем

$$V_{\text{max}} = \frac{x_{\text{max}}}{F_{\Pi}} \sqrt{\frac{p_H - p_C}{2k_3}} = k x_{\text{max}}, \quad (3.12)$$

где  $k$  – максимальная добротность рулевого привода, или коэффициент его усиления по скорости при отсутствии внешней нагрузки

$$k = \frac{1}{F_{\Pi}} \sqrt{\frac{p_H - p_C}{2k_3}} = \frac{V_{\text{max}}}{x_{\text{max}}}. \quad (3.13)$$

Введя относительные величины

$$\bar{x} = \frac{x}{x_{\text{max}}}; \quad \bar{P} = \frac{P_{\text{ШТ}}}{P_{\text{ШТ max}}}; \quad \bar{V} = \frac{V}{V_{\text{max}}}$$

и подставив их в (3.10), получим выражение для статических характеристик в относительных величинах в виде

$$\bar{V} = \bar{x} \sqrt{1 - \bar{P}}. \quad (3.14)$$

Для рулевого привода с гидромотором вращательного действия

$$\bar{n} = \bar{x} \sqrt{1 - \bar{M}}, \quad (3.15)$$

где  $n_{\max} = \frac{60}{q_n} x_{\max} \sqrt{\frac{p_H - p_C}{2k_3}}; \quad M_{\max} = \frac{q_n (p_H - p_C)}{2\pi};$

$q_n$  – расход жидкости при повороте вала гидромотора на один оборот.

### 3.2.2. Влияние эксплуатационных факторов на характеристики рулевого привода

На рис. 3.9, а приведены нагрузочные характеристики рулевого привода при максимальном ( $\bar{x} = 1$ ,  $\bar{x} = -1$ ) и меньшем открытии окон золотников. Из характеристик следует, что увеличение противодействующей нагрузки (направленной против скорости движения штока) уменьшает быстродействие рулевого привода. При  $P_{\text{шт}} = P_{\text{шт max}}$ , т.е. при  $\bar{P} = 1,0$  шток останавливается. Если нагрузка будет больше максимальной, то рулевой привод не в состоянии удержать её, и произойдет перемещение (просадка) штока в направлении действия внешней нагрузки с выдавливанием жидкости в линию нагнетания. Так как по условиям эксплуатации нельзя допустить просадки штока, на входе в рулевой привод в линии нагнетания устанавливают обратные (противопросадочные) клапаны.

При помогающих нагрузках ( $\bar{P} < 0$ ) скорость перемещения штока возрастает и при  $\bar{P} = -1$  (максимальной помогающей нагрузке)  $\bar{V} = \sqrt{2}$ . При помогающих нагрузках, больше максимальной, произойдет разрыв струи жидкости, так как полость, соединённая с линией нагнетания, не будет успевать заполняться жидкостью.

Для обеспечения требуемого быстродействия рулевого привода, исключения просадки штока и увода его помогающей нагрузкой максимальная в эксплуатации внешняя нагрузка должна быть в 1,5...2 раза меньше максимального усилия, развиваемого рулевым приводом, т.е.

$$\bar{P}_{\max}^{\ominus} \leq \frac{1}{1,5} \approx 0,67,$$

а запас по скорости должен быть не менее 20%

$$\bar{V}_{\max}^{\ominus} \leq \frac{1}{1,2} \approx 0,83.$$

Границы максимально допустимых усилий в эксплуатации отражены на рис. 3.9.

Преобразовав 3.10 с учетом 3.13, имеем:

$$V = k_{\text{рп}} x. \quad (3.16)$$

Наклон скоростной характеристики (рис.3.9,б) характеризуется  $k_{рп} = k\sqrt{1-\bar{P}}$  – добротность рулевого привода при внешней нагрузке  $\bar{P}$ .

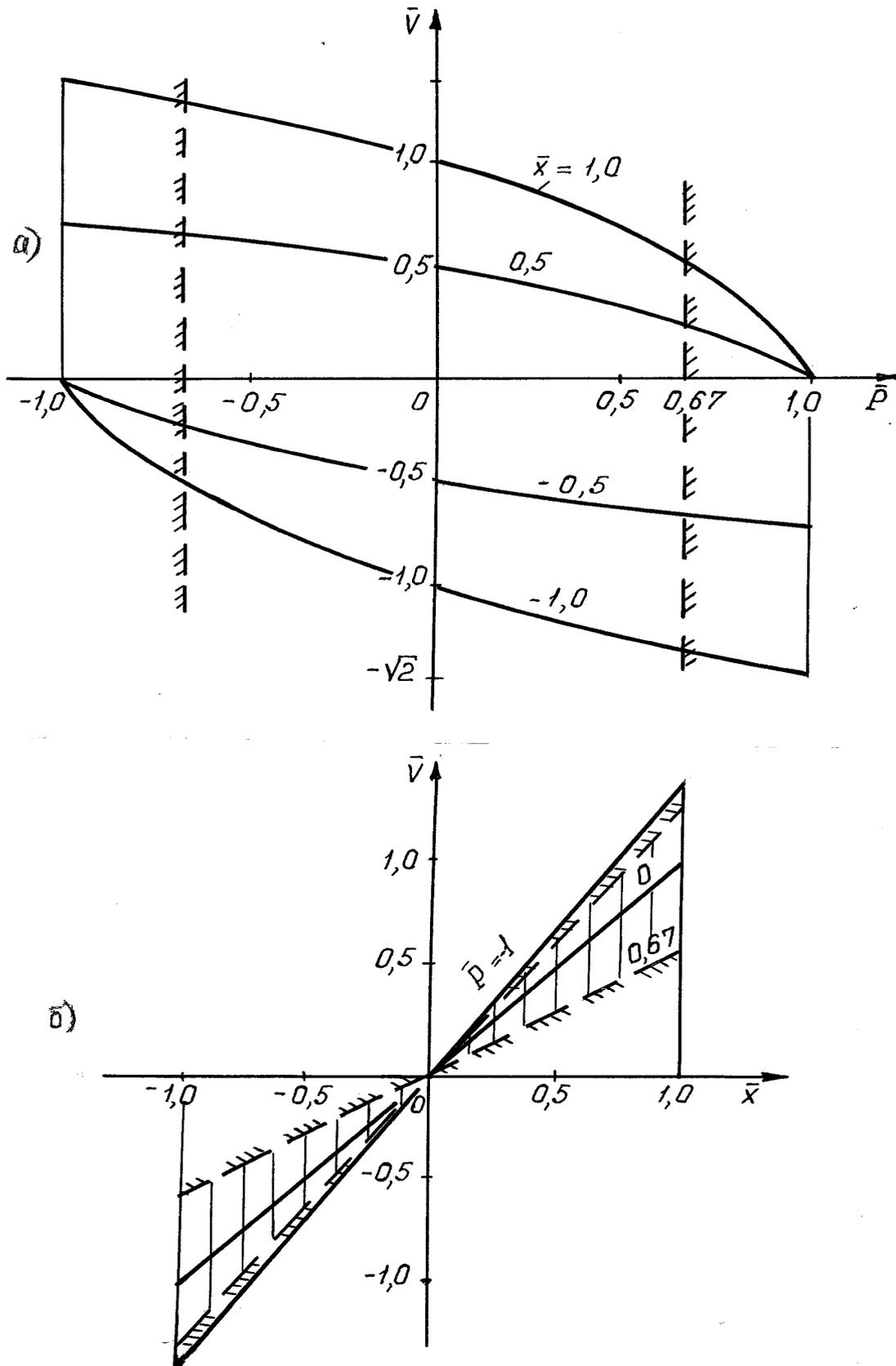


Рис. 3.9

Для оценки влияния сопротивления каналов головки рулевого привода запишем выражение (3.9) в относительных величинах

$$\bar{V} = \frac{\bar{x}\sqrt{1-\bar{P}}}{\sqrt{1+\bar{k}_K\bar{x}^2}}, \quad (3.17)$$

где  $\bar{k}_K = \frac{k_K x_{\max}^2}{2k_3}$  — относительный коэффициент сопротивления каналов. Из

(3.17) следует, что с увеличением сопротивления каналов уменьшается быстродействие рулевого привода и сужается область регулирования скорости открытием окна золотником (рис. 3.10, а, б).

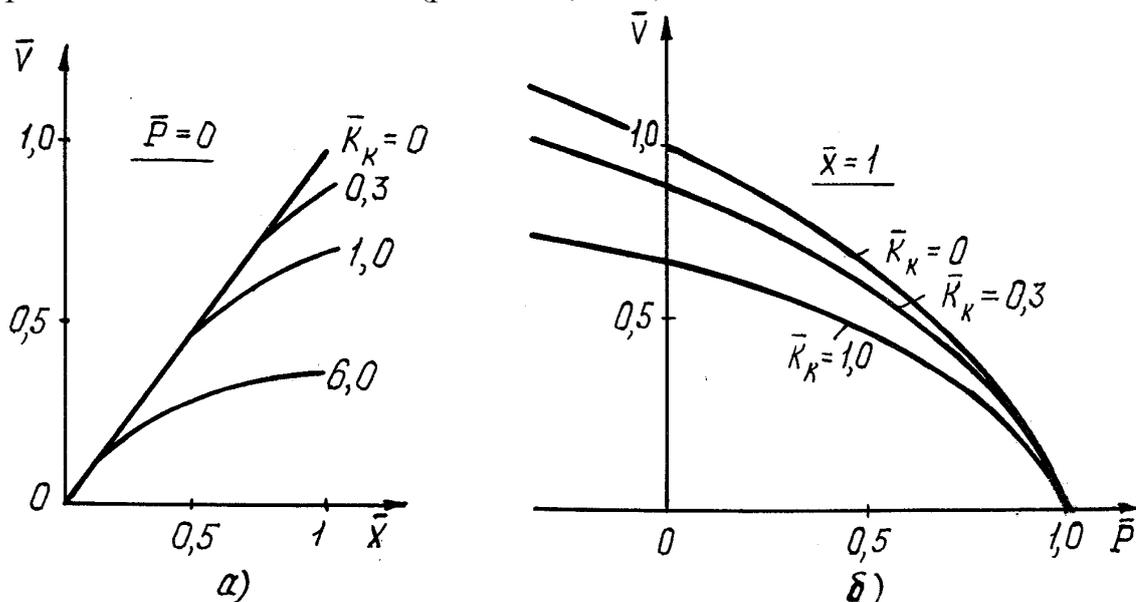


Рис. 3.10

Влияние изменения давления в линии нагнетания на характеристики показано на рис. 3.11. Если в (3.11) и (3.12) пренебречь давлением в линии слива ( $p_C = 0$ ), то получим

$$P_{\text{шт}} = p_H F_{\Pi} \quad \text{и} \quad V_{\text{max}} = \frac{x_{\text{max}}}{F_{\Pi}} \sqrt{\frac{p_H}{2k_3}}.$$

При уменьшении давления до  $p'_H < p_H$  получим

$$P'_{\text{шт}} = p'_H F_{\Pi} = P_{\text{шт}} \frac{p'_H}{p_H} \quad \text{и} \quad V'_{\text{max}} = V_{\text{max}} \sqrt{\frac{p'_H}{p_H}}.$$

Таким образом, при уменьшении давления в линии нагнетания уменьшается максимальное развиваемое усилие рулевого привода и его быстродействие. Так, при уменьшении давления в два раза ( $p'_H = 0,5p_H$ )

$$P'_{\text{шт}} = 0,5P_{\text{шт}}; \quad V'_{\text{max}} = V_{\text{max}} / \sqrt{2}.$$

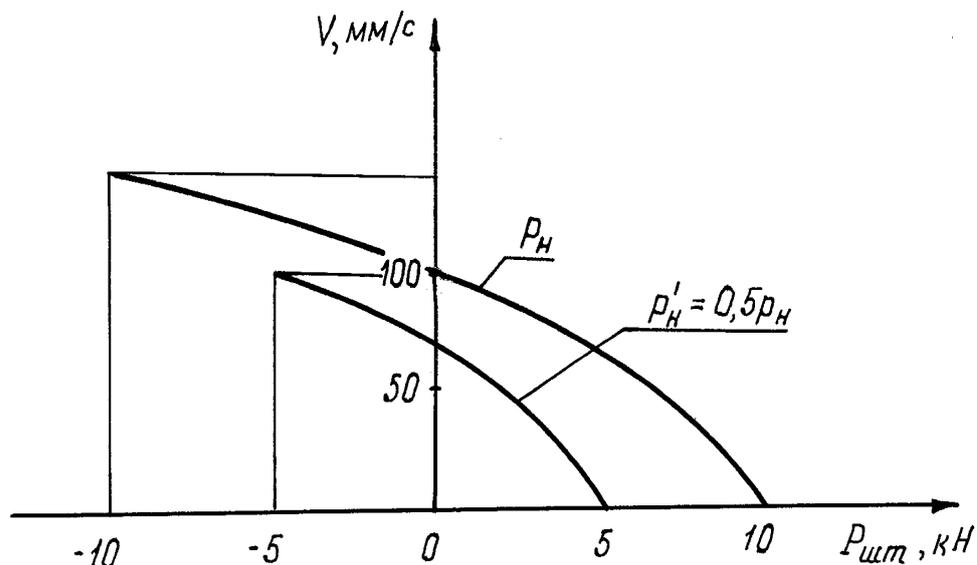


Рис. 3.11

Для повышения безопасности полётов на многих самолётах применяют двухкамерный рулевой привод (рис. 3.12, а), который представляет собой два рулевых привода, собранных в одном корпусе, включенных параллельно и работающих против общей нагрузки.

Каждый привод через свое распределительное устройство питается от отдельной гидросистемы. Если давление в линиях нагнетания, площади проточных окон золотников и эффективные площади поршней в каждом приводе одинаковы, то нагрузка  $P_{шт}$  распределяется на оба поршня поровну, т.е.

$$P_{шт1} = P_{шт2} = \frac{1}{2} P_{шт}.$$

Следовательно, при работе двух камер при каждой скорости усилие, развиваемое рулевым приводом, будет в два раза больше, чем при работе одной камеры (рис. 3.12, б).

*Особенности лётной эксплуатации рулевых приводов* рассмотрим на примере двухкамерного привода, установленного в системе управления стабилизатором. Для этого на графике нагрузочной характеристики (рис. 3.12, б) нанесем диапазон эксплуатационных усилий и рассмотрим отказ одной гидросистемы (камеры) при нагрузке на штоке, соответствующей одной из областей А, Б, В, Г.

У стабилизатора обычно ось вращения устанавливают между центрами давления на дозвуке и сверхзвуке. Поэтому при дозвуковом обтекании шарнирный момент направлен на увеличение углов отклонения стабилизатора, а при сверхзвуковом – на уменьшение углов.

Если усилия в момент отказа одной камеры лежат в области Г ( $\bar{P} > 0,5$ ), то дальнейшее отклонение стабилизатора будет невозможно («утыкание» первого рода), напротив, внешняя нагрузка будет возвращать его к нейтральному положению, если нет противопросадочных клапанов.

Отказ одной камеры при нагрузках, соответствующих области В, сопровождается снижением быстродействия рулевого привода.

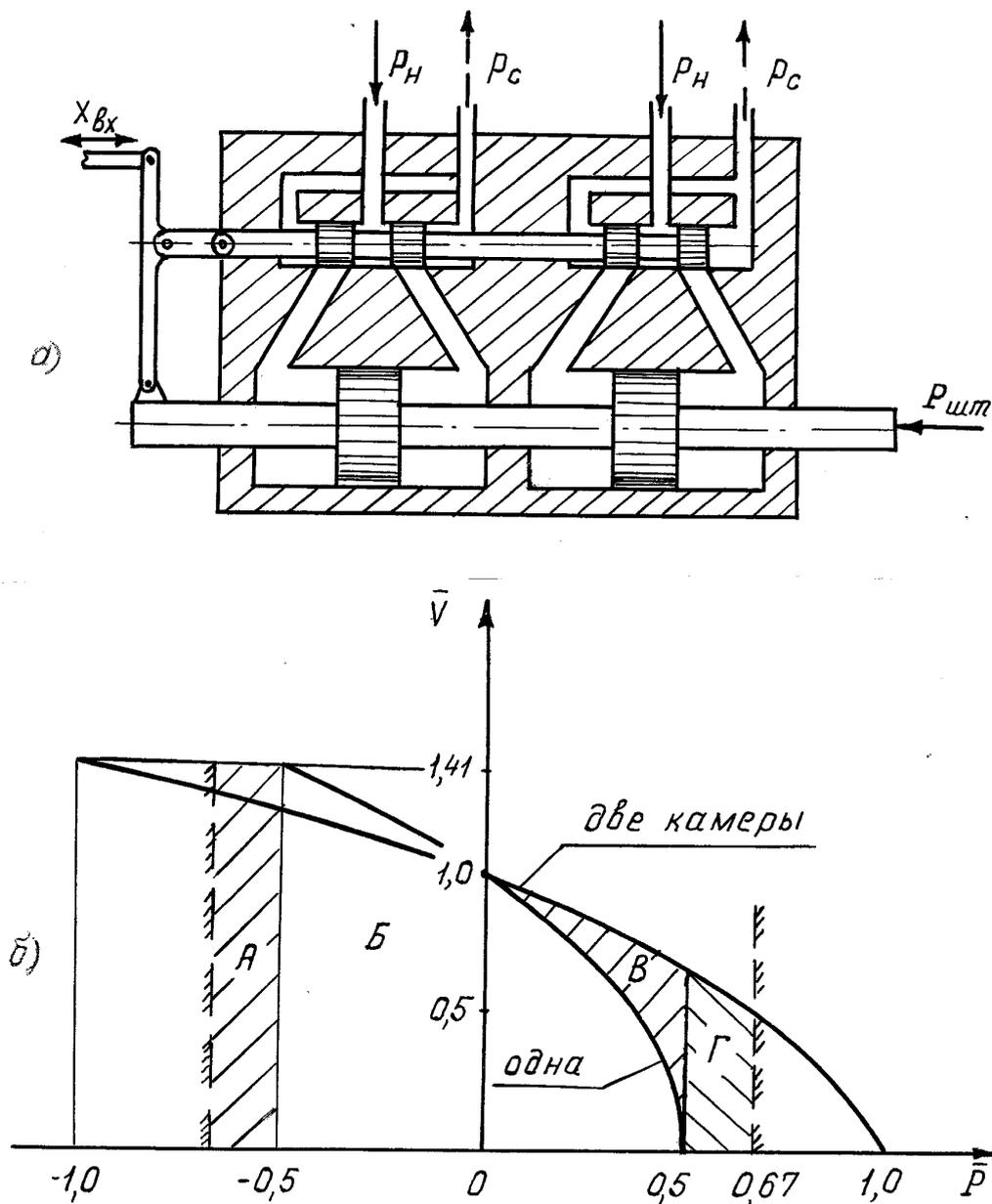


Рис. 3.12

При нагрузках, лежащих в области Б, отказ одной камеры не сказывается на управляемости, так как и при работе одной камеры рулевой привод обеспечивает потребные быстродействие и усилия.

Отказ одной камеры в момент времени, когда нагрузка загружает шток помогающими усилиями, лежащими в области А, при дозвуковом обтекании может вызвать заброс по отклонению стабилизатора до  $\delta_{в\max}$ , так как при работе одной камеры рулевой привод не в состоянии удержать эту нагрузку. В этой области можно увеличить отклонение руля, но нельзя уменьшить («утыкание» второго рода). При сверхзвуковом обтекании такой отказ вызывает отклонение стабилизатора на уменьшение углов его отклонения.

Таким образом, отказ одной камеры рулевого привода стабилизатора при нагрузках, лежащих в областях А и Г, ограничивает маневренные возможно-

сти самолёта на сверхзвуковых скоростях полёта и может привести к уходу стабилизатора на максимальный угол при полёте на больших дозвуковых скоростях.

### 3.3. ДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ

#### 3.3.1. Собственные свойства рулевых приводов

Для исследования динамических свойств замкнутого контура управления необходимо знание динамических свойств входящих в него звеньев и, в первую очередь, такого важного и ответственного звена, как рулевой привод. Полнота представления динамических свойств звеньев, в том числе и рулевого привода, может быть различной в зависимости от целей и задач исследования. При изготовлении рулевого привода или после ремонта обычно определяются его собственные свойства, то есть динамические характеристики при постоянной внешней нагрузке.

Динамические характеристики определяются при наличии обратной связи, при которой, как следует из выражения (3.1),  $x = z - k_{oc} y$ .

Подставив его в (3.16), получим:  $V = \dot{y} = k_{рп} (z - k_{oc} y)$ , которое в операторной форме будет иметь вид  $p y = k_{рп} (z - k_{oc} y)$ . Отсюда передаточная функция РП:

$$W_{рп}(p) = W_{\frac{y}{z}}(p) = \frac{k_{yc}}{T_{рп} p + 1}, \quad (3.18)$$

где  $k_{yc} = 1/k_{oc}$  – коэффициент усиления РП по перемещению;

$$T_{рп} = \frac{1}{k_{рп} k_{oc}} \quad (3.19)$$

– постоянная времени рулевого привода.

Таким образом, при постоянной внешней нагрузке и несжимаемой жидкости динамические свойства РП описываются инерционным звеном с коэффициентом усиления  $k_{yc}$  и постоянной времени  $T_{рп}$ , которая характеризует запаздывание перемещения штока от отклонения золотника.

При гармоническом входном сигнале  $z(t) = z_0 \sin \omega t$  перемещение штока будет определяться выражением:  $y(t) = z_0 W(\omega) \sin(\omega t + \varphi)$ , где амплитудная и фазовая частотные характеристики  $W(\omega)$  и  $\varphi(\omega)$  для инерционного звена определяются соответственно выражениями:

$$W(\omega) = \frac{k_{yc}}{\sqrt{T_{рп}^2 \omega^2 + 1}}; \quad (3.20)$$

$$\varphi(\omega) = -\arctg(T_{рп} \omega).$$

Характер протекания частотных характеристик представлен на рис. 3.13.

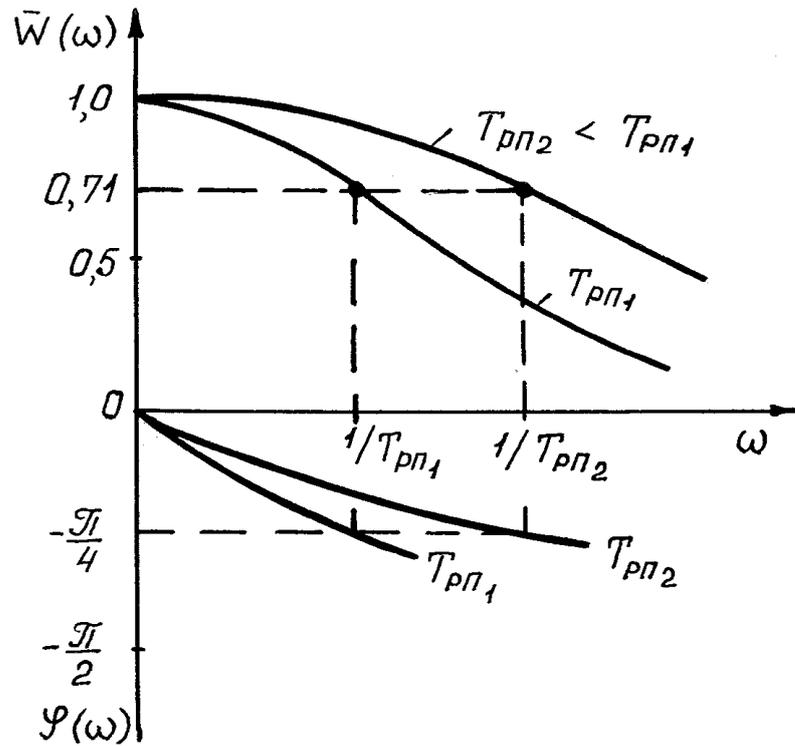


Рис. 3.13

Если в (3.19) обозначить через  $T_0$  – постоянной времени при отсутствии внешней нагрузки ( $\bar{P}_0 = 0$ ):

$$T_0 = \frac{1}{kk_{ос}}, \quad (3.21)$$

то изменение постоянной времени от внешней нагрузки в эксплуатационном диапазоне будет (рис.3.14,а)

$$\bar{T} = \frac{T_{рп}}{T_0} = \frac{1}{\sqrt{1-\bar{P}}}. \quad (3.22)$$

Подставив в (3.21) значение максимальной добротности из (3.13), получим

$$T_0 = \frac{F_{п}}{k_{ос}} \sqrt{\frac{2k_3}{p_H - p_c}}. \quad (3.23)$$

Из выражений (3.22) и (3.23) следует, что при увеличении внешней нагрузки  $\bar{P} > 0$ , уменьшении давления в линии нагнетания  $p_H$  или при увеличении противодействия на сливе  $p_c$  (рис.3.14) постоянная времени РП возрастает, то есть ухудшаются его динамические свойства – возрастают искажения входного сигнала по амплитуде и фазе.

Известно, что инерционное звено всегда устойчиво. Однако в некоторых случаях РП может стать неустойчивым. Исследования показали, что колебательная неустойчивость может произойти при малых перемещениях золотника от нейтрального положения. *Главной причиной колебательной неустойчивости РП является упругость жидкости, которая проявляется, если*

внешняя нагрузка не статическая, а динамическая (изменяется по времени). Область колебательной неустойчивости тем больше, чем выше давление в линии нагнетания  $p_H$ , больше ход штока  $y$  и меньше нагрузка  $\bar{P}$ .

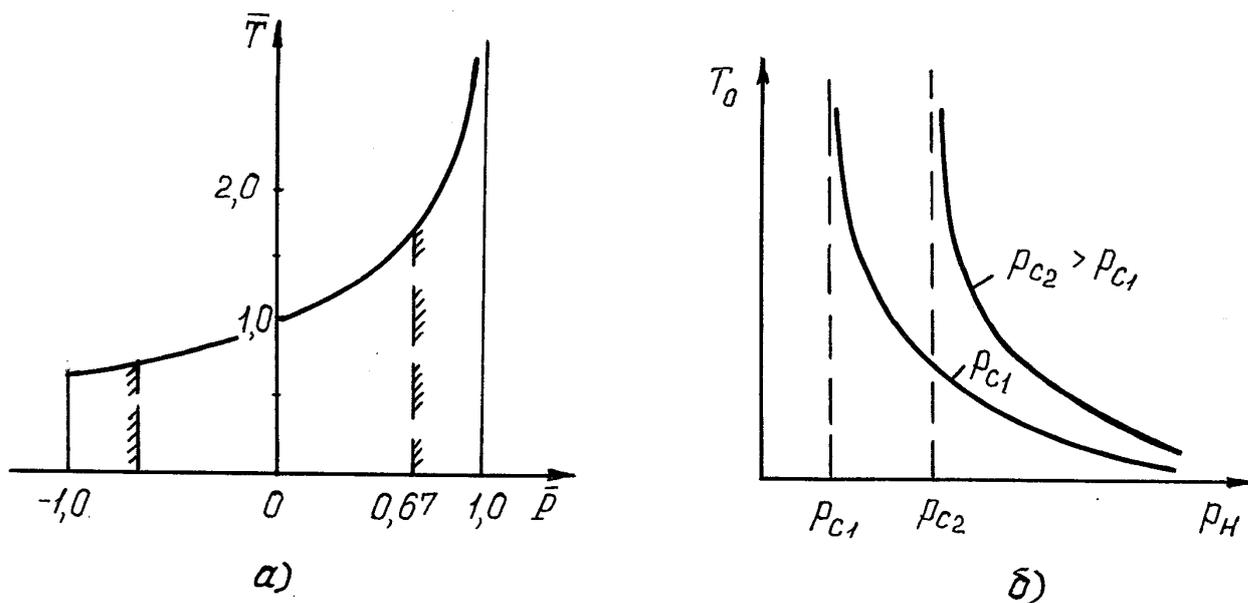


Рис. 3.14

На рис. 3.15 показана физическая картина колебаний РП, обусловленных упругостью жидкости и наличием инерционной нагрузки. В момент 1 гильза золотника смещена влево, сообщая левую полость цилиндра с линией нагнетания, а правую – со сливом. За счёт давления жидкости поршень смещается вправо и увлекает гильзу на закрытие окон золотника.

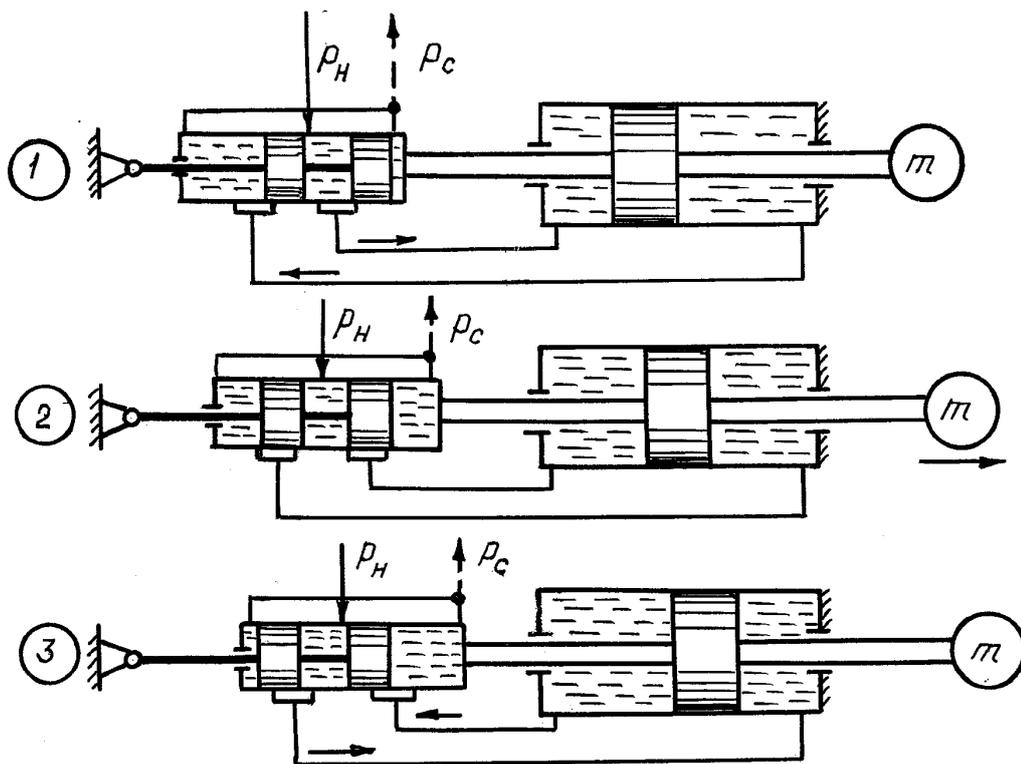


Рис. 3.15

В эксплуатации колебания штока РП недопустимы. Для их исключения применяют:

- золотники с положительным перекрытием  $\delta_0 = (0,05 \dots 0,1) z_{\max}$ ;
- демпфирование штока РП установкой гидравлических демпферов (на самолётах МиГ-23, 29) или демпферов сухого трения (на самолётах Ил-76);
- демпфирование золотников (рулевые приводы Бу-210, Бу-220);
- повышение жёсткости крепления РП;
- повышение динамической жёсткости РП введением обратной связи по давлению (по внешней нагрузке).

### 3.3.2. Свойства рулевых приводов при обрыве обратной связи

При обрыве обратной связи ( $k_{oc} = 0$ ) имеем  $x = z$ . Тогда из выражения (3.16) в операторной форме  $py = k_{РП}z$  получим передаточную функцию РП

$$W_{\frac{y}{z}}(p) = \frac{k_{РП}}{p} = \frac{k \sqrt{1-P}}{p} = \frac{k_{yc}}{T_{РП} p}. \quad (3.24)$$

Таким образом, при обрыве обратной связи РП становится интегрирующим звеном с добротностью или коэффициентом усиления по скорости  $k_{РП} = k \sqrt{1-P}$ . В этом случае шток РП будет перемещаться со скоростью  $k_{РП}$  до тех пор, пока действует входной сигнал.

Амплитудная и фазовая частотные характеристики РП как интегрирующего звена соответственно будут

$$W(\omega) = \frac{k_{РП}}{\omega} \text{ и } \varphi(\omega) = -\frac{\pi}{2}. \quad (3.25)$$

## 3.4. ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКИЙ РУЛЕВОЙ ПРИВОД (ЭГРП)

Рассмотрим динамические свойства трёхкаскадного электрогидравлического рулевого привода с распределителем типа «сопло-заслонка», принципиальная и структурная схемы которого приведены на рис. 3.3, а, в соответственно. Он может быть представлен состоящим из трёх последовательно соединённых звеньев: усилителя с электромеханическим преобразователем; распределителя сопло-заслонка и золотника, управляющего силовым цилиндром. В соответствии с этим, передаточная функция ЭГРП будет

$$W_{\frac{y}{u_{вх}}}(p) = \frac{W_{\varphi}(p) W_z(p) W_y(p)}{1 + k_{oc} W_{\varphi}(p) W_z(p) W_y(p)}. \quad (3.26)$$

В рабочем диапазоне углов отклонения заслонки  $\varphi = 2 \dots 3$  град. электромеханический преобразователь (с усилителем) представляет собой колеба-

тельное звено. Однако при малой частоте входного сигнала его можно принять усилительным звеном  $\varphi = K_{\varphi}^u u_{вх}$ . Откуда передаточная функция первого каскада усиления будет

$$W_{\frac{\varphi}{u}}(p) = K_{\varphi}^u.$$

Передаточная функция второго каскада – распределителя типа «сопласлонка», управляющего золотником, может быть получена из следующих двух условий:

– условия равновесия золотника  $F_3 \Delta p_3 = c_{ПР} z_3$ ;

– уравнения расхода жидкости для смещения золотника

$$\Delta Q_3 = F_3 p z_3 = k_Q^{\varphi} \varphi - k_Q^{\Delta p} \Delta p_3.$$

Из их совместного решения, передаточная функция второго каскада

$$W_{\frac{z}{\varphi}}(p) = \frac{k_{сз}}{T_{сз} p + 1}, \quad (3.28)$$

где постоянная времени и коэффициент усиления, соответственно, будут:

$$T_{сз} = \frac{F_3^2}{c_{ПР} k_Q^{\Delta p}}, \quad k_{сз} = \frac{F_3 k_Q^{\varphi}}{c_{ПР} k_Q^{\Delta p}}.$$

Таким образом, второй каскад усиления – инерционное звено, параметры которого определяются жёсткостью центрирующих пружин  $c_{ПР}$ , площадью поперечного сечения золотника  $F_3$ , коэффициентами расхода по давлению  $k_Q^{\Delta p}$  и по отклонению заслонки  $k_Q^{\varphi}$ .

Управляющий золотник с силовым цилиндром, образующие третий каскад усиления, представляют собой простейший привод с разомкнутой обратной связью и передаточной функцией (3.24)

$$W_{\frac{y}{z}}(p) = \frac{k_{РП}}{p}.$$

Подставив передаточные функции звеньев в (3.26), после преобразования получим передаточную функцию ЭГРП

$$W_{\frac{y}{u_{вх}}}(p) = \frac{1/k_{ос}}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}, \quad (3.29)$$

где

$$\left. \begin{aligned} \xi &= \frac{1}{2\sqrt{T_{сз} k_{ос} k_{\varphi}^u k_{сз} k_{РП}}}; \\ T &= \sqrt{\frac{T_{сз}}{k_{ос} k_{\varphi}^u k_{сз} k_{РП}}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.30)$$

Таким образом, динамические свойства трёхкаскадного ЭГРП описываются элементарным колебательным звеном с постоянной времени  $T$  и относительным коэффициентом затухания  $\xi$ , определяемыми выражениями (3.30).

Амплитудная и фазовая частотные характеристики колебательного звена для различных значений  $\xi$  соответственно равны:

$$W(\omega) = \frac{1/k_{oc}}{\sqrt{(1-T^2\omega^2)^2 + (2\xi T\omega)^2}}; \quad (3.31)$$

$$\varphi(\omega) = -\text{arctg} \frac{2\xi T\omega}{1-T^2\omega^2}. \quad (3.32)$$

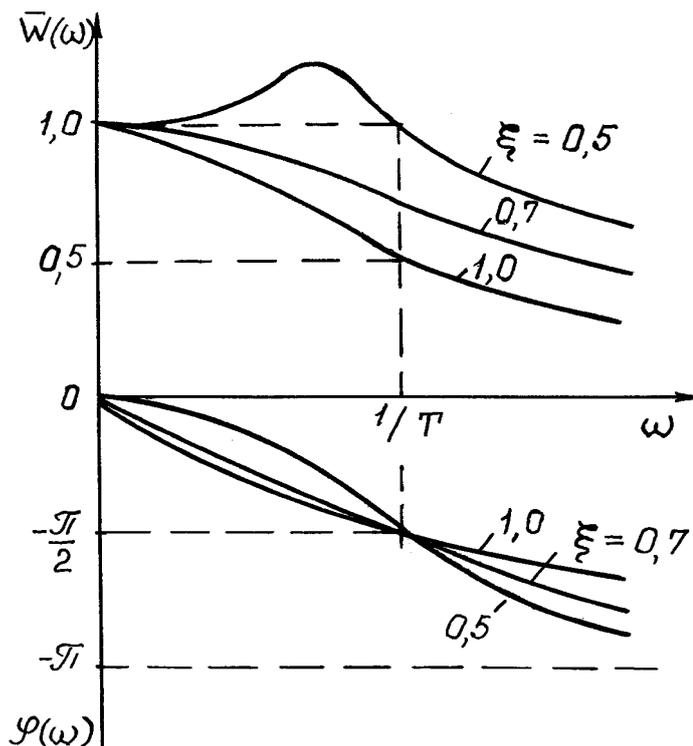


Рис. 3.16

Частотные характеристики представлены на рис. 3.16 для различных значений  $\xi$ .

### 3.5. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ

Развитие рулевых приводов (РП) идёт в направлении увеличения полосы частот пропускания сигналов; повышения скоростей и углов отклонения органов управления; увеличения разрешающей способности привода; введения в него дополнительных устройств, повышающих демпфирующие свойства рулевого привода и снижающих нагрузки на органы управления и рулевой привод на высоких частотах; обеспечения выполнения требований к стабильности характеристик привода в различных условиях эксплуатации и при отказах.

Так, для перспективных маневренных военных самолётов полоса пропускания РП должна составлять примерно 13,5 1/с для управляемого стабилизатора и 7.7 1/с для руля направления, элеронов, интерцепторов, а для военно-транспортных самолётов – 2,2 1/с для всех каналов. В табл. 3.1 приведены требуемые значения скоростей и углов отклонения рулевых поверхностей для перспективных самолётов.

Переход к электродистанционным системам управления требует развития рулевых приводов с электрическим входным сигналом. Применяемый в настоящее время для этой цели многокаскадный электрогидравлический рулевой привод с четырёхканальным сервоприводом, с распределителями типа «сопло-заслонка» имеет полосу пропускания до 10Гц, обладает достаточной надёжностью и обеспечивает решение задач автоматического и ручного управления самолётом с традиционными поверхностями.

Т а б л и ц а 3.1

Орган управления	Маневренные самолёты		Неманевренные самолёты	
	$\delta_{\max}$ , град	$\dot{\delta}_{\max}$ , град/с	$\delta_{\max}$ , град	$\dot{\delta}_{\max}$ , град/с
Руль высоты			25	50
Стабилизатор	+15...-25	50		
Элероны	20	100	20	55
Интерцепторы	60	200	60	80
Руль направления	30	62,5	30	45

Однако такие резервированные ЭДСУ и рулевые приводы чрезвычайно сложны и громоздки, так как в каждом из подканалов имеется множество комплектов гидравлических и электромеханических средств. Это делает их дорогостоящими, затрудняет техническое обслуживание, снижает живучесть. В существующих гидравлических и электрогидравлических рулевых приводах применяют гидравлическую систему питания с давлением 21 МПа, а в некоторых случаях 28 МПа. Для уменьшения массы и объема привода и гидросистемы наблюдается тенденция перехода на более высокое давление до 50...60 МПа. Проводятся исследования и по улучшению характеристик гидравлической жидкости.

Перспективным является секционирование управляющих поверхностей, так как оно позволяет не только упростить силовой привод, сократить массу и стоимость всей конструкции, но и повысить боевую живучесть, надежность, снизить ветровые нагрузки, уменьшить энергетические затраты на управление, сохранить характеристики управляемости даже после нескольких физических повреждений конструкции или управляющего контура.

Благодаря прогрессу в области новых магнитных сплавов на основе редкоземельных элементов, развитию электронной элементной базы, совершенствованию программно-математического обеспечения бортовых вычислителей и усовершенствованию сильноточных усилителей появляется возможность создания не только более эффективных, но и более простых, надёжных рулевых приводов с уменьшенным числом каскадов усиления, имеющих более широкую полосу пропускания.

Так, использование электромеханического преобразователя с самариево-кобальтовыми постоянными магнитами для непосредственного отклонения основного распределительного золотника позволяет получить ряд преимуществ в простоте конструкции, эксплуатационных качествах, стоимости, массе и удовлетворении требованиям контроля. Рулевой привод с непосредственно управляемым золотником от такого электромеханического преобразователя обладает высокими динамическими свойствами, которые отвечают требованиям, предъявляемым к приводам систем управления перспективных самолётов. Для такого привода могут быть разработаны типовые модули устройств управления золотником, а использование электрического сигнала высокого уровня мощности уменьшает восприимчивость привода к электромагнитному взаимодействию. Для обеспечения надёжной работы каждый из двух электромеханических преобразователей развивает усилие по 200 Н и может иметь до четырех отдельных обмоток. Такая величина тягового усилия обеспечивает надёжное и быстрое смещение золотников двухкамерного рулевого привода даже при одном работающем преобразователе.

Параллельно с разработкой новых конструкций рулевых приводов производится исследование возможности согласования их функционирования с бортовым цифровым вычислителем, формирующим команды управления. Цифровой сигнал управления, например, с помощью широтно-импульсной модуляции преобразовывается в аналоговый для подачи на электромеханический преобразователь. Аналоговый сигнал с датчиков обратной связи, наоборот, преобразовывается в цифровой для подачи в процессор. Перспективной задачей здесь является разработка и создание цифровых датчиков обратной связи следящего контура, которые в отличие от существующих могли бы обеспечить требуемую разрешающую способность при малых габаритах.

Другое важное направление состоит в непосредственном использовании электрической мощности для управления рулями самолёта с помощью автономных по гидравлике электрогидравлических рулевых приводов с дрос-

сельным или объемным регулированием, а также с помощью электромеханических рулевых приводов.

Автономный привод содержит обычный привод и свой автономный гидравлический источник питания. Этим исключается необходимость применения уязвимых гидравлических линий, в то же время прокладка электрических проводов может выполняться сравнительно легко, распределение электрической мощности может осуществляться весьма просто, при этом защита электрических цепей осуществляется обычными предохранителями.

В приводе с объемным регулированием мощности есть электрический двигатель, который приводит в действие два насоса: основной и дополнительный (для создания необходимой «жесткости» привода). Управление наклонной шайбой (производительностью) основного насоса производится непосредственно от электромеханического преобразователя или гидравлического распределителя по сигналам, поступающим из ЭДСУ. Мощность изменяется в зависимости от наклона шайбы. Поскольку для изменения мощности не используется золотник, то соответственно отсутствуют потери на нем, сопровождаемые обычно выделением тепла. Поэтому в данном приводе потребляемая мощность примерно на 30% меньше, чем для привода с дроссельным регулированием.

В электромеханическом перспективном приводе не используется гидравлика, и он приводится в действие двумя бесщёточными электродвигателями постоянного тока с роторами, представляющими собой самариево-кобальтовые постоянные магниты. Здесь электрическая мощность регулируется устройствами управления, на которые поступают управляющий сигнал и входные сигналы электрического питания двигателей. Два двигателя установлены соосно на противоположных концах привода, момент от них передается через планетарный редуктор, размещенный в центральной части привода. Благодаря такой компоновке этот привод имеет форму цилиндра относительно малого диаметра, что позволяет разместить его вдоль оси шарниров органа управления. В состав электромеханического рулевого привода входит собственно сам привод и управляющее устройство, содержащее транзисторные цепи коммутации. Подобно рассмотренному автономному этот привод также способен работать в режиме возврата энергии. Созданный в настоящее время такой привод имеет выходную мощность до 2,2 кВт и предназначен для работы в основной системе управления. В дальнейшем такие электромеханические приводы могут составить конкуренцию электрогидравлическим рулевым приводам.

**РАЗДЕЛ II. СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО  
И ПОЛУАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

---

**Глава 4. СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ  
УГЛОВЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**4.1. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К СИСТЕМАМ  
АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ (САУ)**

САУ предназначена для автоматического и директорного управления траекторией на важнейших этапах полёта и обеспечения заданных характеристик демпфирования, устойчивости и управляемости при ручном управлении.

В общем случае к САУ предъявляются требования по выполнению следующих функций:

- демпфирование короткопериодических колебаний самолёта и обеспечение заданных характеристик продольной и путевой устойчивости при всех видах управления (ручном, автоматическом и директорном);
- стабилизация углов крена, курса и тангажа;
- стабилизация барометрической и геометрической высоты полёта;
- приведение самолёта к горизонтальному полёту в случае потери лётчиком пространственной ориентировки;
- автоматический увод самолёта с опасно малой высоты;
- автоматическое и директорное управление траекторией в маршрутном полёте, при дальнем и ближнем наведении на воздушную или наземную цель, включая атаку цели и безопасный выход из атаки, при возврате на аэродром и заходе на посадку;
- автоматическое и директорное управление самолётом на этапах взлёта и посадки;
- контроль работоспособности с выдачей информации об отказах.

САУ должна обеспечивать выполнение всех заданных функций при всех вариантах подвесок, во всём диапазоне высот и скоростей, взлётных масс и центровок.

Перечень задаваемых функций САУ определяется типом летательного аппарата и его целевым назначением.

Переход с автоматического управления на директорное и ручное должен быть простым и не сопровождаться резким изменением параметров движения.

По характеру протекания процесса управления требования к САУ формируются по следующим трём основным направлениям:

- точности выдерживания заданного параметра стабилизации  $\delta\%$ ;

- устойчивости контура управления (задаётся временем срабатывания  $t_{\text{СР}}$  или временем регулирования  $t_{\text{РЕГ}}$ );
- качеству переходного процесса (задаётся относительным забросом  $\Delta \bar{x} \%$ ).

В табл. 4.1 приведены ориентировочные значения указанных показателей.

Т а б л и ц а 4.1

Стабилизируемый параметр	$t_{\text{РЕГ}}, \text{с}$	$\Delta \bar{x} \%$	$\delta \%$
крен	1...2	менее 5	не более 5
курс	20...30	0	не более 5
тангаж	3...5	менее 5	не более 5

Переходные процессы при автоматическом управлении должны быть апериодическими с малым временем регулирования или колебательны с малым забросом регулируемой величины и малой степенью колебательности.

## 4.2. СЕРВОПРИВОДЫ И ВИДЫ ОБРАТНЫХ СВЯЗЕЙ В НИХ

Отклонение органов управления автоматами демпфирования, устойчивости, автопилотами, САУ осуществляется с помощью своих исполнительных устройств – сервоприводов, представляющих собой рулевой агрегат с датчиком обратной связи и усилитель (рис. 4.1, а).

В качестве рулевого агрегата чаще всего используется электродвигатель с редуктором или гидроусилитель с электрическим приводом распределительного устройства. При отсутствии обратной связи рулевой агрегат описывается интегрирующим звеном. Вид обратной связи влияет на передаточную функцию сервопривода. В автопилотах и САУ находят применение сервоприводы с жёсткой (рис. 4.1, б), скоростной (рис. 4.1, в) и изодромной (рис. 4.1, г) обратной связью.

**При жёсткой обратной связи (ЖОС)** линейное или угловое перемещение штока  $\delta$  рулевого агрегата измеряется потенциометрическим или индукционным датчиком обратной связи перемещения штока. Полученный сигнал  $u_{\text{ОС}} = k_{\text{ОС}} \delta$ , пропорциональный перемещению штока, вычитается из суммарного входного сигнала  $u_{\Sigma}$ .

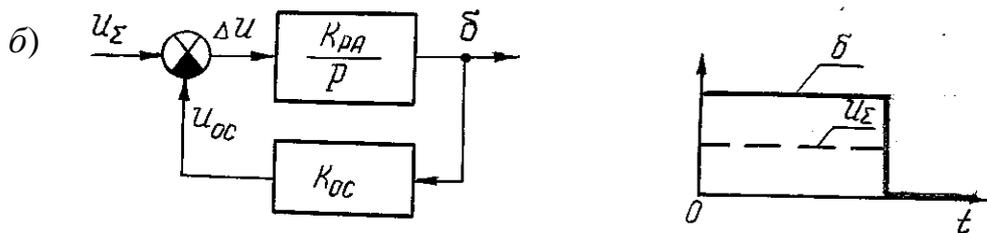
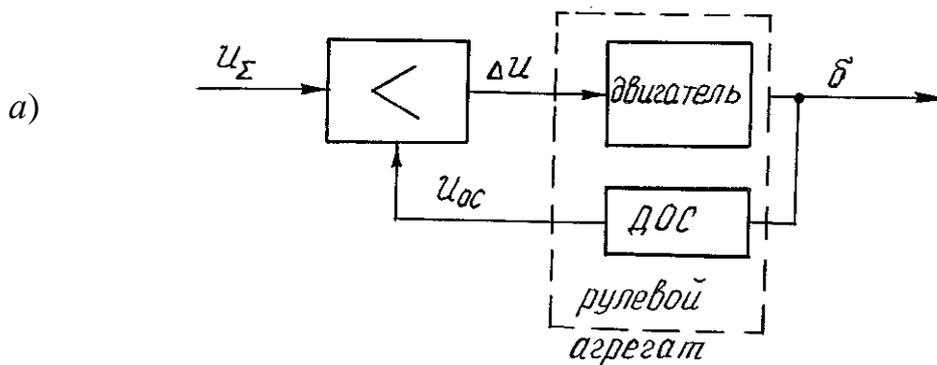
Передаточная функция сервопривода

$$W_{\text{СП}}(p) = W_{\frac{\delta}{u_{\Sigma}}}(p) = \frac{k_{\text{РА}} / p}{1 + p k_{\text{ОС}} k_{\text{РА}} / p} = \frac{k_{\text{РА}}}{p + k_{\text{ОС}} k_{\text{РА}}} = \frac{k_{\text{СП}}}{T_{\text{РА}} p + 1}, \quad (4.1)$$

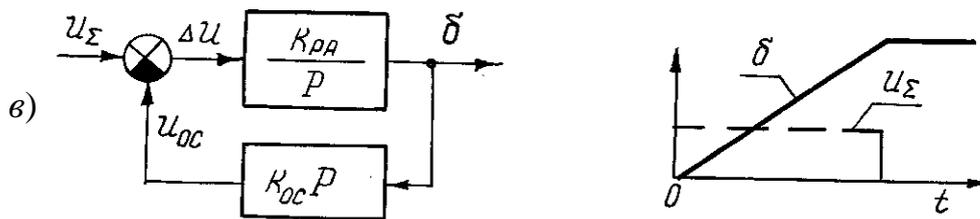
где  $k_{\text{СП}} = 1/k_{\text{ОС}}$  – коэффициент усиления;

$T_{\text{РА}} = \frac{1}{k_{\text{ОС}} k_{\text{РА}}}$  – постоянная времени сервопривода (инерционного звена);

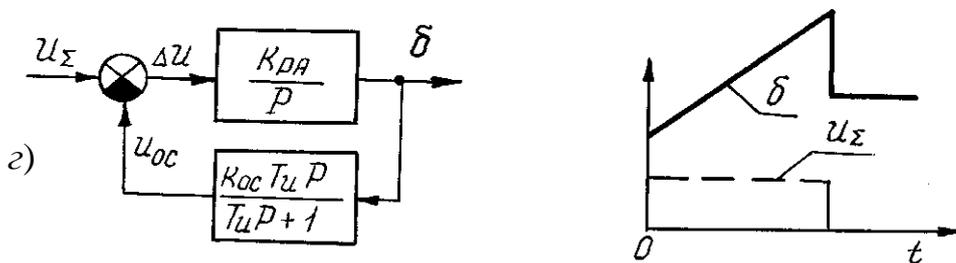
$k_{PA} = \dot{\delta} / u_{\Sigma}$  – добротность сервопривода (коэффициент усиления по скорости).



$$W_{CP}(P) = \frac{K_{CP}}{T_{PP}P+1} \approx K_{CP}; \quad \delta = K_{CP} u_{\Sigma}; \quad u_{\Sigma} = K_{\delta}^x (x-x_3) + K_{\delta}^{\dot{x}} \dot{x}$$



$$W_{CP}(P) = \frac{K_{CP}}{P}; \quad \dot{\delta} = K_{CP} u_{\Sigma}; \quad u_{\Sigma} = K_{\delta}^x (x-x_3) + K_{\delta}^{\dot{x}} \dot{x} + K_{\delta}^{\ddot{x}} \ddot{x}$$



$$W_{CP}(P) = K_{CP} \frac{T_u P + 1}{T_u P}; \quad \frac{T_u P}{T_u P + 1} \delta = K_{CP} u_{\Sigma}; \quad u_{\Sigma} = K_{\delta}^x (x-x_3) + K_{\delta}^{\dot{x}} \dot{x}$$

Рис. 4.1

Так как инерционность сервопривода мала по сравнению с инерционностью объекта управления, то, положив  $T_{PA} = 0$ , получим

$$W_{СП}(p) = W_{\frac{\delta}{u_{\Sigma}}}(p) = k_{СП} \text{ и } \delta = k_{СП} u_{\Sigma}, \quad (4.2)$$

т.е. сервопривод перемещает шток РА, а следовательно и отклоняет руль, на величину, пропорциональную входному сигналу.

**При скоростной обратной связи (СОС)** датчик обратной связи измеряет скорость  $\dot{\delta}$  движения штока РА. В качестве датчика обратной связи обычно используют тахогенератор или применяют непосредственное дифференцирование сигнала, снимаемого с потенциометра обратной связи. В этом случае сервопривод, как и РА, представляет собой интегрирующее звено, но имеет гораздо меньший коэффициент усиления по скорости ( $k_{СП} \ll k_{РА}$ ):

$$W_{СП}(p) = \frac{\frac{k_{РА}}{p}}{1 + k_{ОС} p \frac{k_{РА}}{p}} = \frac{k_{РА}}{p(1 + k_{ОС} k_{РА})} = \frac{k_{СП}}{p}. \quad (4.3)$$

Отсюда следует, что при СОС скорость перемещения штока пропорциональна входному сигналу:

$$\dot{\delta} = k_{СП} u_{\Sigma} \quad \text{или} \quad \delta = \frac{k_{РА}}{p(1 + k_{ОС} k_{РА})} u_{\Sigma} = \frac{k_{СП}}{p} u_{\Sigma}. \quad (4.4)$$

С таким сервоприводом отклонение руля в установившемся режиме пропорционально не отклонению регулируемого параметра (входному сигналу), а интегралу от этого отклонения. На основе сервопривода с СОС реализуются астатические САУ.

Сервоприводы с СОС приводят к снижению быстродействия, но при этом отсутствует перерегулирование («заброс») управляемого параметра. Поэтому сервоприводы с СОС находят применение больше в САУ неманевренных самолётов, для которых главным является исключение «забросов» параметров полёта.

**При издромной обратной связи (ИОС)**, как видно из рис. 4.1, з, в цепи обратной связи присутствует реальное дифференцирующее звено, и сервопривод представляется передаточной функцией:

$$W_{СП}(p) \approx \frac{T_u p + 1}{T_u p} k_{СП}. \quad (4.5)$$

Отсюда перемещение штока РА происходит по закону:

$$\delta = \frac{T_u p + 1}{T_u p} k_{СП} u_{\Sigma} = k_{СП} u_{\Sigma} + \frac{1}{T_u p} k_{СП} u_{\Sigma} \quad \text{или} \quad \frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta = k_{СП} u_{\Sigma}. \quad (4.6)$$

Из выражения (4.6) следует, что сервопривод с ИОС можно рассматривать как два сервопривода, соединенных последовательно: один СП с ЖОС, другой – с СОС.

ИОС сервопривода обеспечивает большое быстродействие САУ, но при этом возрастает «заброс» параметра, который тем больше, чем меньше постоянная времени  $T_u$ . Поэтому сервоприводы с ИОС используются больше для маневренных самолётов, для которых главным является высокое быстродействие.

### 4.3. СПОСОБЫ ВКЛЮЧЕНИЯ РУЛЕВЫХ АГРЕГАТОВ В ПРОВОДКУ УПРАВЛЕНИЯ

В каждом канале САУ имеется один или несколько рулевых агрегатов (РА). При наличии одного рулевого агрегата он может быть включен в проводку управления последовательно или параллельно. При последовательном включении происходит суммирование отклонений органа управления от лётчика и автомата. Поэтому для системы обеспечения устойчивости и управляемости рулевые агрегаты должны иметь последовательную схему включения. При параллельном включении происходит суммирование усилий от лётчика и автомата. При наличии двух и более агрегатов может быть применена смешанная схема включения.

На рис. 4.2 представлены кинематические схемы **последовательного включения** рулевых агрегатов в проводку управления.

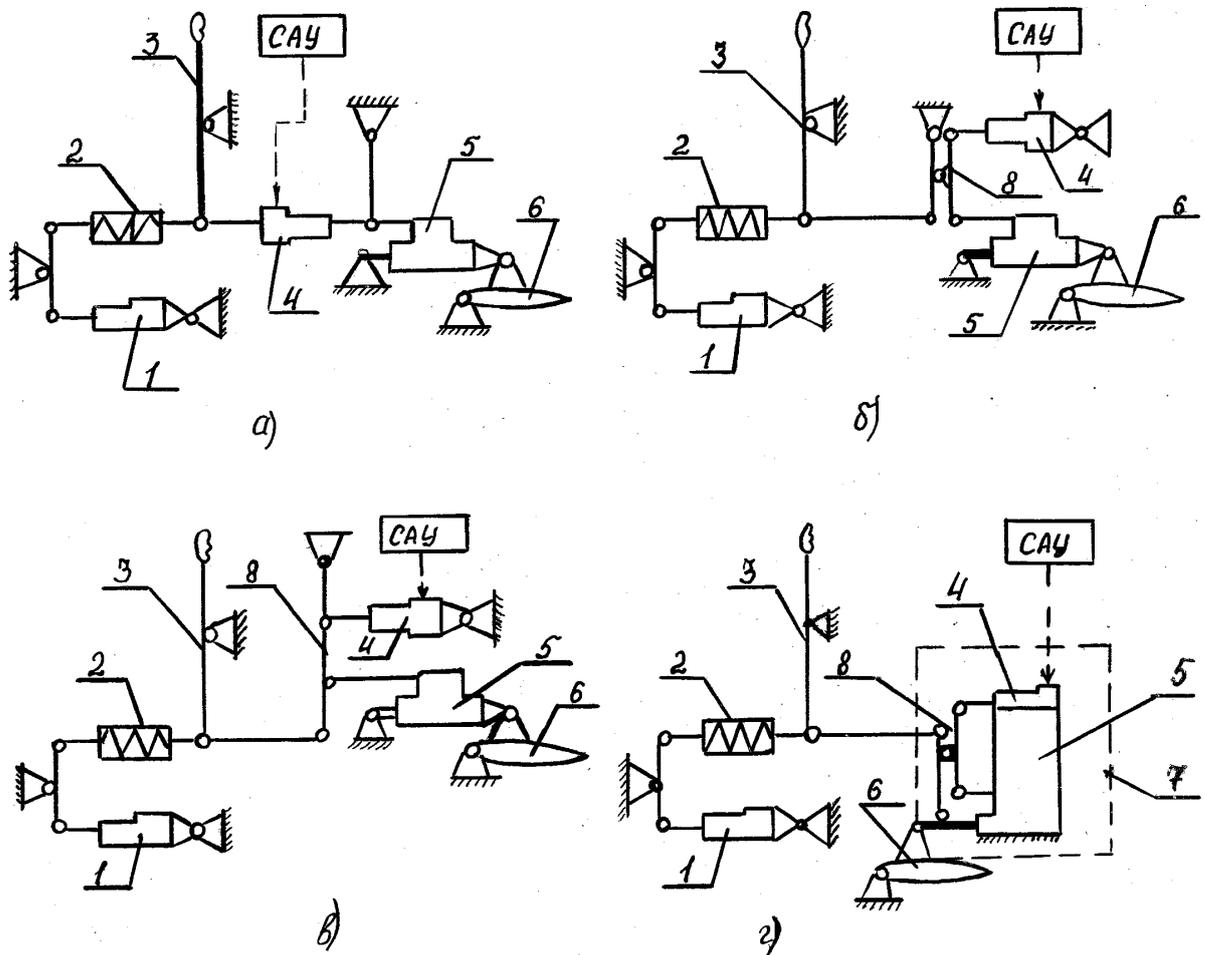


Рис. 4.2

На рис. 4.2, *a* рулевой агрегат 4 установлен в разрыв проводки управления перед рулевым приводом 5. Достоинство схемы – простота и компактность. Недостаток – необходимость перемещения рулевого агрегата вместе с проводкой управления при отклонении ручки 3 лётчиком.

На рис.4.2, *б*, *в* и *г* рулевой агрегат 4 подключён к проводке управления с помощью дифференциальных качалок-смесителей 8. Эти схемы включения предпочтительнее схемы рис. 4.2, *а*, так как не имеют недостатка, присущего рис. 4.2, *а*, не требуют расстыковки проводки управления при снятии рулевого агрегата, а при постоянном ходе его штока позволяют изменением соотношения плеч *с* и *д* качалки 8 легко менять передаточное число проводки от рулевого агрегата к рулевому приводу.

На рис. 4.2, *г* рулевой агрегат 4 и рулевой агрегат 5 выполнены в виде единого агрегата – комбинированного рулевого привода 7.

Последовательная схема позволяет лётчику и САУ отклонять рули как отдельно, так и одновременно. В такой схеме при работе САУ рули *б* отклоняются, а ручка управления 3 при этом не перемещается, так она удерживается лётчиком или пружинным загрузочным механизмом 2, имеющим предварительное сжатие пружины, большее, чем потребное усилие для страгивания золотника рулевого привода. Поэтому последовательное включение исполнительных устройств используют для тех систем, которые должны работать совместно с лётчиком: для автоматов демпфирования, устойчивости, при стабилизации угловых положений маневренных самолётов и т.д.

При последовательном включении рулевой агрегат может быть малой мощности, габаритов и массы, так как от него требуются небольшие величины усилий, необходимые только для преодоления трения в проводке и золотнике рулевого привода.

На рис. 4.3 представлены кинематические схемы параллельного включения рулевых агрегатов в проводку управления.

Все схемы параллельного включения обеспечивают возможность только отдельного отклонения рулей или от лётчика, или от САУ и не допускают одновременного отклонения их лётчиком и САУ. Если лётчик отклоняет ручку управления 3, то датчик усилий 7 отключает САУ, а следовательно и рулевой агрегат 4.

При работающем рулевом агрегате перемещается вся проводка управления, и одновременно с рулем отклоняется освобождённая от усилий ручка управления, этим сигнализируя лётчику о включённом автоматическом управлении. Поэтому при параллельном включении рулевой агрегат должен обеспечивать отклонение руля на полный диапазон. Последнее же требует принятия специальных мер для обеспечения безопасности полёта на случай возможных отказов САУ.

На рис.4.3, *а* шток РА жёстко подсоединен к проводке управления с помощью качалки 8 и должен развивать усилие, необходимое для сжатия пружины загрузочного механизма, преодоления сил трения в проводке управления и золотнике рулевого привода.

При ручном управлении отклонение рулевой поверхности *б* осуществляется также через рулевой привод 5 от ручки 3. При этом шток РА качалкой 8 перемещается свободно, так как полости его цилиндра закольцованы.

В схеме, изображенной на рис. 4.3, *б*, рулевой агрегат (обычно электро-механический) имеет выходной каскад 4 вращательного действия и соединён с проводкой управления при помощи барабана 9, тросовой проводки 10 и

сектора 11. При ручном управлении специальная муфта отключения разъединяет барабан 9 с рулевым агрегатом 4 и обеспечивает свободное перемещение проводки управления.

В схеме рис. 4.3, в рулевой агрегат 4 смонтирован на самом рулевом приводе 5. В этом случае при автоматическом управлении он используется как первый каскад усиления электрогидравлического рулевого привода. Такая схема по сравнению с другими схемами параллельного включения обладает большей компактностью, и боевой живучестью (как и схема последовательного включения, рис.4.2, з) и поэтому также широко применяется на самолётах и особенно вертолётах.

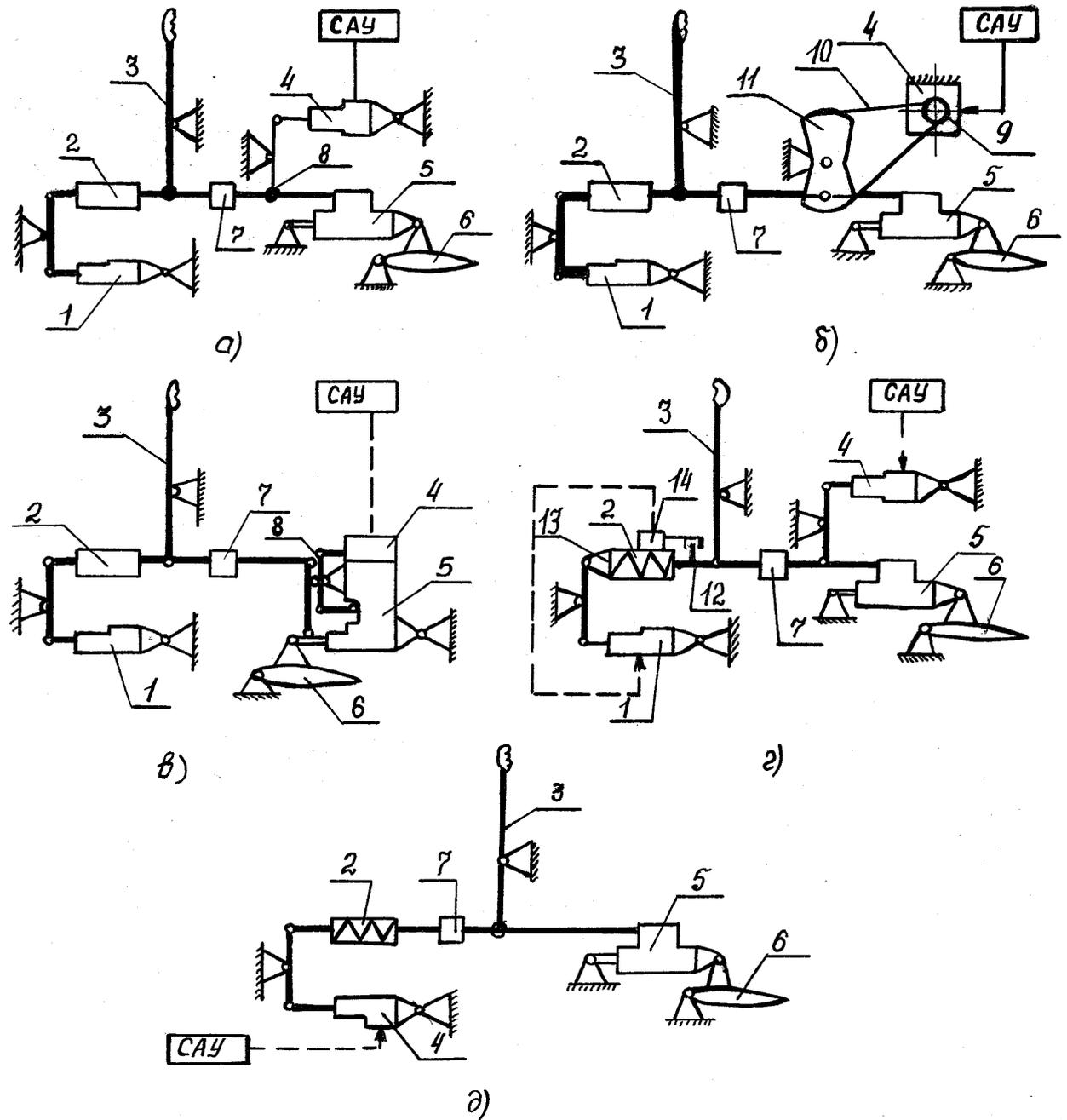


Рис. 4.3

Для предотвращения рывков ручки управления (и рулей) при отказе и выключении САУ применяют автоматическое триммирование усилий на ручке подачей на механизм триммерного эффекта *1* специального управляющего сигнала от САУ или применением схем рис. 4.3, *з* и *д*.

В схеме рис. 4.3, *з* при перемещении проводки управления от рулевого агрегата в автоматическом режиме работы САУ происходит отклонение ручки управления *3* и смещение штока *12* пружинного загрузочного механизма *2* относительно его неподвижного корпуса *13*. Последнее вызывает замыкание концевого выключателя *14* и включение электромеханизма триммерного эффекта *1* на снятие усилий с ручки управления.

В схеме, изображенной на рис. 4.3, *д*, рулевой агрегат *4* подключен к проводке управления через пружину с предварительным сжатием, большим, чем трение в системе управления. При ручном управлении рулевой агрегат используется в качестве механизма триммирования усилий на ручке управления. Перед включением автоматического управления лётчик должен стриммировать ручку по усилиям и освободить её. Это обеспечивает при включении автоматического режима работы САУ отсутствие рывков ручки управления и рулей. Недостатком такой схемы перед ранее рассмотренными является меньшая жёсткость проводки от рулевого агрегата до рулевого привода, приводящая к ухудшению характеристик автоматического управления.

Примером смешанного включения исполнительных устройств САУ в проводку управления могут служить схемы, приведенные на рис.4.2, если к САУ подключить одновременно агрегаты *4* и *1*.

#### **4.4. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ САУ**

Законы управления САУ определяют динамику движения ЛА при автоматическом управлении, а с другой стороны, характеризуют структуру построения САУ.

Системы автоматического управления (САУ) современных самолётов достаточно сложны, поэтому исследование динамических свойств самолётов, оборудованных САУ, в общем случае связано с серьезными трудностями.

Задача исследования динамических свойств существенно упрощается, если удастся многоконтурную систему управления расчленить на несколько более простых. Обоснованием такого разделения являются собственные динамические свойства самолёта. Во-первых, в ряде случаев общее движение можно разделить на продольное и боковое и рассматривать управление ими независимо друг от друга. Во-вторых, поскольку малые (короткопериодические) движения, определяющие движение самолёта вокруг центра масс, протекают значительно быстрее больших (длиннопериодических) движений, характеризующих движение центра масс, то системы управления, в свою очередь, можно разделить на системы управления движением вокруг центра масс и движением центра масс.

Автоматическое управление САУ осуществляют путем воздействия на органы управления и создания ими необходимых управляющих сил и моментов.

На самолёте необходимые управляющие силы и моменты создаются, в основном, за счёт изменения углового положения самолета относительно центра масс. Однако в последние годы появилась тенденция использования управляющих органов, которые позволяют получать эти силы и без изменения его угловых положений.

В любом из этих случаев всегда имеется параметр  $x$ , характеризующий величину управляющей силы. Такими параметрами могут быть  $n_y, n_z, \alpha, \beta, \vartheta, \gamma$  и др. Им свойственно быстрое протекание процессов изменения, в отличие от параметров  $y$ , характеризующих изменение траектории полёта  $H, Z, \psi$  и др.

Поэтому современные САУ строятся по иерархическому принципу. САУ включает внутренний (пилотажный или автопилотный) контур, управляющий движением ЛА вокруг его центра масс, и внешний (траекторный) контур, управляющий движением центра масс. Пилотажный контур управляет такими параметрами движения как перегрузки, углы атаки, крен, тангаж, а траекторный – курсом, высотой полета, отклонением от линии заданного пути и др.

Автопилоты могут быть выполнены в виде самостоятельных систем или входить в состав САУ как ее «внутренний» контур управления. Автопилот автоматически отклоняет рулевые поверхности для управления угловым положением самолёта. В зависимости от числа каналов управления различают двухканальные (крена и тангажа) и трёхканальные (крена, тангажа, рыскания) автопилоты.

Если через  $x$  обозначить один из параметров движения пилотажного контура САУ, то закон управления отклонением руля  $\delta$  будет иметь вид:

$$\delta = k_{\delta}^x (x - x_3) + k_{\delta}^{\dot{x}} \dot{x}, \quad (4.7)$$

где  $x, x_3$  – соответственно текущее и заданное значение управляемого параметра;  $\dot{x}$  – скорость изменения этого параметра по времени;  $k_{\delta}^x = \frac{\partial \delta}{\partial x}$ ;  $k_{\delta}^{\dot{x}} = \frac{\partial \delta}{\partial \dot{x}}$  – передаточные числа (коэффициенты усиления). Первое слагаемое в этом выражении – основной управляющий сигнал внутреннего контура управления. Второе слагаемое предназначено для уменьшения колебательности переходного процесса. Если вместе с САУ работает СУУ, то этот сигнал в законе может отсутствовать, так как его функцию выполняют автоматы демпфирования.

Функционирование пилотажного и траекторного контуров взаимосвязано. Например, для изменения высоты полёта необходимо изменить тангаж, а для изменения курса – крен и т.д. Поэтому поступают следующим образом. В пилотажном контуре оставляют закон управления вида (4.7), а заданное значение управляемого параметра  $x_3$  формируется в траекторном контуре в зависимости от режима работы САУ по закону.

$$x_3 = k_x^y (y - y_3) + k_x^{\dot{y}} \dot{y} + k_x^v v, \quad (4.8)$$

где:  $y$  – текущее, а  $y_3$  – заданное значение параметра траектории;  $v$  – сигнал перекрёстной связи;  $k_x^y = \frac{\partial x}{\partial y}$ ,  $k_x^{\dot{y}} = \frac{\partial x}{\partial \dot{y}}$ ,  $k_x^v = \frac{\partial x}{\partial v}$  – передаточные числа по соответствующему сигналу.

Первая составляющая в законе (4.8) – основной управляющий сигнал во внешнем контуре управления. Второе слагаемое – по скорости изменения параметра – обеспечивает демпфирование траекторного движения самолёта. Сигнал  $\dot{y}$  может быть заменен другими эквивалентными сигналами или даже отсутствовать в законе (4.8), если управляемый параметр внутреннего контура  $x$  в законе (4.7) эквивалентен  $\dot{y}$ .

Третья составляющая в законе (4.8)  $k_x^v v$  вводится в тех случаях, когда необходимо учесть взаимное влияние различных каналов управления. Так, например, для предотвращения потери высоты при выполнении маневра в горизонтальной плоскости необходимо в закон управления рулем высоты вводить сигнал, зависящий от крена, который необходим для дополнительного увеличения перегрузки на величину

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{G} = \frac{Y - Y \cos \gamma}{Y \cos \gamma} = \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma}.$$

Существенным недостатком закона управления (4.7) с жёсткой обратной связью для внутреннего контура САУ является появление статических ошибок выдерживания заданного значения управляемого параметра от постоянных или медленно меняющихся внешних возмущающих воздействий (сброс груза или уменьшение массы самолёта вследствие выгорания топлива, несимметричный пуск ракет, разгон и торможение самолёта и т.д.).

Обеспечение астатизма к внешним возмущениям можно осуществить следующими способами:

**1. Введением в закон управления (4.7) интегрального члена от сигнала рассогласования**

интеграла  $\int_0^t (x - x_3) dt$ , т.е. применением закона управления вида:

$$\delta = k_\delta^x (x - x_3) + k_\delta^{\dot{x}} \dot{x} + k_\delta \int (x - x_3) dt. \quad (4.9)$$

Дополнительный интегральный сигнал формирует отклонение руля следующим образом: в начальный момент времени влияние интегрального сигнала мало, и руль отклоняется также как и при законе (4.7). Но с течением времени этот сигнал увеличивается, что сопровождается увеличением отклонения руля до возвращения регулируемого параметра к заданному значению.

**2. Введением скоростной обратной связи:**

$$\dot{\delta} = k_\delta^x (x - x_3) + k_\delta^{\dot{x}} \dot{x} + k_\delta^{\ddot{x}} \ddot{x} \quad \text{или} \quad \delta = \frac{k_\delta^x}{p} (x - x_3) + k_\delta^{\dot{x}} x + k_\delta^{\ddot{x}} p x. \quad (4.10)$$

Из сравнения последнего выражения (4.10) с (4.9) видно, что применение СОС эквивалентно применению ЖОС с дополнительным интегральным членом от сигнала рассогласования.

**3. Введением изодромной обратной связи:**

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta = k_\delta^x (x - x_3) + k_\delta^{\dot{x}} p x \quad \text{или} \quad (4.11)$$

$$\delta = \frac{T_u p + 1}{T_u p} [k_\delta^x (x - x_3) + k_\delta^{\dot{x}} p x].$$

При изодромной обратной связи сервопривод обладает способностью дифференцировать суммарный управляющий сигнал. Поэтому, по сравнению с САУ со скоростной обратной связью, информационная и вычислительная части системы с изодромной обратной связью могут быть реализованы проще.

Недостатком астатических САУ является более сложная аппаратная реализация, а также склонность к автоколебаниям при наличии нелинейностей в характеристиках реальных элементов.

**4.** Применением закона (4.7), но **наличием в САУ двух исполнительных устройств**, включенных по схеме на рис. 4.2, б или в (малого быстродействия с большим порогом срабатывания МТЭ 1 и большого быстродействия ограниченного хода РА 4). Структурная схема контура управления «САУ – самолёт», соответствующая такому включению исполнительных устройств, приведена на рис. 4.4. Заметим, что астатизм обеспечивается при сигналах, превышающих порог срабатывания механизма МТЭ.

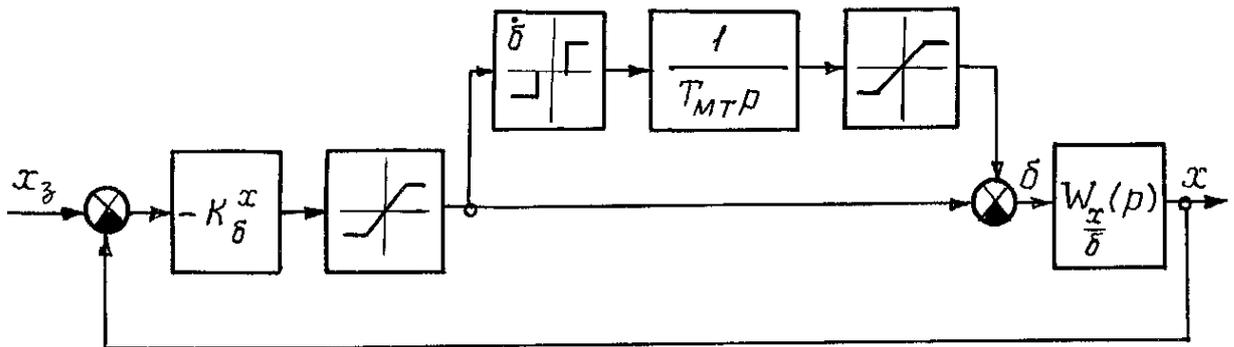


Рис. 4.4

Необходимо заметить, что в реальных САУ при формировании заданного значения управляемого параметра отдельные сигналы могут пропускаться через формирующие фильтры и ограничители различного назначения. Так, одни фильтры служат для подавления вредных помех с датчиков параметров движения, другие – для получения лучшего качества переходных процессов в замкнутом контуре, третьи – для устранения высокочастотных составляющих в формировании управляющих сигналов, которые могут вызвать резкие эволюции самолёта.

## 4.5. АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ КРЕНОМ

### 4.5.1. Функциональная схема, состав и законы управления автопилота (САУ)

Одним из наиболее простых случаев автоматического управления движением ЛА вокруг центра масс является управление движением крена. При таком движении величина сил и моментов, действующих на аппарат, не зависит от значения крена. В этом случае автопилот должен обеспечить управление вращением самолёта вокруг продольной оси. В качестве органа управления могут использоваться элероны, интерцепторы, дифференциальный стабилизатор и другие органы управления креном.

В зависимости от структуры автопилота законы управления, например, элеронами, могут иметь вид:

– при жёсткой обратной связи

$$\delta_{\Theta} = k_{\Theta}^{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\Theta}^{\omega_x} \omega_x \quad (4.12)$$

– при скоростной обратной связи

$$\dot{\delta}_{\Theta} = k_{\Theta}^{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\Theta}^{\omega_x} \omega_x + k_{\Theta}^{\dot{\omega}_x} \dot{\omega}_x \quad (4.13)$$

– при изодромной обратной связи

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_{\Theta} = k_{\Theta}^{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\Theta}^{\omega_x} \omega_x. \quad (4.14)$$

Состав и принцип работы кренового автопилота (КАП) рассмотрим по функциональной схеме, приведённой на рис. 4.5. В состав автопилота входят: датчик углового положения самолёта – гировертикаль (ГВ), датчик угловой скорости (ДУС), суммирующее устройство (СУ), сервопривод (СП).

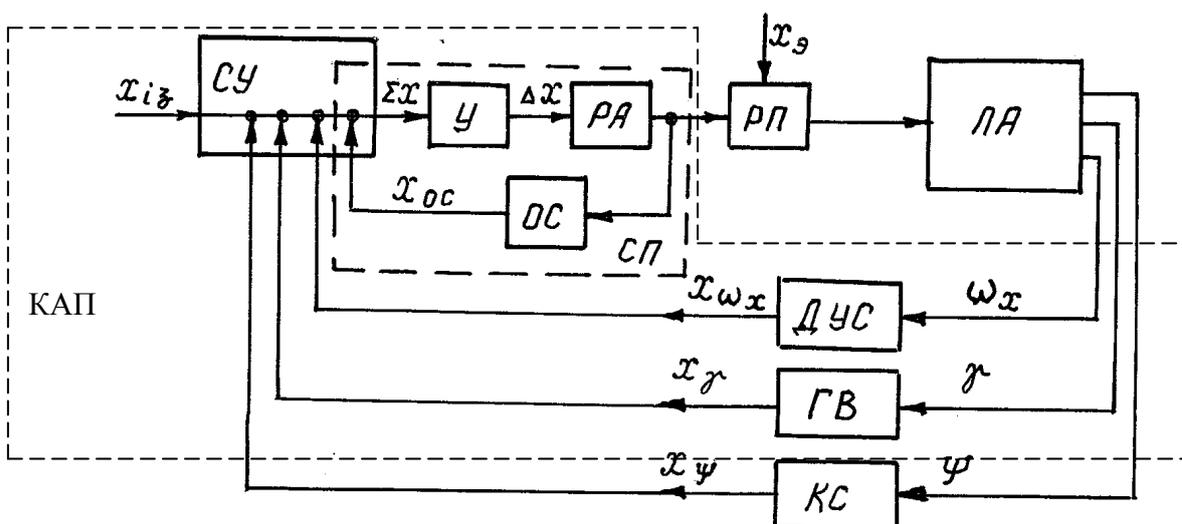


Рис. 4.5

Гировертикаль измеряет текущий крен и выдаёт в суммирующее устройство электрический сигнал, пропорциональный крену, а ДУС – сигнал, пропорциональный скорости крена.

Заданное значение крена  $\gamma_3$  может формироваться как лётчиком, так и специальными вычислителями траекторного контура САУ. На рис. 4.6. приведена структурная схема контура управления креном, осуществляемого САУ. Видно, что заданный крен  $\gamma_3$  формируется сигналами внешнего контура САУ.

На рис. 4.6. внутренний и внешний контуры управления разделены штрихпунктирной линией на две части: в верхней части показаны звенья, отражающие динамические свойства самолёта; в нижней – свойства и структуру закона управления САУ.

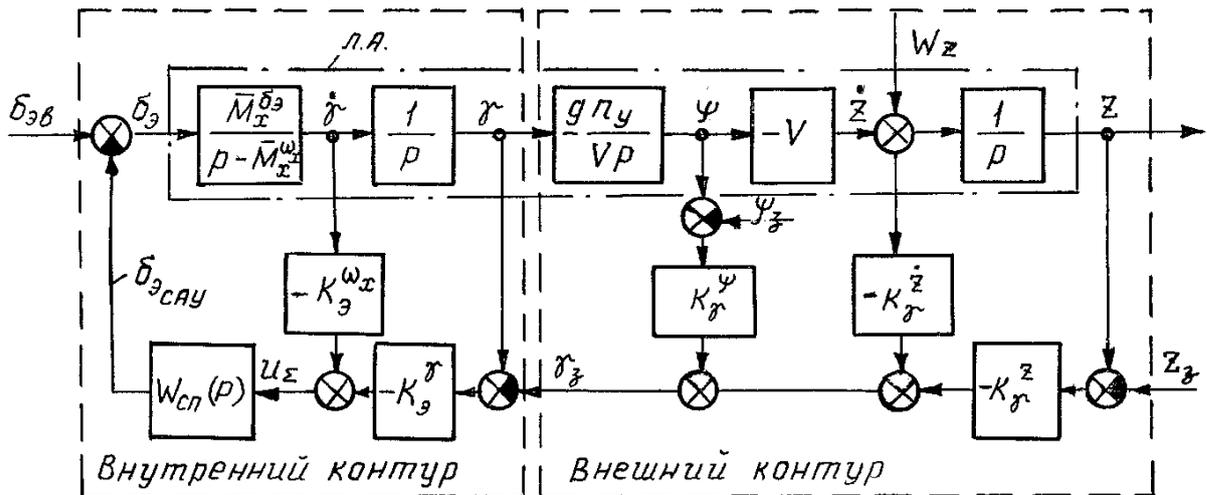


Рис. 4.6

В зависимости от типа самолёта рабочий диапазон регулирования крена может изменяться в широких пределах. Так, если у неманевренных самолётов он составляет  $20...30^\circ$ , то у маневренных достигает  $360^\circ$ , что требует достаточно высокого быстродействия этого контура управления.

#### 4.5.2. Динамические свойства системы «САУ – летательный аппарат» при управлении креном

Сначала рассмотрим автоматическое управление изолированным движением крена, что допустимо при сравнительно небольших углах атаки  $\alpha$  и при  $\beta = 0$ . Для исследования динамических свойств системы «АП – самолёт» получим и проанализируем передаточную функцию замкнутого контура управления. Будем предполагать, что автопилот с жёсткой обратной связью имеет закон управления (4.12)

$$\delta_\Theta = k_\Theta^\gamma (\gamma - \gamma_3) + k_\Theta^{\omega_x} \omega_x.$$

Структурную схему для этого закона управления получим из структурной схемы (рис. 4.6), отключив внешний контур САУ (см. рис.4.7, а).

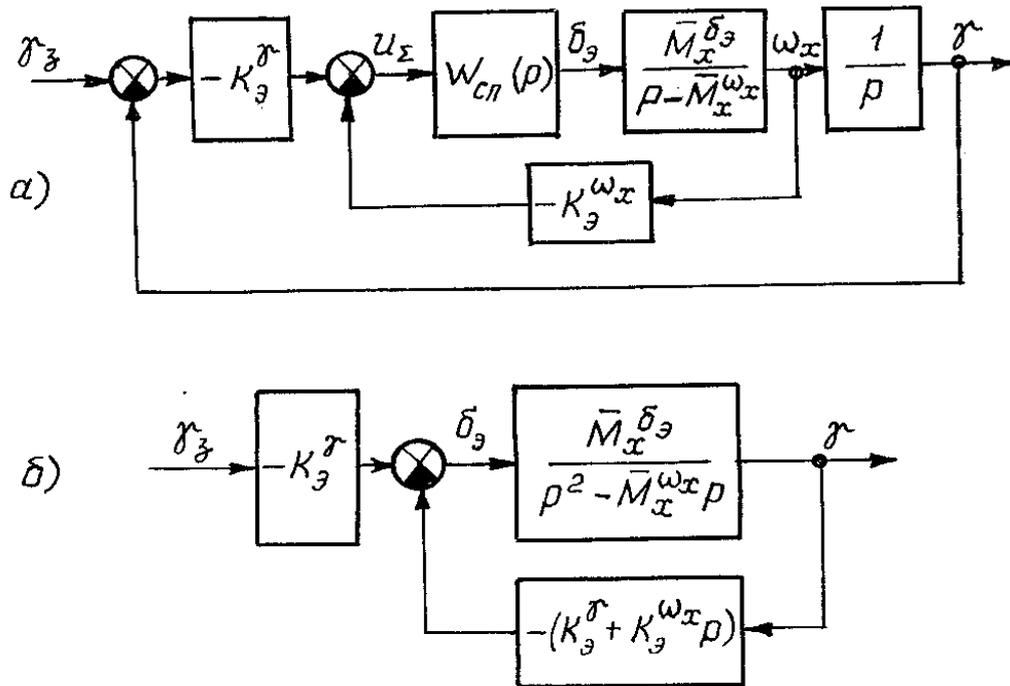


Рис. 4.7

На рис. 4.7, а и во внутреннем контуре (рис. 4.6) имеются две передаточные функции, отражающие динамические свойства самолёта в изолированном движении крена.

Первая – 
$$W_{\frac{\omega_x}{\delta_\Delta}}(p) = \frac{\bar{M}_x^{\delta_\Delta}}{p - \bar{M}_x^{\omega_x}} \quad (4.15)$$

характеризует изменение скорости крена  $\omega_x$  на отклонение элеронов  $\delta_\Delta$ , а вторая –  $W_{\frac{\gamma}{\omega_x}}(p) = \frac{1}{p}$  – изменение крена при появлении  $\omega_x$ . Они получены из собственных свойств ЛА, описываемых уравнениями изолированного движения крена

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_\Delta} \delta_\Delta + \bar{M}_{x\delta}; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x, \end{aligned}$$

записанных в операторной форме

$$\begin{cases} p\omega_x = \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_\Delta} \delta_\Delta + \bar{M}_{x\delta}; \\ p\gamma = \omega_x, \end{cases} \quad (4.16)$$

или

$$\begin{cases} p^2\gamma = \bar{M}_x^{\omega_x} p\gamma + \bar{M}_x^{\delta_\Delta} \delta_\Delta + \bar{M}_{x\delta}; \\ p\gamma = \omega_x \end{cases}$$

Нетрудно видеть, что выражение (4.15) получается из первого уравнения (4.16) при отсутствии возмущающего момента крена с помощью простых алгебраических операций.

Из выражений (4.16) получаем передаточную функцию изолированного движения крена при отклонении элеронов при выключенном автопилоте

$$W_{\frac{\gamma}{\delta_3}}(p) = \frac{\overline{M}_x^{\delta_3}}{p^2 - \overline{M}_x^{\omega_x} p} = \frac{\overline{M}_x^{\delta_3}}{p(p - \overline{M}_x^{\omega_x})},$$

откуда значение крена при ступенчатом отклонении элеронов будет:

$$\gamma = W_{\frac{\gamma}{\delta_3}}(p=0)\delta_3 \Rightarrow \infty.$$

Следовательно, без автопилота самолёт неустойчив в отношении крена: при отклонении элеронов крен будет возрастать неограниченно.

Рассмотрим теперь поведение самолёта с включённым автопилотом. Так как быстродействие сервопривода намного больше быстродействия самолёта, то примем сервопривод в первом приближении усилительным звеном с коэффициентом усиления, равным единице  $W_{СП}(p) = 1$ . Представим закон управления (4.12) в следующем виде:

$$\delta_3 = -k_3^\gamma \gamma_3 + (k_3^\gamma + k_3^{\omega_x} p)\gamma.$$

Тогда при сделанных выше допущениях структурную схему контура «АП – самолёт» можно изобразить в виде, показанном на рис. 4.7, б. Входом здесь является заданный, а выходом – текущий крен. Из этой схемы получаем следующую передаточную функцию замкнутого контура управления креном:

$$\Phi_{\frac{\gamma}{\gamma_3}}(p) = -\frac{k_3^\gamma W_{\frac{\gamma}{\delta_3}}(p)}{1 - (k_3^\gamma + k_3^{\omega_x}) W_{\frac{\gamma}{\delta_3}}(p)} = \frac{-\overline{M}_x^{\delta_3} k_3^\gamma}{p^2 + 2n_\gamma p + \Omega_\gamma^2}, \quad (4.17)$$

где характеристика затухания  $n_\gamma$  и частота собственных колебаний  $\Omega_\gamma$  самолёта с креновым автопилотом соответственно определяются выражениями:

$$2n_\gamma = -\overline{M}_x^{\omega_x} - k_3^{\omega_x} \overline{M}_x^{\delta_3}; \quad \Omega_\gamma^2 = -\overline{M}_x^{\delta_3} k_3^\gamma \quad (4.18)$$

Передаточную функцию (4.17) можно получить и другим способом. Для этого запишем уравнения изолированного движения крена в операторной форме (4.16) совместно с законом управления автопилота (4.12):

$$\begin{cases} p^2 \gamma = \overline{M}_x^{\omega_x} p \gamma + \overline{M}_x^{\delta_3} \delta_3 + \overline{M}_{xg}; \\ p \gamma = \omega_x; \\ \delta_3 = k_3^\gamma (\gamma - \gamma_3) + k_3^{\omega_x} p \gamma. \end{cases}$$

Подставив третье уравнение в первое и перенеся все члены (кроме  $-k_3^\gamma \gamma_3$ ) в левую часть, получим:

$(p^2 + (-\overline{M}_x^{\omega_x} - k_3^{\omega_x} \overline{M}_x^{\delta_3})p - \overline{M}_x^{\delta_3} k_3^\gamma)\gamma = -k_3^\gamma \gamma_3$ , а из него соответственно передаточную функцию (4.17) и характеристики (4.18).

В выражениях (4.15)...(4.18) обозначено:

$$\overline{M}_x^{\omega_x} = \frac{M_x^{\omega_x}}{I_x} = \frac{m_x^{\omega_x} qSl}{I_x}; \quad \overline{M}_x^{\delta\vartheta} = \frac{M_x^{\delta\vartheta}}{I_x} = \frac{m_x^{\delta\vartheta} qSl}{I_x}; \quad \overline{M}_{x\delta} = \frac{M_{x\delta}}{I_x}.$$

Если в изолированном движении крена самолёт неустойчив в отношении крена, то автопилот, имеющий коррекцию по углу крена, обеспечивает устойчивость контура  $\Omega_\gamma > 0$  и тем большую, чем больше передаточное число  $k_\vartheta^\gamma$ . С увеличением передаточного числа  $k_\vartheta^{\omega_x}$  растёт демпфирование движения. Таким образом, изменением передаточных чисел  $k_\vartheta^\gamma$  и  $k_\vartheta^{\omega_x}$  можно регулировать в широких пределах значения характеристик  $\Omega_\gamma$  и  $n_\gamma$  и, тем самым, обеспечивать заданное качество переходного процесса, определяемого величиной  $\xi_\gamma = \frac{n_\gamma}{\Omega_\gamma}$ .

**Расчёт потребных значений передаточных чисел автопилота** проведём с использованием метода стандартных коэффициентов.

Метод стандартных коэффициентов основан на том, что между характером переходной и передаточной функций системы существует определённая связь. Вид переходной функции определяется значением нулей (корней числителя) и полюсов (корней знаменателя) передаточной функции. Набор значений коэффициентов, соответствующих заданному распределению нулей и полюсов, называется стандартным.

Для передаточной функции (4.17) – без нулей в числителе – вид переходной функции системы полностью определяется коэффициентами полинома знаменателя. Следовательно, задача заключается в определении таких значений коэффициентов  $k_\vartheta^\gamma$  и  $k_\vartheta^{\omega_x}$ , которые бы обеспечили совпадение коэффициентов полинома знаменателя с некоторым стандартным (оптимальным) полиномом.

Исходными данными для расчёта коэффициентов системы второго порядка при отсутствии нулей в передаточной функции являются:

$\Delta\bar{\gamma} = 0...0,05$ ;  $\xi_\gamma = 1...0,707$ , которым соответствует значение времени регулирования  $t_{\text{РЕГ}} = (4,8...3,5)\Omega_{\gamma\vartheta}$ .

В соответствии с требованиями к качеству переходного процесса необходимо задаться видом переходного процесса (величиной  $\Delta\bar{\gamma}$  и временем регулирования). По  $t_{\text{РЕГ}}$  определяется значение  $\Omega_{\gamma\vartheta}$ . По  $\Omega_{\gamma\vartheta}$  и  $\xi_\gamma$  определяется стандартный (эталонный) полином. Завершается процедура расчёта определением искомых значений передаточных чисел, путём решения системы уравнений, полученных из условий равенства соответствующих коэффициентов стандартного и характеристического полиномов.

К управляемому движению крена предъявляют, как правило, следующие требования:  $\Delta\bar{\gamma} \leq 0,05$ ;  $t_{\text{РЕГ}} = 1...2\text{с}$ .

В качестве примера проведём расчёт передаточных чисел автопилота из условий обеспечения апериодического переходного процесса ( $\xi_\gamma = 1$ ) и

$t_{\text{РЕГ}} = 1,2\text{с}$ . В этом случае  $\Omega_{\gamma_3} = \frac{4,8}{t_{\text{РЕГ}}}$ , и из равенства коэффициентов эталонного полинома с коэффициентами полинома знаменателя передаточной функции

$$\Delta_{\gamma}(p) = p^2 + 2 \frac{4,8}{t_{\text{РЕГ}}} p + \left(\frac{4,8}{t_{\text{РЕГ}}}\right)^2 = p^2 + 2n_{\gamma} p + \Omega_{\gamma}^2$$

получаем уравнения, связывающие динамические свойства контура управления с коэффициентами эталонного полинома

$$2n_{\gamma} = -\overline{M}_x^{\omega_x} - \overline{M}_x^{\delta_{\gamma}} k_{\gamma}^{\omega_x} = \frac{9,6}{t_{\text{РЕГ}}}; \quad \Omega_{\gamma}^2 = -\overline{M}_x^{\delta_{\gamma}} k_{\gamma}^{\gamma} = \frac{23,04}{t_{\text{РЕГ}}^2}.$$

Из решения этих уравнений получаем выражения для расчётных значений передаточных чисел автопилота

$$k_{\gamma}^{\gamma} = -\frac{23,04}{\overline{M}_x^{\delta_{\gamma}} t_{\text{РЕГ}}^2}; \quad k_{\gamma}^{\omega_x} = \frac{-\overline{M}_x^{\omega_x} t_{\text{РЕГ}} - 9,6}{\overline{M}_x^{\delta_{\gamma}} t_{\text{РЕГ}}}. \quad (4.19)$$

Анализ выражений (4.19) позволяет сделать следующие выводы:

- для обеспечения заданного качества переходных процессов передаточные числа необходимо регулировать при изменении режимов полёта, что связано с изменением аэродинамических производных  $\overline{M}_x^{\omega_x}$  и  $\overline{M}_x^{\delta_{\gamma}}$ ;

- чем выше эффективность элеронов, тем меньшая величина передаточных чисел соответствует одному и тому же выбранному эталонному переходному процессу.

### 4.5.3. Работа автопилота (САУ) в режиме управления креном

Из функциональной схемы (рис. 4.5) и закона управления следует, что для управления креном САУ использует сигналы двух измерителей: датчик угловой скорости (ДУС) и гировертикаль (ГВ).

Гировертикаль измеряет текущий крен  $\gamma$  и выдаёт в суммирующее устройство пропорциональный ему электрический сигнал. В сумматоре механизм согласования непрерывно отслеживает текущее значение крена и формирует заданное значение крена  $\gamma_3$  в зависимости от режима работы САУ: согласования, стабилизации и управления. Простейшая структурная схема механизма согласования имеет вид (рис. 4.8).

**В режиме согласования** ключом 4 обратная связь замкнута и на выходе интегратора 3 формируется  $\gamma_3$ . При достаточно большом коэффициенте усиления  $k_{\text{МС}}$  можно полагать, что осуществляется слежение  $\gamma_3$  за  $\gamma$  в темпе изменения крена. Разностный сигнал на выходе  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_3$  практически равен нулю.

В режим согласования САУ переходит непосредственно после включения и выключения других режимов красной кнопкой ОТКЛ АП на ручке управления самолётом (РУС). Так как при этом происходит обнуление сигнала  $\Delta\gamma$ , вследствие равенства текущего и заданного крена, то это исключает

нежелательные эволюции самолёта при включении любого другого режима работы САУ.

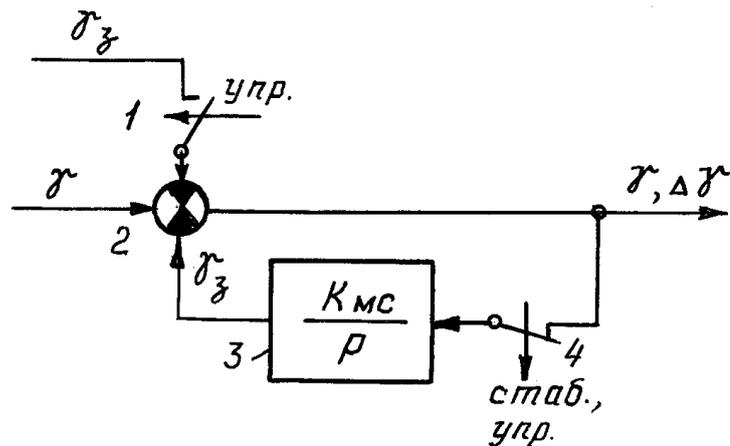


Рис. 4.8

**В режиме стабилизации** ключ 4 размыкается и разрывает обратную связь. Сигнал  $\gamma_3$  на выходе интегратора перестаёт изменяться и соответствует углу крена к моменту включения режима стабилизации, т. е.  $\gamma_3 = \gamma_{\text{ВКЛ}}$ . Механизм согласования в этом случае будет выдавать сигнал отклонения от угла крена, который имел самолёт в момент включения режима стабилизации  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_{\text{ВКЛ}}$ .

**Режим управления.** *Управление креном осуществляется с включённым режимом «Стабилизация»* поворотом рукоятки автопилота (для неманевренных самолётов) или отклонением РУС (для маневренных самолётов).

**1. Пусть неманевренный самолёт с автопилотом ЖОС,** в соответствии с законом управления 4.12, включённым в режим стабилизации крена, совершает горизонтальный полёт с нулевым креном. Лётчик, желая совершить разворот вправо с заданным креном  $\gamma_3 > 0$ , поворотом рукоятки КРЕН или РАЗВОРОТ замкнул ключ 1 (ключ 4 остаётся разомкнутым). Сигнал заданного крена  $\gamma_3$ , снимаемый с датчика, связанного с рукояткой, подаётся на сумматор 2 блока согласования через ключ 1 или непосредственно на вход суммирующего устройства СУ (рис. 4.5).

Далее этот сигнал поступает через усилитель сервопривода на рулевой агрегат, вызывая перемещение его штока и отклонение элеронов до тех пор, пока сигнал обратной связи  $x_{OC}$  в сервоприводе не скомпенсирует на входе в усилитель сигнал заданного крена  $\gamma_3$ , т. е. элероны отклонятся на угол  $\delta_{\text{Э0}} = -k_{\text{Э}}^{\gamma} \gamma_3 < 0$  (рис. 4.9,а). Так как рулевой агрегат обладает большим быстродействием, то можно считать, что элероны на этот угол  $\delta_{\text{Э0}}$  отклоняются мгновенно.

Отклонённые элероны вызовут увеличение скорости крена  $\omega_x > 0$  и крена  $\gamma > 0$ . Сигналы  $k_{\text{Э}}^{\gamma} \gamma > 0$  с гировертикали и  $k_{\text{Э}}^{\omega_x} \omega_x > 0$  с датчика угловой скорости направлены против сигнала заданного крена, а поэтому через руле-

вой агрегат уменьшают угол отклонения элеронов, т.е. возвращают их к нейтральному положению. Поэтому управляющий момент  $M_x^{\delta_3} \delta_3 > 0$  будет уменьшаться, и когда он станет равным демпфирующему  $M_x^{\omega_x} \omega_x$ , угловая скорость крена будет максимальной ( $\omega_x = \omega_{x \max}$ ). В дальнейшем она уменьшается, так как уменьшается управляющий момент.

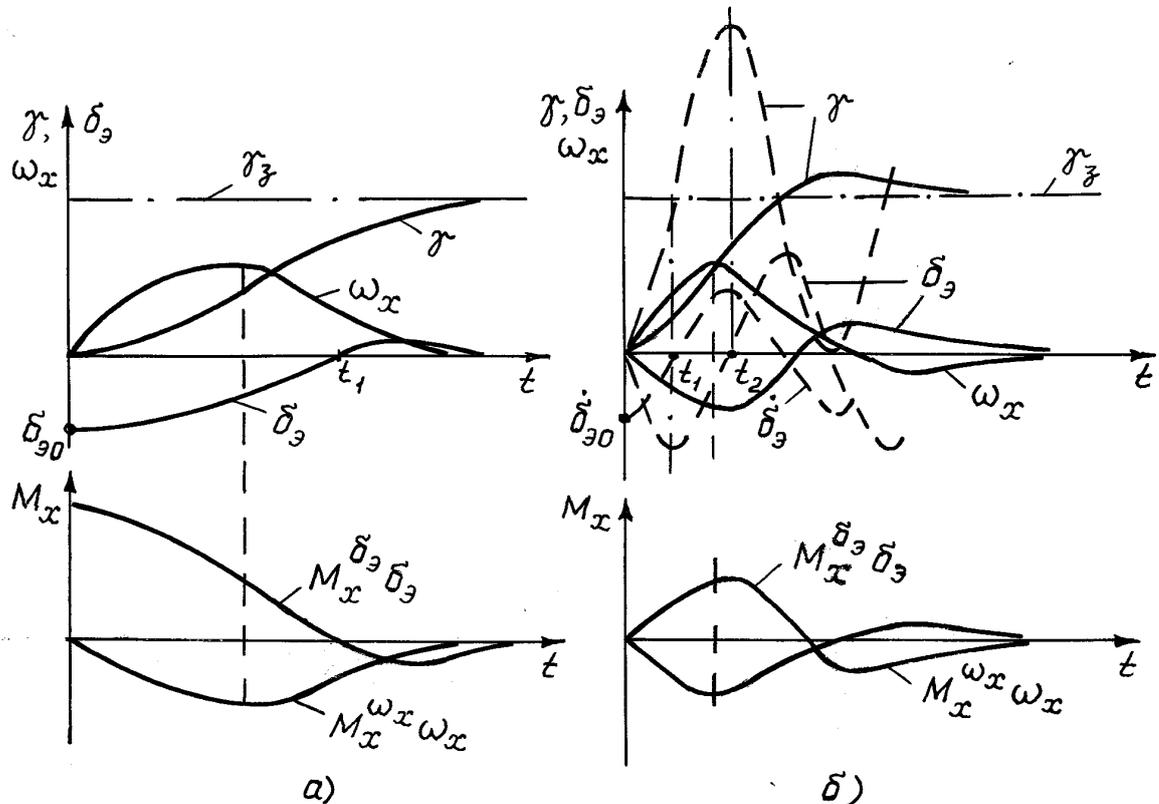


Рис. 4.9

С момента времени  $t_1$ , когда  $k_{\delta_3}^{\omega_x} \omega_x > |k_{\delta_3}^{\gamma} (\gamma - \gamma_3)|$ , элероны отклонятся в другую сторону, создавая дополнительный демпфирующий момент и обеспечивая гашение угловой скорости при выходе самолёта на заданный крен.

Установившееся значение крена

$$\gamma_{уст} = \Phi_{\gamma} (p=0) \gamma_3 = - \frac{k_{\delta_3}^{\gamma} M_x^{\delta_3}}{\Omega_{\gamma}^2} \gamma_3 = \gamma_3.$$

Таким образом, при задании лётчиком или траекторным контуром САУ сигнала заданного крена САУ с ЖОС, в соответствии с законом управления (4.12), при отсутствии внешних возмущений вводит самолёт в крен, равный заданному, и в дальнейшем стабилизирует его.

Рассмотрим процесс автоматического управления креном самолёта с САУ со скоростной обратной связью, работающей по закону управления (4.13). При скоростной обратной связи в качестве датчика обратной связи обычно используют тахогенератор, который выдает электрический сигнал обратной связи, пропорциональный не углу (как при жёсткой обратной связи), а скорости отклонения элеронов  $\dot{\delta}_3$ .

В этом случае таким же электрическим сигналом от датчика рукоятки «Разворот» элероны начнут отклоняться от нейтрального положения со скоростью  $\dot{\delta}_{\ominus 0} = -k_{\ominus}^{\gamma} \gamma_3 < 0$ , и самолёт начнет увеличивать правый крен  $\gamma > 0$  (рис. 4.9, б). При наличии только одного первого сигнала в законе (4.13) по мере приближения к заданному крену рассогласование  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_3 > 0$  уменьшается, поэтому САУ, работающая по закону (4.13), уменьшает скорость отклонения элеронов и при  $\gamma = \gamma_3$  (момент времени  $t_1$ )  $\dot{\delta}_{\ominus} = 0$ , но элероны останутся отклонёнными  $\delta_{\ominus} < 0$ . Поэтому крен продолжает расти ( $\gamma > \gamma_3$ ), знак сигнала  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_3$  изменяется ( $\Delta\gamma > 0$ ), и САУ, работающая по закону (4.13) со скоростью  $\dot{\delta}_{\ominus} = k_{\ominus}^{\gamma} \Delta\gamma > 0$ , уменьшает отклонение элеронов, т.е. возвращает их к нейтральному положению с возрастающей скоростью по мере увеличения крена. В момент времени  $t_2$ , когда элероны пройдут нейтральное положение, правый крен  $\gamma > 0$  будет максимальным, будет максимальной и скорость отклонения элеронов  $\dot{\delta}_{\ominus \max} > 0$ . В дальнейшем отклонение элеронов в другом направлении ( $\delta_{\ominus} > 0$ ) вызывает уменьшение крена, т.е. возвращение самолёта к заданному крену, вследствие чего САУ по закону (4.13) уменьшает скорость отклонения элеронов  $\dot{\delta}_{\ominus} > 0$ .

При возвращении на заданный крен  $\gamma = \gamma_3$ ,  $\dot{\delta}_{\ominus} = 0$ . Но так как элероны отклонились за это время на угол  $\delta_{\ominus} > 0$ , то крен самолёта продолжает уменьшаться. В результате процесс выхода самолёта на заданный крен был бы колебательным незатухающим, как показано штриховыми линиями на рис.4.9,б.

При наличии сигнала  $k_{\ominus}^{\omega_x} \omega_x$  в законе (4.13) процесс выхода самолёта на заданный крен будет колебательным, но затухающим, так как за счёт сигнала  $k_{\ominus}^{\omega_x} \omega_x > 0$ , направленного против сигнала  $k_{\ominus}^{\gamma} \Delta\gamma < 0$ , остановка элеронов ( $\dot{\delta}_{\ominus} = 0$ ) и возвращение их к нейтральному положению ( $\dot{\delta}_{\ominus} > 0$ ) начнутся еще до подхода самолёта к заданному крену (когда  $|k_{\ominus}^{\omega_x} \omega_x| > |k_{\ominus}^{\gamma} (\gamma - \gamma_3)|$ ). Затуханию колебаний способствует и собственный демпфирующий момент крена  $M_x^{\omega_x} \omega_x$ .

Присутствие в законе (4.13) третьего сигнала  $k_{\ominus}^{\dot{\omega}_x} \dot{\omega}_x$ , пропорционального угловому ускорению  $\dot{\omega}_x = p \omega_x$  позволяет увеличить затухание переходного процесса (контурные линии на графиках рис. 4.9,б). Если при автоматическом управлении креном включен и демпфер крена, отклоняющий элероны по закону  $\delta_{\ominus Д} = k_{\ominus}^{\omega_x} \omega_x$ , то сигнал  $k_{\ominus}^{\dot{\omega}_x} \dot{\omega}_x$  в законе (4.13) САУ может отсутствовать, так как его функции по демпфированию колебаний выполняет демпфер крена.

Таким образом, и при скоростной (и изодромной) обратной связи САУ выводит самолёт на заданный крен и стабилизирует его.

**2. Для маневренных самолётов.** Вывод самолёта на заданный крен осуществляет лётчик отклонением ручки управления. При приложении усилия к ручке или обжатии на ней специальной гашетки САУ, по сигналам встроенных микровыключателей замыкается ключ 4 (ключ 1 разомкнут), и механизм согласования переходит в режим согласования ( $\Delta\gamma = 0$ ), т.е. в отслеживание текущего крена. Самолёт изменяет крен по команде лётчика. После выхода самолёта на новое заданное значение крена лётчик возвращает ручку и элероны в исходное балансировочное положение. Освобождённые от усилий ручка управления или гашетка (и микровыключатели) размыканием ключа 4 вновь включают режим стабилизации, но уже этого нового, заданного лётчиком крена.

**3. Управление креном по положению ручки.** Оно впервые было применено на самолёте МиГ-21 в режиме АП ПРИВЕДЕНИЕ К ГОРИЗОНТУ.

В этом режиме даже при отклонении ручки управления не замыкается ключ 4. Поэтому происходит суммарное отклонение элеронов, исходящее от лётчика и автопилота по закону:

$$\delta_{\text{Э}} = k_{\text{Э}}x_{\text{Э}} + (k_{\text{Э}}^{\gamma} + k_{\text{Э}}^{\omega_x} p)\gamma. \quad (4.20)$$

Лётчик отклоняет ручку управления и удерживает её отклонённой, чем вызывает отклонение элеронов на угол  $\delta_{\text{ЭЛ}} = k_{\text{Э}}x_{\text{Э}}$ . Автопилот при разомкнутом ключе 4 сигналами с гировертикали  $k_{\text{Э}}^{\gamma}\gamma$  и датчика угловой скорости  $k_{\text{Э}}^{\omega_x}\omega_x$  возвращает элероны в нейтральное положение при отклонённой ручке по достижении заданного крена  $\gamma_3$ . Из (4.20), при  $\delta_{\text{ЭУСТ}} = 0$  получим

$$\gamma_{\text{УСТ}} = \gamma_3 = -\frac{k_{\text{Э}}}{k_{\text{Э}}^{\gamma}}x_{\text{Э}}.$$

Режим управления креном (тангажом) по положению ручки включается при дозаправке топливом в полёте.

Аналогичным образом работает механизм согласования и в канале тангажа САУ.

### 4.5.3. Особенности управления креном на больших углах атаки

Выше при рассмотрении автоматического управления креном мы предполагали, что самолёт совершает изолированное движение крена. Однако при полёте на больших углах атаки, когда продольная ось самолёта образует значительный угол с вектором скорости, вращение самолёта, вызванное отклонением элеронов, сопровождается возникновением скольжения. При положительных углах атаки скольжение вызывает появление момента крена, препятствующего кренению. У самолётов со стреловидными и треугольными крыльями, обладающих излишне большой поперечной устойчивостью на больших углах атаки, появляющиеся при скольжении моменты крена существенно изменяют динамику бокового движения самолёта. Поэтому для бо-

лее точного решения задачи необходимо учесть влияние кинематической связи углов атаки и скольжения на движение крена.

Для большей наглядности влияния скольжения, появляющегося при вращении, на изменение крена в первом приближении будем предполагать, что при энергичном кренении самолёт не успевает устранять возникшее скольжение  $\beta \neq 0$ .

Можно показать, что в рассматриваемом случае передаточная функция замкнутого контура управления с автопилотом, работающим по закону управления (4.12), принимает вид:

$$\Phi_{\frac{\gamma}{\gamma_3}}(p) = -\frac{k_{\delta}^{\gamma} \overline{M}_x^{\delta \delta} (p - \overline{z}^{\beta})}{p^3 + A_2 p^2 + A_1 p + A_0}, \quad (4.21)$$

где коэффициенты  $A_1, A_2, A_0$  определяются выражениями:

$$\begin{aligned} A_2 &= -\overline{z}^{\beta} - \overline{M}_x^{\delta \delta} k_{\delta}^{\omega_x} - \overline{M}_x^{\omega_x}; \\ A_1 &= \overline{z}^{\beta} \overline{M}_x^{\omega_x} - \overline{M}_x^{\beta} \alpha - \overline{M}_x^{\delta \delta} \left( k_{\delta}^{\gamma} - \overline{z}^{\beta} k_{\delta}^{\omega_x} \right); \\ A_0 &= -\frac{g n_y}{V} \overline{M}_x^{\beta} \cos \vartheta + \overline{M}_x^{\delta \delta} \overline{z}^{\beta} k_{\delta}^{\omega_x}. \end{aligned} \quad (4.22)$$

Если при рассмотрении автоматического управления изолированным движением крена мы установили, что автопилот с жёсткой обратной связью отслеживает управляющий сигнал без статической ошибки, то из анализа передаточной функции (4.21) следует, что при автоматическом управлении с автопилотом, воздействующим только на элероны, всегда появляется статическая ошибка. В самом деле, подставляя в (4.21)  $p = 0$ , получим:

$$\gamma_{уст} = \frac{k_{\delta}^{\gamma} \overline{M}_x^{\delta \delta} \overline{z}^{\beta}}{-\frac{g n_y}{V} \overline{M}_x^{\beta} \cos \vartheta + k_{\delta}^{\gamma} \overline{M}_x^{\delta \delta} \overline{z}^{\beta}} \gamma_3 < \gamma_3.$$

Поэтому в серийных САУ на больших углах атаки для управления креном одновременно отклоняются не только элероны, но и рули направления, например, по закону:

$$\delta_H = k_H^{\omega_y} \frac{T p}{T p + 1} \omega_y + k_H^{\beta} \beta + k_H^{\gamma} \gamma.$$

Здесь первый сигнал обеспечивает демпфирование колебаний рыскания, а второй и третий сигналы – устранение скольжения или создание благоприятного скольжения. Так, при кренении на правое крыло ( $\gamma > 0$ ) и появлении на нём скольжения ( $\beta > 0$ ), в соответствии с данным законом, руль направления также отклонится вправо ( $\delta_H > 0$ ) и создаст момент рыскания на устранение этого скольжения.

### 4.5.5. Реакция самолёта с креновым автопилотом на возмущающий момент крена

Пусть самолёт летел с заданным нулевым креном  $\gamma = \gamma_3 = 0$  и, вследствие какого-либо возмущения (например, несимметричного сброса груза), появился возмущающий момент крена  $M_{XB}$ . Выразим  $M_{XB}$  через эквивалентное отклонение элеронов  $\delta_{ЭВ}$  из условия:  $M_{XB} = M_x^{\delta_{ЭВ}} \delta_{ЭВ}$ . Примем  $M_{XB} = const > 0$ . Под действием этого момента самолёт начнет увеличивать правый крен ( $\gamma > 0$ ) и скорость крена  $\omega_x > 0$ .

САУ с жёсткой обратной связью, реагируя на увеличение крена от заданного, по закону (4.12) будет увеличивать угол отклонения элеронов  $\delta_{Э} > 0$ , создавая этим возрастающий противодействующий момент  $M_x^{\delta_{Э}} \delta_{Э} < 0$  (рис. 4.10 а).

Его росту способствуют также демпфирующий момент  $M_x^{\omega_x} \omega_x$  и момент крена от возникшего скольжения на опущенное крыло. В момент времени  $t_1$  сумма аэродинамических моментов становится равной возмущающему, поэтому скорость крена будет максимальной. В дальнейшем вращение самолета будет происходить с торможением, так как суммарный противодействующий момент становится больше возмущающего, и в установившемся процессе, когда  $\omega_x = 0$ , а  $M_{XB} + M_x^{\delta_{Э}} \delta_{ЭУСТ} = M_{XB} + M_x^{\delta_{Э}} k_{Э}^{\gamma} \gamma_{УСТ} = 0$ , дальнейшее изменение крена прекратится.

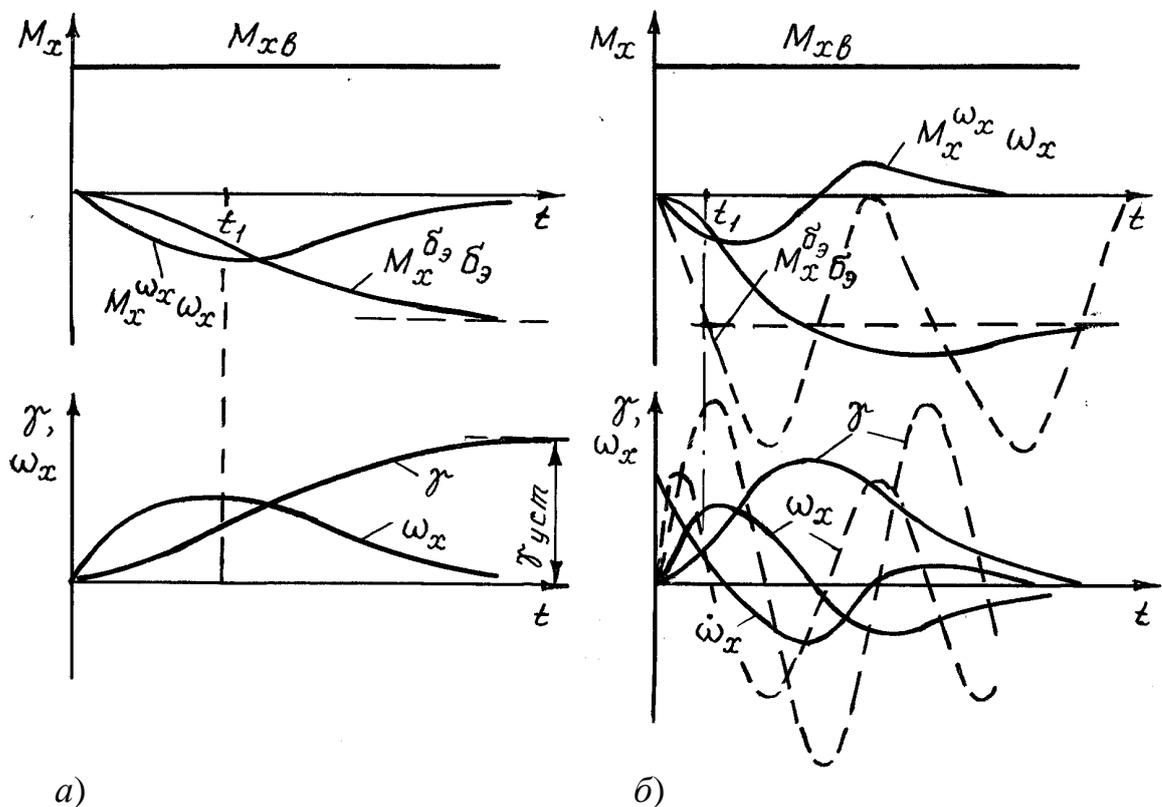


Рис. 4.10

Установившееся значение крена получим из передаточной функции изменения крена при воздействии возмущающего момента, вызванного эквивалентным отклонением элеронов на величину  $\delta_{ЭВ}$ . Для этого воспользуемся структурной схемой, представленной на рис. 4.11, для САУ с ЖОС, работающей по и закону управления (4.12) и при  $\gamma_3 = 0$ .

Тогда передаточная функция замкнутого контура управления будет иметь выражение:

$$\Phi_{\frac{\gamma}{\delta_{ЭВ}}}(p) = \frac{W_{\frac{\gamma}{\delta_{Э}}}(p)}{1 - (k_{Э}^{\gamma} + k_{Э}^{\omega_x} p) W_{\frac{\gamma}{\delta_{Э}}}(p)} = \frac{\overline{M}_x^{\delta_{Э}}}{p^2 + 2n_{\gamma} p + \Omega_{\gamma}^2},$$

где характеристики  $n_{\gamma}$  и  $\Omega_{\gamma}$  определяются выражениями (4.18).

Установившееся значение крена в рассмотренном случае будет:

$$\gamma_{уст} = \Phi_{\frac{\gamma}{\delta_{ЭВ}}}(p=0) \delta_{ЭВ} = \frac{\overline{M}_x^{\delta_{Э}}}{\Omega_{\gamma}^2} \delta_{ЭВ} = -\frac{\delta_{ЭВ}}{k_{Э}^{\gamma}} = -\frac{M_{ХВ}}{k_{Э}^{\gamma} m_x^{\delta_{Э}} q S l}.$$

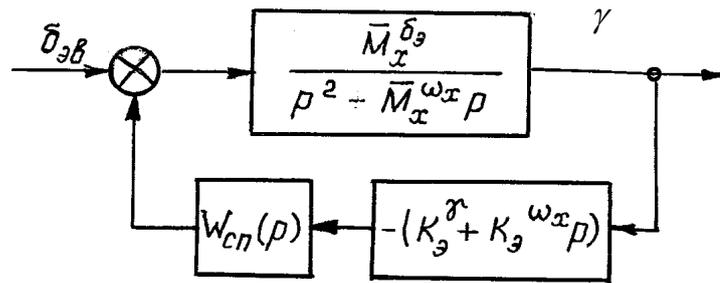


Рис. 4.11

Таким образом, при появлении возмущающего момента крена самолёт, имеющий автопилот с жёсткой обратной связью и действующий по закону (4.12), будет совершать полёт с отклонёнными элеронами на угол  $\delta_{Э} = \delta_{ЭВ}$  и отклонением от заданного крена на величину  $\gamma_{уст}$ . При невмешательстве лётчика в управление самолёт из горизонтального полёта переходит в нисходящую спираль с креном  $\gamma_{уст}$ . Величина статической ошибки  $\gamma_{уст}$  будет тем больше, чем больше возмущающий момент, меньше скоростной напор (приборная скорость) и передаточное число  $k_{Э}^{\gamma}$ .

Для устранения статической ошибки по крену можно применить автопилот со скоростной или изодромной обратной связью в соответствии с законами управления (4.13) или (4.14).

**При скоростной обратной связи** и наличии только первого сигнала в законе (4.13) САУ также при увеличении крена возмущающим моментом  $M_{ХВ}$  будет увеличивать отклонение элеронов  $\delta_{Э} > 0$  с возрастающей скоростью  $\dot{\delta}_{Э} = k_{Э}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} > 0$  до момента времени  $t = t_1$ , пока противодействующий

момент от элеронов не уравнивает возмущающий момент (изменение параметров движения для этого случая представлено на рис. 4.10, б штриховыми линиями). Когда вращение прекратится ( $\omega_x = 0$ ) правый крен станет максимальным, а элероны будут продолжать отклоняться в том же направлении с максимальной скоростью, еще более увеличивая восстанавливающий управляющий момент  $M_x^{\delta \vartheta} \delta_{\vartheta} < 0$ . Правый крен станет уменьшаться, и САУ по закону (4.13) начнет уменьшать скорость отклонения элеронов. При возвращении самолёта на заданный крен  $\gamma = \gamma_3 = 0$  дальнейшее отклонение элеронов прекращается ( $\dot{\delta}_{\vartheta} = 0$ , а  $\delta_{\vartheta} = \delta_{\vartheta \max} > 0$ ). Так как момент от элеронов  $M_x^{\delta \vartheta} \delta_{\vartheta \max}$  значительно больше возмущающего, то самолёт вводится в левый крен ( $\gamma < 0$ ). При левом крене САУ обеспечивает  $\dot{\delta}_{\vartheta} = k_{\vartheta}^{\gamma} \gamma < 0$ , то есть уменьшает угол отклонения элеронов  $\delta_{\vartheta} > 0$ , а следовательно, и момент  $M_x^{\delta \vartheta} \delta_{\vartheta} < 0$ . Когда  $M_x^{\delta \vartheta} \delta_{\vartheta} + M_{ХВ} = 0$ , левый крен будет максимальным, и САУ обеспечивает  $\dot{\delta}_{\vartheta} = \dot{\delta}_{\vartheta \max} < 0$ . В дальнейшем момент от элеронов становится меньше возмущающего, что вызывает уменьшение левого крена, т.е. возвращение самолёта к заданному нулевому крену. В момент пересечения нулевого крена  $\gamma = \gamma_3 = 0$ ,  $\dot{\delta}_{\vartheta} = 0$ , элероны вернуться в нейтральное положение ( $\delta_{\vartheta} = 0$ ), а возмущающим моментом  $M_{ХВ}$  самолёт вновь будет вводиться в правый крен – происходит повторение процесса. При этом, как видно на рис.4.10,б, колебание элеронов относительно среднего значения  $\delta_{\vartheta} = \delta_{\vartheta В} = \frac{M_{ХВ}}{M_x^{\delta \vartheta}}$  вызывает появление незатухающих колебаний самолёта относительно заданного крена  $\gamma_3 = 0$ .

Наличие второго и третьего сигналов в законе (4.13) позволяет САУ вернуть самолёт на заданный крен с небольшими колебаниями или без них (контурные линии на рис.4.10,б), так как: во-первых, при наличии этих сигналов максимальный правый крен будет меньше вследствие того, что элероны будут отклоняться САУ с большей скоростью, и равновесие моментов наступит раньше; во-вторых, при уменьшении правого крена ( $\gamma > 0$ ,  $\omega_x < 0$ ), начиная с некоторого его значения, положительный сигнал  $k_{\vartheta}^{\gamma} \gamma$  становится меньше отрицательного сигнала  $k_{\vartheta}^{\omega} \omega_x$ , и САУ по закону (4.13) со скоростью  $\dot{\delta}_{\vartheta} < 0$  уменьшает отклонение элеронов, обеспечивая при  $\gamma = \gamma_3 = 0$ ,  $\delta_{\vartheta} = \delta_{\vartheta В} > 0$  и  $\dot{\delta}_{\vartheta} = 0$ .

Таким образом, САУ со скоростной обратной связью и работающая по закону управления (4.13) при действии постоянного возмущающего момента крена  $M_{ХВ}$  обеспечивает полёт самолёта с заданным креном без статической ошибки и элеронами, отклонёнными на угол  $\delta_{\vartheta} = \delta_{\vartheta В}$  для парирования это-

го момента. Однако самолёт отклонится от прежнего курса вследствие того, что он некоторое время до возвращения на заданный крен (например,  $\gamma_3 = 0$ ) находился в одностороннем крене от действия возмущающего момента.

При действии возмущающего момента и невмешательстве лётчика в управление характер изменения траектории движения ЛА относительно некоторой линии заданного пути (ЛЗП) с автопилотами с ЖОС, СОС (и ИОС) показаны соответственно на рис. 4.12,а и рис 4.12,б. До действия возмущающего момента  $M_{XB}$  ЛА выполнял прямолинейный горизонтальный полёт с нулевым креном.

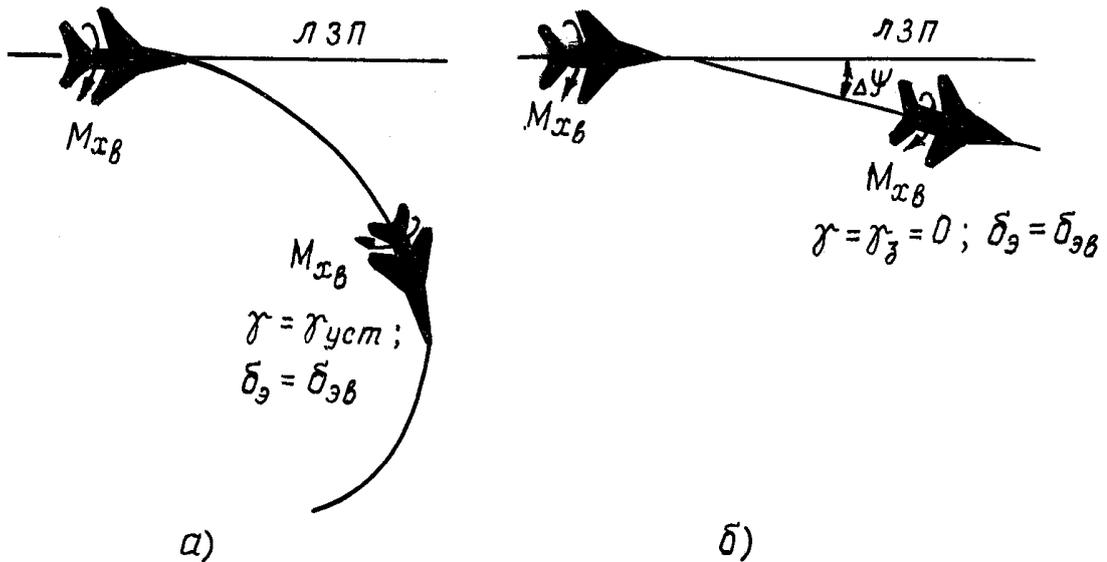


Рис. 4.12

Для САУ с изодромной обратной связью и работающей в соответствии с законом (4.14) передаточная функция сервопривода может быть записана в виде:

$$W_{СП}(p) = \frac{T_u p + 1}{T_u p}$$

Подстановка данной передаточной функции сервопривода в структурную схему, представленную на рис. 4.7,а, позволяет получить следующую передаточную функцию изменения крена при воздействии возмущающего момента:

$$\Phi_{\frac{\gamma}{\delta_{\dot{\gamma}}}}(p) = \frac{\overline{M}_x^{\delta_{\dot{\gamma}}} p}{p^3 + \left( -\overline{M}_x^{\omega_x} - k_{\dot{\gamma}}^{\omega_x} \overline{M}_x^{\delta_{\dot{\gamma}}} \right) p^2 - \overline{M}_x^{\delta_{\dot{\gamma}}} \left( k_{\dot{\gamma}}^{\gamma} + \frac{k_{\dot{\gamma}}^{\omega_x}}{T_u} \right) p - \overline{M}_x^{\delta_{\dot{\gamma}}} \frac{k_{\dot{\gamma}}^{\omega_x}}{T_u}}$$

из которой видно, что при  $p = 0$   $\gamma_{уст} = 0$ .

Таким образом, автопилот с изодромной (и скоростной) обратной связью вводит астатизм в выдерживании угла крена на постоянные внешние возмущения.

Из сравнения законов (4.13) и (4.14) с (4.12) можно прийти к выводу, что автопилоты со скоростной или изодромной обратной связью отличаются от автопилота с жёсткой обратной связью, работающего по закону управления (4.12), наличием дополнительного слагаемого, пропорционального интегралу от сигнала рассогласования  $(\gamma - \gamma_3)$ . Отсюда можно прийти к выводу, что тот же эффект, который даёт автопилот с изодромной обратной связью можно получить и с автопилотом с жёсткой обратной связью, при наличии в законе управления интегральной составляющей  $\frac{k_{\mathcal{D}}^{\int}}{p}(\gamma - \gamma_3)$  или  $(k_{\mathcal{D}}^{\int} \int (\gamma - \gamma_3) dt)$ , т.е.

$$\delta_{\mathcal{D}} = k_{\mathcal{D}}^{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\mathcal{D}}^{\omega_x} \omega_x + \frac{k_{\mathcal{D}}^{\int}}{p}(\gamma - \gamma_3). \quad (4.23)$$

## 4.6. АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТАНГАЖОМ

### 4.6.1. Динамические свойства системы «САУ – летательный аппарат»

Если управление креном связано с вращением самолёта вокруг продольной оси, то управление тангажом – с вращением самолёта вокруг поперечной оси  $Oz_1$  и поворотом вектора скорости. При этом оба эти вращения связаны через угол атаки. Угол атаки определяет величину и знак как продольного момента, так и подъёмной силы.

Автоматическое управление тангажом осуществляет внутренний контур продольного канала САУ отклонением стабилизатора от балансировочного положения по одному из следующих законов:

при жёсткой обратной связи

$$\delta_B = k_B^{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_B^{\omega_z} \omega_z; \quad (4.24)$$

при скоростной обратной связи

$$\dot{\delta}_B = k_B^{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_B^{\omega_z} \omega_z + k_B^{\dot{\omega}_z} \dot{\omega}_z; \quad (4.25)$$

при изодромной обратной связи

$$\delta_B = \frac{T_u p + 1}{T_u p} (k_B^{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_B^{\omega_z} \omega_z). \quad (4.26)$$

Из этих законов видно, что для управления тангажом, как и креном, необходимы: гировертикаль (ГВ) для выдачи сигнала текущего тангажа, датчик угловой скорости (ДУС) тангажа, суммирующее устройство (СУ), сервопривод (СП) с соответствующим видом обратной связи, устройство формирования заданного тангажа и орган управления (руль высоты или стабилизатор). Поэтому функциональная схема контура управления тангажом имеет вид, аналогичный схеме контура управления креном, представленной на рис. 4.5.

Как и в канале крена, сигнал заданного тангажа может формироваться как лётчиком, так и траекторным контуром продольного канала САУ, напри-

мер, как показано на структурной схеме (рис. 4.13). При отключении траекторного контура получим структурную схему внутреннего контура «автопилот – самолёт» для управления тангажом (рис. 4.14,а).

Динамические свойства системы «автопилот – самолёт» рассмотрим для автопилота с жёсткой обратной связью и работающего по закону управления (4.24).

Поскольку рассматривается изолированное продольное движение (при крене  $\gamma = 0$ ), то  $\dot{\vartheta} = \omega_z$ . Это позволяет закон управления (4.24) представить в виде  $\delta_B = -k_B^{\vartheta} \vartheta_3 + (k_B^{\vartheta} + k_B^{\omega_z} p) \vartheta$  и соответственно структурную схему, как показано на рис. 4.14,б.

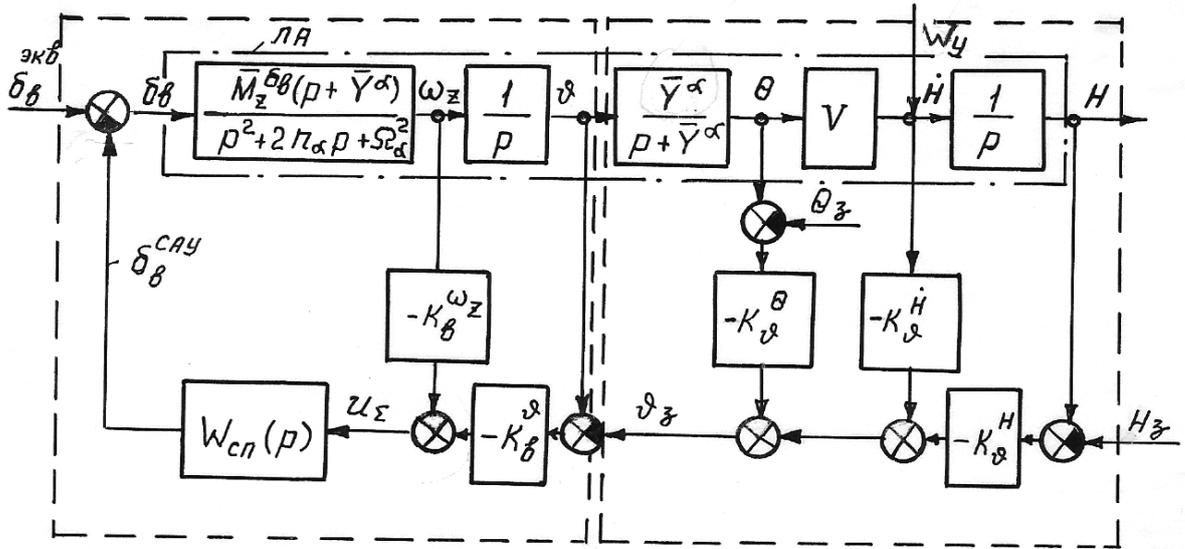
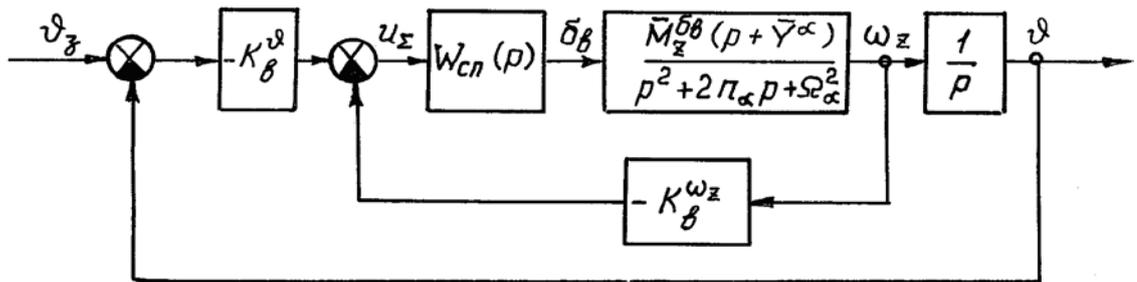
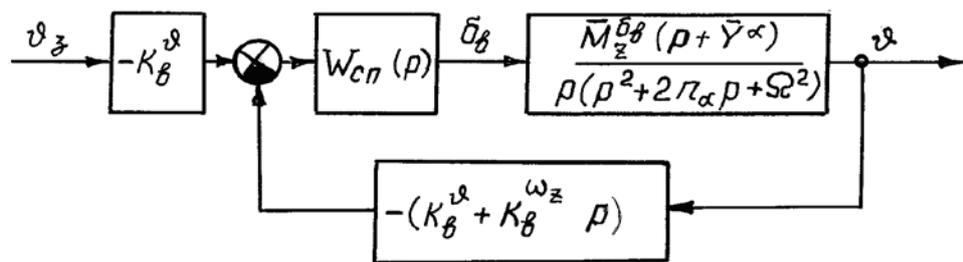


Рис. 4.13



а)



б)

Рис. 4.14

На схеме собственные динамические свойства самолёта также получены из дифференциальных уравнений короткопериодического продольного движения в приращениях относительно режима горизонтального полёта при отсутствии внешних воздействий ( $\bar{F}_{yB}$ ;  $\bar{M}_{zB}$ ;  $\alpha_B$ ):

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = p\alpha = \omega_z - \bar{Y}^\alpha \alpha + \bar{F}_{yB}, \\ \dot{\omega}_z = p^2 \vartheta = \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^\alpha \alpha + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} p\alpha + \bar{M}_z^{\delta_B} \delta_B + \bar{M}_{zB}; \\ \dot{\vartheta} = p\vartheta = \omega_z; \\ \Theta = \vartheta - \alpha + \alpha_B \end{cases} \quad (4.27)$$

Передаточную функцию замкнутого контура «САУ – самолёт», показывающую изменение тангажа при ступенчатом воздействии  $\vartheta_3$  можно получить или непосредственно из структурной схемы (рис. 4.14,б), или путём алгебраических преобразований уравнений (4.27), добавив к ним отклонение руля автопилотом  $\delta_B = -k_B^{\vartheta} \vartheta_3 + (k_B^{\vartheta} + k_B^{\omega_z} p)\vartheta$ .

В этом случае поступают следующим образом (при  $\bar{F}_{yB} = \bar{M}_{zB} = 0$ ):

- определяют  $\alpha$  из первого уравнения;
- во второе уравнение подставляют  $\alpha, \omega_z$  из третьего уравнения и  $\delta_B$  из закона управления автопилота;
- решают полученное уравнение относительно  $\vartheta/\vartheta_3$  – искомой передаточной функции.

В результате искомая передаточная функция будет:

$$\Phi_{\frac{\vartheta}{\vartheta_3}}(p) = -\frac{k_B^{\vartheta} \bar{M}_z^{\delta_B} (p + \bar{Y}^\alpha)}{p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0}, \quad (4.28)$$

где

$$\begin{aligned} a_2 &= 2n_\alpha - k_B^{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_B}; \quad 2n_\alpha = -\bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} + \bar{Y}^\alpha; \\ a_1 &= \Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_B} \bar{Y}^\alpha k_B^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\delta_B} k_B^{\vartheta}; \quad \Omega_\alpha^2 = -\bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} \bar{Y}^\alpha; \\ a_0 &= -\bar{M}_z^{\delta_B} \bar{Y}^\alpha k_B^{\vartheta}; \end{aligned} \quad (4.29)$$

$$\bar{M}_z^{\omega_z} = \frac{M_z^{\omega_z}}{I_z} = \frac{m_z^{\omega_z} q s b_a}{I_z}; \quad \bar{M}_z^\alpha = \frac{M_z^\alpha}{I_z} = \frac{m_z^\alpha q s b_a}{I_z};$$

$$\bar{M}_z^{\dot{\alpha}} = \frac{M_z^{\dot{\alpha}}}{I_z} = \frac{m_z^{\dot{\alpha}} q s b_a}{I_z} = \frac{b_a}{V} \frac{m_z^{\dot{\alpha}} q s b_a}{I_z}; \quad \bar{M}_z^{\delta_B} = \frac{M_z^{\delta_B}}{I_z}.$$

Полученная передаточная функция (4.28) замкнутого контура «автопилот – самолёт» характеризует изменение тангажа в малом продольном движении.

Условия устойчивости этого движения в соответствии с критерием Рауса - Гурвица определяются неравенствами

$$a_2 > 0; a_1 > 0; a_0 > 0; a_2 a_1 > a_0.$$

Последнее неравенство после подстановки значений коэффициентов принимает следующий вид:

$$(2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta B} k_B^{\omega z}) \left[ \Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta B} (\bar{Y}^\alpha k_B^{\omega z} + k_B^g) \right] > (-\bar{Y}^\alpha \bar{M}_z^{\delta B} k_B^g)$$

Из анализа выражений (4.28) и (4.29) следует:

– устойчивый самолёт ( $n_\alpha > 0; \Omega_\alpha > 0$ ) с идеальным автопилотом всегда устойчив, так как при  $k_B^g > 0$  соблюдаются условия устойчивости;

– увеличение  $k_B^{\omega z}$  усиливает затухание апериодической и колебательной составляющих движения и оказывает благоприятное влияние на динамические свойства системы;

– увеличение  $k_B^g$  увеличивает частоту колебаний, но может как увеличивать, так и уменьшать затухание колебательной составляющей движения;

– выбором передаточных чисел  $k_B^g$  и  $k_B^{\omega z}$  можно обеспечить заданный переходный процесс;

– в реальном автопилоте чрезмерное увеличение передаточных чисел может привести к появлению автоколебаний.

**Расчёт оптимальных значений передаточных чисел  $k_B^{\omega z}$  и  $k_B^g$**  проведём из условий обеспечения заданных значений  $t_{\text{РЕГ}}$  и  $\xi_{\text{ОПТ}}$  с использованием метода стандартных коэффициентов для передаточных функций с одним нулём.

Порядок расчёта следующий:

1. Передаточную функцию (4.28) приведём к форме Вышнеградского, но предварительно вынесем за скобки в знаменателе  $a_0$ , а в числителе  $\bar{Y}^\alpha$ , сократив на  $a_0$ . В результате получим:

$$\begin{aligned} \Phi_{\frac{g}{\omega z}}(P) &= \frac{\frac{1}{\bar{Y}^\alpha} p + 1}{\frac{p^3}{\alpha_0} + \frac{\alpha_2 p^2}{\alpha_0} + \frac{\alpha_1 p}{\alpha_0} + 1} = \frac{Tp_1 + 1}{p_1^3 + \frac{\alpha_2}{\Omega_0} p_1^2 + \frac{\alpha_1}{\Omega_0^2} p_1 + 1} = \\ &= \frac{Tp_1 + 1}{p_1^3 + A_2 p_1^2 + A_1 p_1 + 1}, \end{aligned} \quad (4.30)$$

$$T = \Omega_0 / \bar{Y}^\alpha; A_2 = a_2 / \Omega_0; A_1 = a_1 / \Omega_0^2; p_1 = p / \Omega_0; \Omega_0 = \sqrt[3]{a_0};$$

$$\text{где } A_2 = \frac{2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta B} k_B^{\omega z}}{\Omega_0}; A_1 = \frac{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta B} \bar{Y}^\alpha k_B^{\omega z} - \bar{M}_z^{\delta B} k_B^g}{\Omega_0^2}. \quad (4.31)$$

Коэффициенты Вышнеградского  $A_2$  и  $A_1$  определяют закон распределения корней характеристического уравнения на комплексной плоскости, а параметр  $\Omega_0$  – модули корней, не влияя на закон распределения. Или иначе:

$A_2$  и  $A_1$  определяют характер кривой переходного процесса, а  $\Omega_0$  – его длительность.

Для автоматического управления тангажом требуется, чтобы относительный заброс тангажа не превышал 0,05, а время регулирования составляло 2...4 с. Поэтому задаёмся  $t_{\text{РЕГ}}$  и  $\xi$ .

2. Для выбора коэффициентов  $A_2$  и  $A_1$  используется диаграмма Вышнеградского, на которой выделяются области, соответствующие определённой форме процесса. Аperiodическому переходному процессу соответствует значение коэффициентов  $A_2=3$  и  $A_1=3$ .

3. Из выражения  $t_{\text{РЕГ}} = 6/\Omega_0$  определяется параметр  $\Omega_0 = 6/t_{\text{РЕГ}}$ .

4. После подстановки  $\Omega_0$  в выражения (4.31) получаем расчётные зависимости для определения передаточных чисел САУ

$$k_B^{\omega_z} = \frac{2n_\alpha - 18/t_{\text{РЕГ}}}{M_z^{\delta_B}}; \quad k_B^{\vartheta} = \frac{\Omega_0^2 - \overline{M}_z^{\delta_B} \overline{Y}^\alpha k_B^{\omega_z} - 108/t_{\text{РЕГ}}^2}{M_z^{\delta_B}}. \quad (4.32)$$

5. Производим математическое моделирование с использованием структурной схемы на рис. 4.14,б и рассчитанными значениями коэффициентов.

#### 4.6.2. Работа САУ в режиме управления тангажом

Если управляющий сигнал задан ступенчатой функцией, то изменение параметров движения и продольных моментов, действующих на самолёт, в процессе перехода с одного тангажа на другой по закону управления (4.24) будет происходить так, как изображено на рис. 4.15. Покажем это.

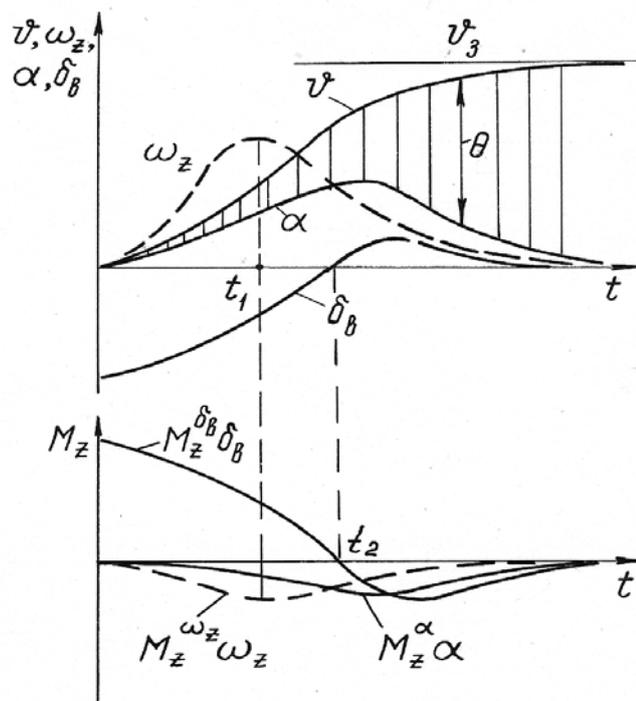


Рис.4.15

Пусть лётчик, желая перевести самолёт на новое большее значение тангажа  $\vartheta_3 > \vartheta$ , подал на вход САУ ступенчатый сигнал  $x_{\vartheta_3}$ , пропорциональ-

ный  $\vartheta_3$ . В соответствии с законом (4.24), управляющий сигнал  $\Delta \vartheta = \vartheta - \vartheta_3 < 0$  вызовет отклонение руля на угол  $\delta_{B0} = k_B^{\vartheta} \Delta \vartheta < 0$ . Появившийся продольный момент  $M_z^{\delta_B} \delta_{B0} > 0$  вызовет вращение самолёта вокруг оси  $Oz_1$  на увеличение угла атаки и тангажа.

При увеличении тангажа и угла атаки появятся демпфирующий момент  $M_z^{\omega_z} \omega_z < 0$  и у устойчивого по перегрузке самолёта – восстанавливающий момент продольной статической устойчивости  $M_z^{\alpha} \alpha < 0$  (направлен на уменьшение угла атаки), противоположно направленным моменту, создаваемому рулём.

Увеличение  $\alpha$  вызовет увеличение подъёмной силы, благодаря чему будет увеличиваться и угол наклона траектории  $\Theta$ . Последнее приведёт к тому, что тангаж будет изменяться быстрее угла атаки.

Увеличение  $\vartheta$  приведёт к уменьшению отрицательного сигнала  $k_B^{\vartheta} \Delta \vartheta$ . Кроме того, вращение самолёта со скоростью  $\omega_z > 0$  обусловит появление дополнительного компенсирующего сигнала  $k_B^{\omega_z} \omega_z > 0$ . В соответствии с законом (4.24), САУ уменьшает отклонение руля, что приводит к уменьшению управляющего момента  $M_z^{\delta_B} \delta_B > 0$ . В момент времени  $t_1$  суммарный аэродинамический момент равен нулю, а скорость тангажа станет максимальной  $\omega_z = \omega_{z \max}$ . В дальнейшем скорость тангажа начнёт уменьшаться.

С момента времени  $t_2$  положительный сигнал  $k_B^{\omega_z} \omega_z$  становится больше по модулю сигнала  $k_B^{\vartheta} \Delta \vartheta$  – стабилизатор отклонится в противоположную сторону, создавая дополнительный демпфирующий момент и обеспечивая гашение угловой скорости при выходе самолёта на установившийся тангаж, равный

$$\vartheta_{уст} = \Phi_{\frac{\vartheta}{\vartheta_3}}(p=0) \vartheta_3 = \frac{k_B^{\vartheta} \overline{M}_z^{\delta_B} \overline{Y}^{\alpha}}{M_z^{\delta_B} \overline{Y}^{\alpha} k_B^{\vartheta}} \vartheta_3 = \vartheta_3.$$

При выходе на  $\vartheta = \vartheta_3$  имеем  $\Delta \alpha = 0$ ;  $\omega_z = 0$ ;  $\delta_B = 0$ . Отсюда следует, что при задании нового значения тангажа  $\vartheta_3 > \vartheta$  САУ выводит самолёт на этот угол при отсутствии внешних воздействий и в дальнейшем стабилизирует его. В установившемся полёте приращение угла атаки и отклонение стабилизатора равны нулю. Произошло приращение угла наклона траектории  $\Delta \Theta_{уст} = \Delta \vartheta_{уст}$ . В дальнейшем полёт происходит с набором высоты  $\Theta = const$  со стабилизированным значением тангажа  $\vartheta = \vartheta_3$ . Так как нарушается равновесие сил по касательной к траектории, то начнёт развиваться большое продольное движение.

Если в структурную схему подставить передаточную функцию самолёта не в малом, а в большом продольном движении, то установившийся тангаж по окончании движения будет

$$\vartheta_{уст} = \frac{1}{1 - \frac{\overline{M}_z^\alpha a_0}{b_0 \overline{M}_z^{\delta B} k_B^g}} \vartheta_3 = \frac{\vartheta_3}{1 + \frac{a_0 m_z^\alpha}{b_0 k_B^g m_z^{\delta B}}} < \vartheta_3.$$

Следовательно, САУ с ЖОС и работающего по закону (4.24) с учётом большого продольного движения всегда отслеживает заданный тангаж с ошибкой тем большей, чем меньше передаточное число  $k_B^g$ , эффективность стабилизатора  $m_z^{\delta B}$  и больше продольная устойчивость самолёта  $m_z^\alpha$ . Появление статической ошибки связано с сопутствующим изменением угла наклона траектории, высоты и скорости полёта.

### 4.6.3. Управление тангажом через контур перегрузки

Когда за управляемый параметр во внутреннем контуре САУ принимается избыточная нормальная перегрузка  $n_y = n_{yA} - 1$ , а не тангаж, то простейший закон управления будет иметь вид:

$$\delta_B = k_B^{n_y} (n_y - n_{y3}) + k_B^{\omega_z} \omega_z. \quad (4.33)$$

Для стабилизации (или управления) тангажа сигнал заданной перегрузки формируется по закону

$$n_{y3} = -k_{n_y}^g (\vartheta - \vartheta_3). \quad (4.34)$$

Отвечающая этим законам структурная схема замкнутого контура «САУ – самолёт» для управления тангажом приведена на рис. 4.16.

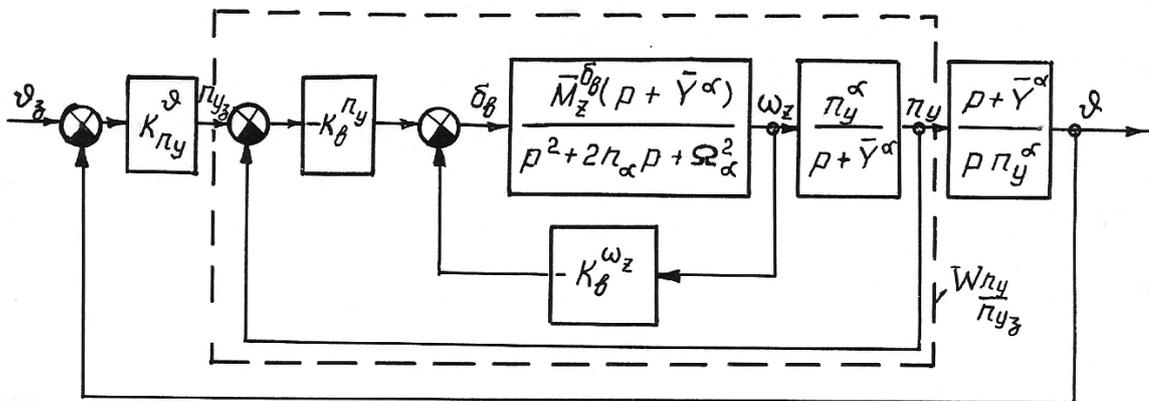


Рис. 4.16

Видно, что передаточная функция контура перегрузки  $W_{\frac{n_y}{n_{y3}}}(p)$ , обозначенная штриховой линией, есть передаточная функция контура «СУУ – самолёт» без автоматов статической управляемости (без  $k_B/C_B$ )

$$W_{\frac{n_y}{n_{y3}}}(p) = -\frac{k_B^{n_y} \overline{M}_z^{\delta B} n_y^\alpha}{p^2 + 2n_{\alpha C} p + \Omega_{\alpha C}^2},$$

где  $2n_{AC} = 2n_{\alpha} - k_B^{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_B}$ ;  $\Omega_{\alpha C}^2 = \Omega_{\alpha}^2 - k_B^{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_B} \bar{Y}^{\alpha} - k_B^{n_y} \bar{M}_z^{\delta_B} n_y^{\alpha}$ .

Тогда структурную схему можно представить в виде (рис. 4.17):

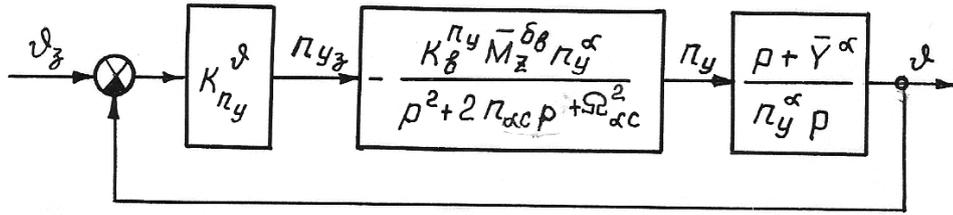


Рис. 4.17

Откуда передаточная функция контура управления тангажом будет

$$\Phi_{\frac{\vartheta}{\vartheta_z}}(p) = -\frac{k_{n_y}^g k_B^{n_y} \bar{M}_z^{\delta_B} (p + \bar{Y}^{\alpha})}{p^3 + A_2 p^2 + A_1 p + A_0}, \quad (4.35)$$

где

$$A_2 = 2n_{\alpha} - k_B^{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_B},$$

$$A_1 = \Omega_{\alpha}^2 - k_B^{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_B} \bar{Y}^{\alpha} - k_B^{n_y} \bar{M}_z^{\delta_B} n_y^{\alpha} - k_B^{n_y} k_{n_y}^g \bar{M}_z^{\delta_B},$$

$$A_0 = -k_B^{n_y} k_{n_y}^g \bar{M}_z^{\delta_B} \bar{Y}^{\alpha}.$$

Из этих выражений видно, что управление тангажом через контур перегрузки практически не отличается от управления через контур тангажа. В обоих случаях при отсутствии возмущений  $\vartheta_{УСТ} = \vartheta_z$ , а наличие моментных воздействий вызывает появление статической ошибки по тангажу. Однако здесь имеется большая возможность для регулирования качества переходного процесса, так как коэффициент  $A_1$  имеет дополнительную составляющую  $(-k_B^{n_y} \bar{M}_z^{\delta_B} n_y^{\alpha})$  и два регулируемых передаточных числа  $k_B^{n_y}$  и  $k_{n_y}^g$ . В этом случае также усиливается реакция самолёта по тангажу на порывы ветра, но ослабляется реакция по углу наклона траектории.

Необходимо заметить, что при управлении нормальной перегрузкой по закону (4.33) появляется статическая ошибка даже при отсутствии внешних воздействий. Действительно, например, для выполнения маневра с перегрузкой  $n_y = const$  необходимо держать стабилизатор отклонённым, а при данном законе при  $n_y = n_{y3}$ ;  $\delta_B = 0$ . Поэтому при управлении перегрузкой применяют скоростную или изодромную обратную связь во внутреннем контуре САУ.

#### 4.6.4. Реакция самолёта с автопилотом тангажа на внешние воздействия

**Воздействие возмущающего продольного момента.** Под действием возмущающего момента  $M_{zB}$  самолёт начнёт изменять тангаж. На возрастающее рассогласование  $\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_3$  САУ, работающая по закону управления

(4.24), будет увеличивать отклонение стабилизатора и создавать возрастающий противодействующий момент  $M_z^{\delta B} \delta_B$  до тех пор, пока при некотором рассогласовании  $\Delta \mathcal{G}_{УСТ}$  они не уравновесятся, то есть не наступит  $M_{zB} + M_z^{\delta B} \delta_{УСТ} = M_{zB} + M_z^{\delta B} k_B^g \Delta \mathcal{G}_{УСТ} = 0$ .

Откуда 
$$\Delta \mathcal{G}_{УСТ} = -\frac{M_{zB}}{k_B^g m_z^{\delta B} q s b_A}.$$

С учётом большого продольного движения величина статической ошибки будет

$$\Delta \mathcal{G}_{УСТ} = -\frac{M_{zB}}{k_B^g M_z^{\delta B}} \left( \frac{1}{1 + \frac{a_0 m_z^\alpha}{b_0 m_z^{\delta B} k_B^g}} \right).$$

Статическую ошибку в угле тангажа можно устранить, если применить автопилот со скоростной или изодромной обратной связью, или при ЖОС ввести в закон (4.24) интегральный сигнал  $k_B^{I,g} \left( \frac{\mathcal{G} - \mathcal{G}_3}{p} \right)$ , что и реализуется на наиболее ответственных режимах полёта: заходе на посадку, точном самолёт-товождении и др.

#### **Воздействие возмущающей силы.**

Пусть при сбросе груза или выгорании топлива сила тяжести самолёта уменьшилась на  $\Delta G$ . Так как при этом угол атаки не изменился, то появившийся избыток подъёмной силы начнёт искривлять траекторию движения вверх (поворачивать вверх вектор скорости), увеличивая угол наклона траектории. Увеличение угла наклона траектории приведёт к уменьшению угла атаки, а соответственно и подъёмной силы. Установится такое значение угла атаки, при котором обеспечивается равенство подъёмной силы новому значению веса самолёта. Самолёт будет сбалансирован по силам. Уменьшение угла атаки у устойчивого по перегрузке самолёта приведёт к появлению момента продольной статической устойчивости, который будет стремиться повернуть продольную ось самолёта за вектором скорости на увеличение тангажа. Но при увеличении тангажа САУ по закону (4.24) отклонит стабилизатор, препятствуя отклонению тангажа от заданного значения. Установится такой угол отклонения стабилизатора, при котором создаваемый им момент уравновесит прирост момента продольной статической устойчивости. Самолёт будет сбалансирован по моментам. Однако стабилизатор может удерживаться в новом положении только за счет ошибки стабилизации тангажа.

При сбросе груза установившееся значение параметров определяется условиями:

– условие равенства нормальных сил

$$\Delta G \cos \Theta + C_y^\alpha q S \Delta \alpha_{УСТ} = 0;$$

– сумма продольных моментов равна нулю

$$m_z^\alpha \Delta \alpha + m_z^{\delta e} \delta_{ВУСТ} = 0;$$

– отклонением руля автопилотом  $\delta_{B_{YCT}} = k_B^g \Delta \vartheta_{YCT}$ .

Из совместного решения этих уравнений получим:

$$\Delta \vartheta_{YCT} = \frac{\Delta G \cos \Theta}{C_y^\alpha q S} \frac{m_z^\alpha}{k_B^g m_z^{\delta B}}.$$

Наличие статической ошибки  $\Delta \vartheta_{YCT} > 0$  сопровождается изменением высоты и скорости полёта и соответственно отклонением самолёта от исходного режима полёта.

### **Воздействие вертикальных порывов ветра.**

При попадании в установившийся восходящий поток со скоростью  $w_y = const$  самолёт в начальный момент времени получает приращение угла атаки на величину  $\alpha_B = w_y / V$  и отклонение вниз на такой же угол вектора воздушной скорости.

Увеличение угла атаки вызывает увеличение подъёмной силы и возникновение момента продольной устойчивости. Дополнительная подъёмная сила разворачивает вектор путевой скорости вверх, а момент продольной устойчивости стремится повернуть продольную ось вниз, навстречу вектору воздушной скорости. И то и другое ведёт к уменьшению угла атаки, то есть к повороту вектора воздушной скорости вверх. Повороту продольной оси и изменению тангажа препятствует автопилот отклонением руля. Вектор путевой скорости разворачивается вверх до тех пор, пока его вертикальная составляющая не станет равна скорости ветра  $w_y$ . Вектор воздушной скорости снова становится в горизонтальное положение. Тангаж, угол атаки и отклонение руля возвращаются к прежнему значению. Произошло приращение угла наклона траектории на величину  $\Delta \Theta = \alpha_B$ . Самолёт начнёт двигаться по наклонной траектории за счёт переносной скорости воздуха.

При выходе из восходящего потока снова восстановится горизонтальный полёт, но уже на другой высоте. Следовательно, стабилизация тангажа не обеспечивает стабилизации высоты полёта.

## **4.7. АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ КУРСОМ**

### **4.7.1. Управление курсом отклонением рулей направления**

Между автоматическим управлением курсом и автоматическим управлением тангажа есть много общего. В обоих случаях движение включает вращение продольной оси самолёта, определяемое внешними моментами, и вращение вектора скорости, определяемое проекцией сил на нормаль к траектории. Различие состоит в том, что при управлении тангажом движение происходит в вертикальной плоскости, а при управлении курсом – в горизонтальной.

Управление курсом (как и управление тангажом) производится, главным образом, для изменения направления траектории полёта, когда необходимо не только повернуть продольную ось самолёта, но и повернуть вектор скоро-

сти в горизонтальной плоскости. Поворот продольной оси осуществляется под действием моментов рыскания  $M_y$ ; управляющим моментом при этом является момент, создаваемый рулём направления. Вращение вектора скорости в горизонтальной плоскости осуществляется проекцией полной аэродинамической силы на горизонтальную плоскость. Эта проекция может быть получена либо за счёт скольжения (боковой аэродинамической силы), либо за счёт крена (горизонтальной составляющей подъёмной силы), либо за счёт крена и скольжения.

В соответствии с этим, управление курсом (рысканием) можно осуществить тремя способами:

- с помощью руля направления (плоский разворот);
- с помощью элеронов (разворот с креном);
- с помощью одновременного отклонения элеронов и руля направления (координированный разворот)

Если автоматическое управление курсом осуществляется с помощью рулей направления, то функциональная и структурная схемы имеют тот же вид, что и при управлении тангажом. В качестве чувствительных элементов используются курсовой гироскоп, измеряющий угол рыскания  $\psi$ , и скоростной гироскоп, измеряющий скорость рыскания  $\dot{\psi} = \omega_y$ .

При плоском развороте динамические свойства контура управления описываются уравнениями изолированного движения рыскания и САУ. Если применена САУ с жёсткой обратной связью, то данные уравнения в операторной форме имеют вид:

$$\begin{cases} p\beta = \omega_y + \bar{Z}^\beta \beta; \\ p\omega_y = \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_y^\beta \beta + \bar{M}_y^{\delta_H} \delta_H + \bar{M}_{yB}; \\ p\psi = \omega_y; \\ \delta_H = k_H^\psi (\psi - \psi_3) + k_H^{\omega_y} \omega_y, \end{cases} \quad (4.36)$$

где коэффициенты

$$\bar{Z}^\beta = \frac{Z^\beta}{mV} = \frac{C_z^\beta qS}{mV}; \bar{M}_y^{\omega_y} = \frac{M_y^{\omega_y}}{I_y} = \frac{m_y^{\omega_y} qSl}{I_y}; \bar{M}_y^\beta = \frac{M_y^\beta}{I_y} = \frac{m_y^\beta qSl}{I_y};$$

$$\bar{M}_y^{\delta_H} = \frac{M_y^{\delta_H}}{I_y} = \frac{m_y^{\delta_H} qSl}{I_y}; \bar{M}_{yB} = \frac{M_{yB}}{I_y}.$$

При отсутствии возмущающего момента ( $\bar{M}_{yB} = 0$ ), подставив во второе уравнение  $\beta$  и  $\omega_y$  соответственно из первого и третьего уравнений и разрешив их относительно  $\psi/\psi_3$ , получим передаточную функцию замкнутого контура автоматического управления курсом с помощью рулей направления в следующем виде:

$$\Phi_{\frac{\psi}{\psi_3}}(p) = -\frac{k_H^\psi \bar{M}_y^{\delta_H} (p - \bar{Z}^\beta)}{p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0}, \quad (4.37)$$

где

$$\begin{aligned} a_2 &= 2n_\beta - \bar{M}_y^{\delta_H} k_H^{\omega_y}; \\ a_1 &= \Omega_\beta^2 + \bar{M}_y^{\delta_H} \bar{Z}^\beta k_H^{\omega_y} - \bar{M}_y^{\delta_H} k_H^\psi; \\ a_0 &= \bar{Z}^\beta \bar{M}_y^{\delta_H} k_H^\psi, \end{aligned}$$

а характеристика затухания  $n_\beta$  и частота собственных колебаний  $\Omega_\beta$  определяются выражениями:

$$2n_\beta = -\bar{Z}^\beta - \bar{M}_y^{\omega_y}; \quad \Omega_\beta^2 = \bar{Z}^\beta \bar{M}_y^{\omega_y} - \bar{M}_y^\beta \bar{Z}^{\omega_y}. \quad (4.38)$$

Характер изменения параметров движения самолёта при управлении курсом с помощью САУ с жёсткой обратной связью, работающей по и закону управления  $\delta_H = k_H^\psi (\psi - \psi_3) + k_H^{\omega_y} \omega_y$ , напоминает характер изменения параметров продольного движения при управлении тангажом автопилотом, действующим по закону управления (4.24).

Необходимо только иметь в виду, что в изолированном движении «рыскания» отклонением рулей направления изменение угла скольжения  $\beta$  аналогично изменению угла атаки  $\alpha$ ; изменения угла  $\psi$  и скорости «рыскания»  $\omega_y$  аналогичны соответственно изменению тангажа  $\vartheta$  и скорости тангажа  $\omega_z$ , а изменение путевого угла  $\Psi$  аналогично изменению угла наклона траектории  $\Theta$ .

Следует также учитывать, что путевое демпфирование обычно слабее продольного, поэтому для получения качественно одинаковых переходных процессов передаточное число  $k_H^{\omega_y}$  должно быть существенно больше передаточного числа  $k_B^{\omega_z}$ .

Управление «рысканием» отклонением рулей направления приводит к появлению боковой силы  $Z$  за счёт скольжения  $\beta$ . Так как боковая сила  $Z$  намного меньше подъёмной силы  $Y$ , то при управлении курсом отклонением руля направления курс изменяется существенно медленнее, чем тангаж (рис. 4.18).

Поэтому управление курсом с помощью руля направления мало эффективно и применяется только на тех этапах полёта, где крен недопустим (пределно малые высоты, полёты на фотографирование и др.).

Как и в других каналах, САУ с жёсткой обратной связью присуще появление статических ошибок по курсу под действием возмущающих моментов «рыскания»  $M_{yB}$ , возникающих, например, при несимметричной тяге двигателей.

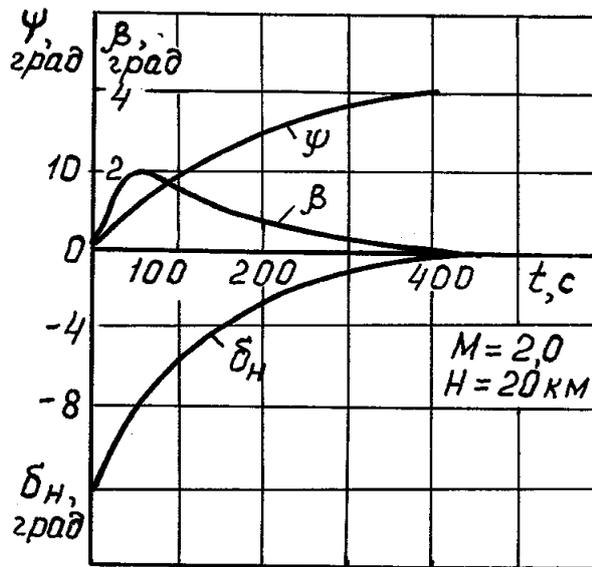


Рис. 4.18

#### 4.7.2. Управление курсом отклонением элеронов

Управление курсом отклонением элеронов более эффективно, так как оно осуществляется путём накренения самолёта и поворота вектора скорости в горизонтальной плоскости с помощью горизонтальной составляющей подъёмной силы  $Y \sin \gamma > Z$ . Для управления курсом САУ в простейшем случае при жёсткой обратной связи отклоняет элероны по закону

$$\delta_{\Delta} = -k_{\Delta}^{\psi}(\psi - \psi_3) + k_{\Delta}^{\gamma}\gamma + k_{\Delta}^{\omega_x}\omega_x. \quad (4.39)$$

Этот закон можно представить через параметры внутреннего и внешнего контуров САУ (рис. 4.6,а):

$$\delta_{\Delta} = k_{\Delta}^{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + k_{\Delta}^{\omega_x}\omega_x, \text{ где } \gamma_3 = k_{\gamma}^{\psi}(\psi - \psi_3). \quad (4.40)$$

Действительно, подставив  $\gamma_3$  в выражение (4.40) для  $\delta_{\Delta}$ , получим выражение (4.39)

$$\delta_{\Delta} = -k_{\Delta}^{\gamma}k_{\gamma}^{\psi}(\psi - \psi_3) + k_{\Delta}^{\gamma}\gamma + k_{\Delta}^{\omega_x}\omega_x,$$

где 
$$k_{\Delta}^{\gamma}k_{\gamma}^{\psi} = \frac{\Delta\delta_{\Delta}}{\Delta\gamma} \frac{\Delta\gamma}{\Delta\psi} = \frac{\Delta\delta_{\Delta}}{\Delta\psi} = k_{\Delta}^{\psi}.$$

Из рассмотрения законов (4.39) и (4.40) видно, что в них явно отсутствует демпфирующий сигнал, пропорциональный скорости рыскания  $\dot{\psi}$ . Но его функцию выполняет сигнал текущего крена  $k_{\Delta}^{\gamma}\gamma$ . Покажем это.

При развороте боковая сила  $Y \sin \gamma$  уравновешивается центробежной силой  $\frac{mV^2}{R} = mV\dot{\psi}$ , а их сумма равна нулю, то есть  $Y \sin \gamma + mV\dot{\psi} = 0$ .

Разделив на  $mV$  и при малых углах крена, положив  $\sin \gamma \approx \gamma$ , получим

$$\dot{\psi} = -\frac{Y}{mV}\gamma = -\frac{n_y g}{V}\gamma.$$

Из этого выражения и получена передаточная функция  $W_{\frac{\psi}{\gamma}}(p) = \frac{\dot{\psi}}{p} = -\frac{gn_y}{Vp}$  контура крена (рис. 4.6 и 4.19).

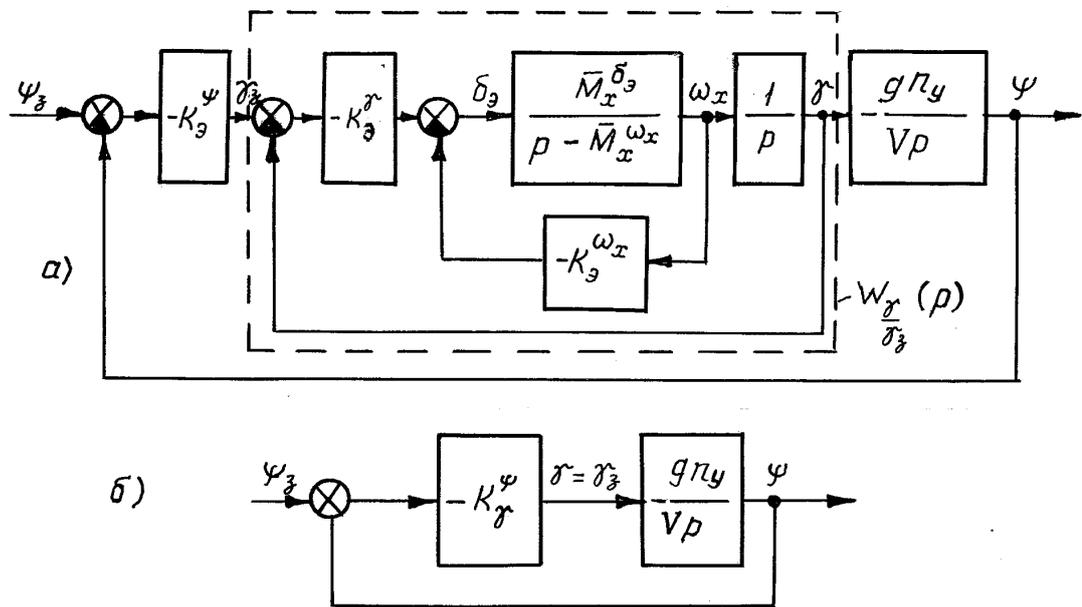


Рис. 4.19

При управлении курсом отклонением элеронов по закону (4.40) траекторный контур САУ формирует по этому закону сигнал  $\gamma_3 = k_\gamma^\psi \Delta\psi$ , а внутренний контур выводит самолёт на этот крен  $\gamma_3$ .

Структурную схему контура крена с автопилотом в режиме управления курсом (рис.4.19, а) получим из рис. 4.6, если входом считать  $\psi_3$ , а выходом  $\psi$  при отсутствии сигналов  $z$  и  $\dot{z}$ .

При управлении курсом, также как и при управлении траекторией в горизонтальной плоскости, инерционностью внутреннего контура канала крена можно пренебречь, так как она примерно на порядок меньше инерционности траекторного контура. Это позволяет при управлении курсом считать, что  $W_{\frac{\psi}{\gamma}}(p) = 1$ , то есть полагать, что САУ мгновенным отклонением и последующим возвращением элеронов вводит самолёт в крен, равный заданному.

Тогда структурная схема (рис. 4.19,а) упрощается и принимает вид (рис. 4.19, б), откуда передаточная функция контура «САУ – самолёт» при управлении курсом будет:

$$\Phi_{\frac{\psi}{\psi_3}}(p) = -\frac{k_\gamma^\psi \left(-\frac{gn_y}{Vp}\right)}{1 + k_\gamma^\psi \frac{gn_y}{Vp}} = \frac{\frac{gn_y}{V} k_\gamma^\psi}{p + \frac{gn_y}{V} k_\gamma^\psi} = \frac{1}{T_\psi p + 1}. \quad (4.41)$$

Из (4.41) следует, что  $\psi_{уст} = \psi_3$ , то есть САУ по законам (4.39) и (4.40)

выводит самолёт на заданный курс и в дальнейшем стабилизирует его без статической ошибки.

Основным недостатком управления курсом по закону (4.39) является затянутое время выполнения маневров при малых значениях сигнала  $\Delta\psi$ , так как маневры выполняются при крене  $\gamma < \gamma_{\text{ДОП}}$ . Для повышения быстродействия системы «САУ – самолёт» при управлении курсом целесообразно отказаться от пропорционального закона управления, а формировать заданный крен, например, по следующему релейному закону:

$$\gamma_3 = k_\gamma^\psi \Delta\psi \quad \text{при} \quad \frac{\Delta\psi}{\dot{\psi}} \leq 2,5 \text{ с}^{-1};$$

$$\gamma_3 = \min(\gamma_{\text{ДОП}}, \gamma_{\text{max}1}, \gamma_{\text{max}2}) \quad \text{при} \quad \frac{\Delta\psi}{\dot{\psi}} > 2,5 \text{ с}^{-1},$$

где

$$\gamma_{\text{max}1} < \sqrt{\frac{V}{g} \omega_{x \text{max}} \psi_3};$$

$$\gamma_{\text{max}2} < \frac{V \dot{\delta}_{\Delta \text{max}}}{g \delta_{\Delta \text{max}}} \psi_3.$$

### 4.7.3. Работа САУ в режиме стабилизации курса

Пусть самолёт, с включённой САУ, действующей по закону (4.39), под действием какого-либо возмущения, отклонился от заданного курса, причём стало  $\psi > \psi_3$ . При рассогласовании  $\Delta\psi = \psi - \psi_3 > 0$  (при  $\gamma=0$ ) САУ по закону (4.39) отклонит элероны на угол  $\delta_{\Delta 0} = -k_\Delta^\psi \Delta\psi < 0$ . Под действием появившегося момента  $M_x^{\delta_{\Delta 0}} \delta_{\Delta 0} > 0$  самолёт начнёт увеличивать крен на правое крыло  $\gamma > 0$ , а следовательно, в автопилот поступает возрастающий сигнал  $k_\gamma^\gamma \gamma > 0$ , направленный против сигнала  $k_\Delta^\psi \Delta\psi$  и, в соответствии с (4.39), уменьшающий отклонение элеронов. При  $k_\gamma^\gamma \gamma = k_\Delta^\psi \Delta\psi$ , в соответствии с законом (4.39), элероны вернуться в нейтральное положение  $\delta_\Delta = 0$ , а крен станет максимальным  $\gamma = \gamma_{\text{max}} = \frac{k_\Delta^\psi}{k_\gamma^\gamma} \Delta\psi$ .

Вследствие малой инерционности внутреннего контура этот процесс протекает очень быстро (рис. 4.20).

При накренении самолёта появится горизонтальная составляющая подъёмной силы  $Y \sin \gamma$ , которая будет искривлять траекторию, поворачивая вектор скорости самолёта к заданному курсу с угловой скоростью, пропорциональной крену. Так как в начальный момент при накренении моменты рыскания не изменились, то продольная ось самолёта не поворачивается (самолёт перемещается как бы поступательно), и начнёт отставать от вектора скорости. Появляется скольжение  $\beta$  на опущенное крыло, и у устойчивого в пу-

тевом отношении самолёта, появляется момент рыскания  $M_y^\beta \beta < 0$ , который разворачивает самолёт вслед за вектором скорости к заданному курсу. При уменьшении  $\Delta\psi$  сигнал  $k_3^\gamma \gamma$  становится по модулю больше сигнала  $k_3^\psi \Delta\psi$ , и элероны отклоняются автопилотом в другую сторону на уменьшение крена  $\gamma$ . При уменьшении крена уменьшается угловая скорость разворота  $\dot{\psi} = \omega_y$ , и самолёт плавно выходит на заданный курс  $\psi = \psi_3$  с нулевым креном  $\gamma = \gamma_3 = 0$  и  $\delta_3 = 0$ . Таким образом, самолёт вернётся на заданный курс, но отклонится от прежней траектории.

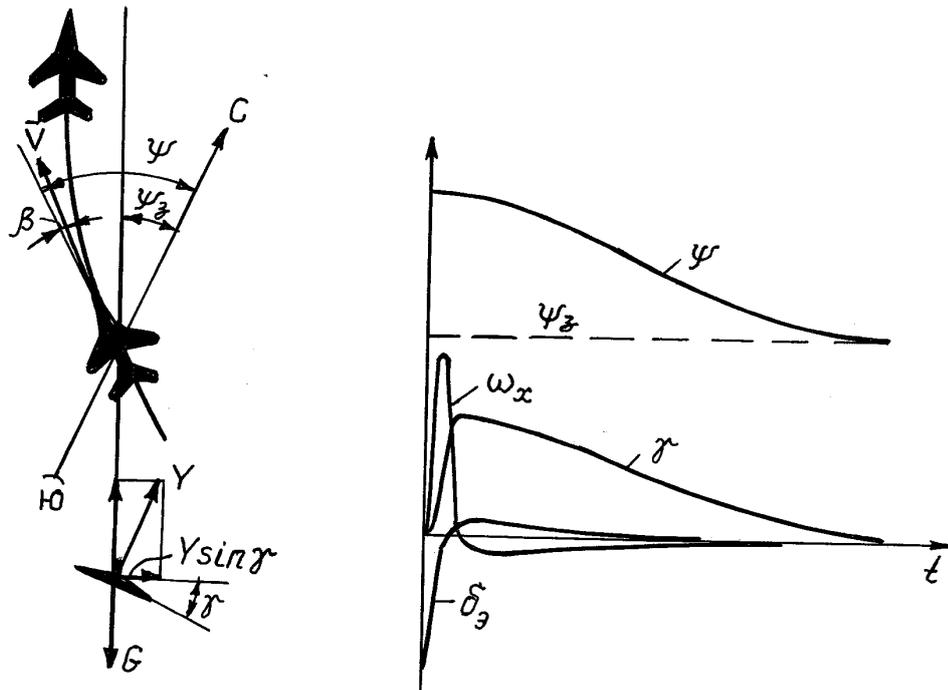


Рис.4.20

Поэтому стабилизация и управление курсом автопилотом, действующим по акону управления (4.39), осуществляются за счёт бокового отклонения самолёта от линии заданного пути.

#### 4.7.4. Управление курсом одновременным отклонением элеронов и рулей направления

В процессе управления курсом посредством отклонения элеронов по закону (4.39) или (4.40) возникает скольжение на опущенное крыло. При малой путевой устойчивости углы скольжения могут достигать значительных величин, что нежелательно, а при полёте на малых скоростях (больших углах атаки) опасно преждевременным возникновением срыва потока. Поэтому автопилоту целесообразно одновременно с отклонением элеронов по закону (4.39) отклонять рули направления для уменьшения скольжения, например, по закону

$$\delta_H = k_H^{\omega_y} \frac{T_u p}{T_u p + 1} \omega_y + k_H^\beta \beta. \quad (4.42)$$

Как показано на рис. 4.21, при таком управлении время выхода самолёта на заданный курс существенно сокращается по сравнению с управлением только рулями направления (см. рис. 4.18).

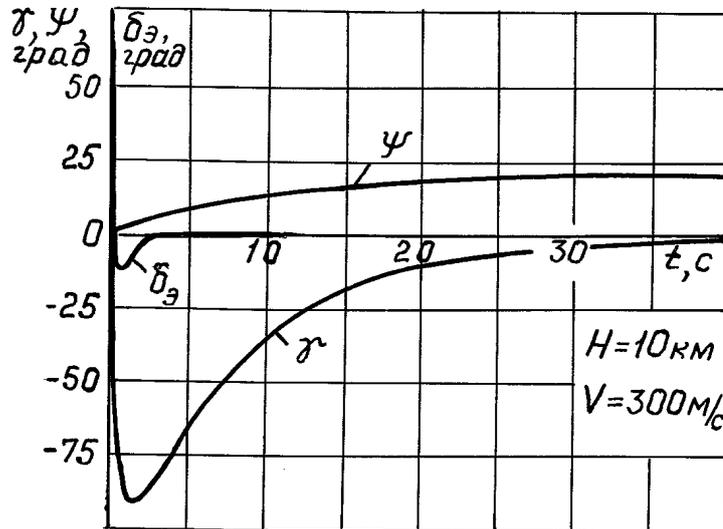


Рис. 4.21

#### 4.7.5. Влияние внешних воздействий на контур стабилизации курса. Воздействие возмущающего момента крена

Если САУ работает по закону управления (4.39) или (4.40), то при действии постоянного возмущающего момента крена  $M_{xВ} = const$  появляется статическая ошибка по курсу (траектория 1 на рис. 4.22,а), так как самолёт под действием момента будет находиться в крене и отклоняться по курсу до тех пор, пока САУ сигналом  $k_{\delta}^{\psi} \Delta \psi$  не вызовет отклонение элеронов на угол  $\delta_{\delta В}$  для уравновешивания этого момента.

$$\text{Из } M_x^{\delta \delta} \delta_{\delta В} = M_x^{\delta \delta} k_{\delta}^{\psi} \Delta \psi_{уст} = M_{xВ} \text{ следует } \Delta \psi_{уст} = M_{xВ} / (k_{\delta}^{\psi} M_x^{\delta \delta}).$$

При формировании заданного крена по закону

$$\gamma_3 = k_{\gamma}^{\psi} (\psi - \psi_3) + k_{\gamma}^{\int} \int (\psi - \psi_3) dt,$$

а также при скоростной и изодромной обратных связях и формировании  $\gamma_3$  по закону  $\gamma_3 = k_{\gamma}^{\psi} (\psi - \psi_3)$ , САУ возвращает самолёт на заданный курс без статической ошибки (траектория 2 на рис.4.22,а). Но так как под действием возмущающего момента самолёт до возвращения на заданный курс находился в одностороннем крене, то он отклоняется от заданной траектории.

Под действием бокового ветра  $w_Z = const$  самолёт при всех законах управления САУ выдерживает заданный курс, но при этом сносится с линии заданного пути (рис.4.22,б).

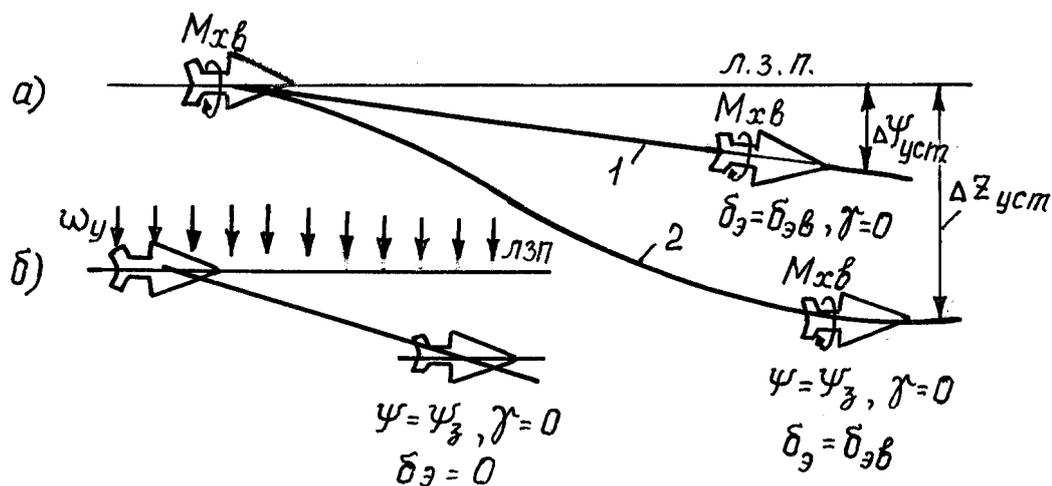


Рис. 4.22

#### 4.8. ВОЗМОЖНЫЕ ОТКАЗЫ АВТОПИЛОТНОГО КОНТУРА САУ И ИХ ПРОЯВЛЕНИЕ В ПОЛЕТЕ

Типовыми неисправностями автопилотных контуров являются: обрывы цепей сигналов управления и сигналов обратной связи сервоприводов, отказы датчиков параметров движения (ДУС, ГВ, курсовой системы), появление ложных сигналов управления.

Обрыв цепи обратной связи сервопривода при скоростной обратной связи приводит к существенному увеличению коэффициента усиления сервопривода по скорости, что может привести к излишнему увеличению колебательности переходных процессов.

При жёсткой обратной связи сервопривода в случае её обрыва САУ начинает реагировать не на величину, а на знак суммарного управляющего сигнала. Поэтому степень опасности такого отказа зависит от режима работы САУ. Если САУ работает в режимах стабилизации углового положения или выполняет только функции системы обеспечения устойчивости и управляемости, то такой отказ вызовет колебания самолёта вокруг центра масс. Обеспечение безопасности полёта здесь достигается применением системы контроля, резервированием подканалов управления, применением САУ со смешанным включением рулевых агрегатов в проводку управления.

При обрыве цепей сигналов тангажа, крена или курса происходит нарушение условий устойчивости и возрастание колебательности в переходных процессах.

Появление ложных сигналов может привести к быстрому отклонению рулей и резкому изменению параметров движения самолёта.

Большинство передаточных чисел, входящих в законы управления САУ, корректируются по скоростному напору и высоте полёта, которые замеряются приёмником воздушного давления (ПВД). Поэтому при отказе ПВД нарушение коррекции передаточных чисел может привести к появлению колебаний или затягиванию переходных процессов.

Медленные уводы гировертикали приводят к уходу самолёта от заданной траектории. Поэтому в существующих САУ производится её автоматическое отключение с помощью бортовой системы контроля при отказах гировертикали, ПВД, гидросистем, генераторов постоянного и переменного тока.

Обеспечению безопасности полёта способствует и возможность быстрого отключения САУ лётчиком нажатием красной кнопки на ручке управления.

Необходимо также подчеркнуть, что САУ обеспечивает безопасность полётов не только при отказах её элементов, но и отказах других систем, приводящих к изменению параметров движения самолёта.

Так, на самолёте Ил-76 при автоматическом управлении автомат путевой устойчивости (работающий совместно с демпфером рыскания) обеспечивает не только демпфирование колебаний рыскания и путевую устойчивость самолёта (устранение скольжения), но и отклонением руля направления по закону

$$\delta_H = k_H^{\omega_y} \omega_y - k_H^{\int} \int n_z dt$$

парирует появляющийся возмущающий момент рыскания  $M_{yB}$  при отказе двигателя. Действительно, при отказе двигателя на одной консоли крыла появляется момент рыскания, который разворачивает самолёт в направлении увеличения скольжения на консоль крыла с работающими двигателями.

При появлении скольжения (боковой перегрузки  $n_z$ ) САУ будет увеличивать отклонение руля направления до тех пор, пока не устранится скольжение (пока не наступит  $n_z = 0$  и соответственно  $\int n_z dt \neq 0$ ). Самолёт будет продолжать полёт без скольжения с отклонённым рулём направления на парирование возмущающего момента. При этом канал крена САУ выдерживает заданный крен  $\gamma = \gamma_3 = 0$ .

На самолёте Ан-72 при отказе двигателя создаётся возмущающий момент крена. Его появление обусловлено двумя причинами.

Во-первых, уменьшением подъёмной силы этой консоли крыла из-за прекращения обдува части крыла газовой струёй отказавшего двигателя.

Во-вторых, появлением момента  $M_x^{\beta} \beta$  из-за скольжения на консоль крыла с работающим двигателем, вызванного разворотом самолёта асимметричной тягой.

Поэтому при таком отказе астатические законы управления позволяют выдерживать заданный крен  $\gamma = \gamma_3 = 0$ , а отклонением руля направления, например, по закону автомата путевой устойчивости самолёта Ил-76 парировать возмущающий момент рыскания.

## Глава 5. СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Автоматическое управление движением центра масс (ЦМ) ЛА можно отнести к более высокому иерархическому уровню системы управления, чем управление угловым положением и перегрузкой. Управление ЦМ иначе называют траекторным управлением.

Необходимость автоматизации траекторного движения боевых ЛА определяется следующими основными факторами:

- сложностью вывода ударного самолета в такое положение относительно цели, которое обеспечивает эффективное применение оружия;
- большой загрузкой летчика по управлению бортовым комплексом;
- зависимостью эффективности решения боевых задач от характеристик траекторного контура управления.

Управление ЦМ ЛА сводится к решению двух задач: формированию пространственно-временной траектории полета и стабилизации движения ЛА на этой траектории.

Траектория обычно задается в двух плоскостях: вертикальной (профиль полета) и горизонтальной (маршрут полета). При управлении в вертикальной плоскости основными управляемыми параметрами являются скорость и высота полета, в горизонтальной – боковое отклонение от линии заданного пути и путевой угол. Основной задачей, решаемой САУ на каждом этапе полета, является выдерживание заданных значений управляемых параметров.

### 5.1. АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

#### 5.1.1. Системы координат, применяемые в навигационных комплексах

В навигационных комплексах ЛА применяются наиболее часто сферические (географические и ортодромические) и прямоугольные системы координат.

В географической системе координат (рис. 5.1) положение ЛА определяется высотой  $H$  над уровнем моря и угловыми координатами: долготой  $\lambda$  и широтой  $\varphi$ . За основные плоскости в данной системе приняты плоскость географического экватора и плоскость начального меридиана.

Полюсы системы совпадают с географическими полюсами земного эллипсоида. Географическая система координат в виде меридианов и параллелей наносится на все навигационные карты и является основной для определения координат точек на картах.

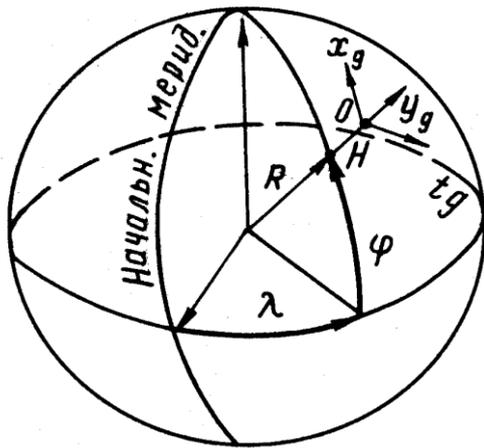


Рис. 5.1

Движение ЛА относительно земной поверхности характеризуется земной скоростью, составляющие которой  $V_{xg}$ ,  $V_{yg}$ ,  $V_{zg}$  связаны с географическими координатами следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} \dot{H} &= V_{yg}; & \dot{\lambda} &= \frac{V_{zg}}{(R_3 + H) \cos \varphi}; \\ \dot{\varphi} &= \frac{V_{xg}}{(R_3 + H)}, \end{aligned} \quad (5.1)$$

где  $R_3$  – радиус Земли. При известных текущих значениях скоростей  $V_{xg}$ ,  $V_{yg}$ ,  $V_{zg}$  и начальных значениях координат  $H_0$ ,  $\lambda_0$ ,  $\varphi_0$  текущие географические координаты определяются путем интегрирования уравнений (5.1).

**Ортодромическая система координат** (рис. 5.2) является также сферической системой, но с произвольным расположением полюсов. В данной системе за основные оси координат приняты две ортодромии (отсюда и название). Ортодромия, совмещенная с линией заданного пути (ЛЗП) или с осью маршрута, называется главной и принимается за ось  $x$ . Ось  $x$  является как бы условным экватором. Другая ортодромия, перпендикулярная главной, проводится через точку начала отсчёта координат и принимается за ось  $z$ . Данная ось представляет собой условный меридиан. Положение любой точки на поверхности Земного шара указывается двумя координатами  $x$  и  $z$ , которые обычно выражаются в километрах.

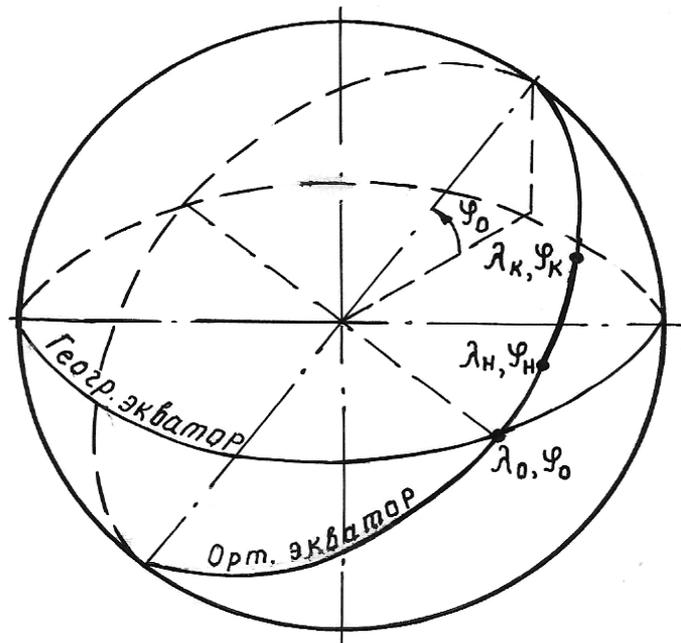


Рис. 5.2

Путем выбора положения главной ортодромии можно добиться, чтобы полёт проходил с возможно меньшим отклонением от нее, т.е. при малых значениях координаты  $z$ . Это позволяет в пределах допустимых удалений от главной ортодромии (350...400 км) не учитывать сферичность Земли и упростить решение навигационных задач. Поэтому данная система является основной в навигационных устройствах. Кроме того, ортодромическая система координат наиболее удобна для выдерживания заданного направления полета с помощью гироскопических курсовых приборов

Сферическая ортодромическая система координат однозначно определяется географическими координатами её начальной точки  $\lambda_0, \varphi_0$ . Начальной и конечной точкам маршрута с географическими координатами  $\lambda_n, \varphi_n$  и  $\lambda_k, \varphi_k$  соответствуют ортодромические координаты  $\lambda_{opt} = \lambda_{optn}, \varphi_{opt} = 0$  и  $\lambda_{opt} = \lambda_{optk}, \varphi_{opt} = 0$ .

Текущие угловые ортодромические координаты  $\lambda_{opt}$  и  $\varphi_{opt}$ , соответствующие положению ЛА вдоль ортодромического экватора и отклонению от него вдоль ортодромического меридиана соответственно, определяются через географические координаты  $\lambda$  и  $\varphi$  по формулам

$$\begin{aligned}\sin \varphi_{opt} &= \sin \varphi \cos \varphi_0 - \cos \varphi \sin \varphi_0 \cos(\lambda - \lambda_0); \\ \sin \lambda_{opt} &= \cos \varphi \sin(\lambda - \lambda_0) \sec \varphi_{opt},\end{aligned}$$

где  $\lambda_0, \varphi_0$  – географические координаты начальной точки отсчета ортодромических координат.

В полёте по известным значениям  $\lambda$  и  $\varphi$  вычисляются  $\lambda_{opt}$  и  $\varphi_{opt}$ . Тогда пройденное от точки начала отсчёта расстояние вдоль ортодромического экватора  $\Delta x$  и линейное боковое отклонение от него  $\Delta z$  определяются следующим образом:

$$\Delta x = (\lambda_{opt} - \lambda_{opt0})R_3; \quad \Delta z = \varphi_{opt}R_3. \quad (5.2)$$

Зависимости (5.2) используются для управления движением ЛА. Радиус Земли  $R_3$  принимается, как правило, равным 6371,1 км.

В том случае, если маршрут полёта представляется ломаной линией с прямолинейными отрезками между очередными пунктами маршрута, могут быть использованы частные ортодромические системы координат для каждого отрезка. Экватор такой системы проходит через начальную и конечную точки отрезка маршрута.

В произвольном положении ЛА относительно поверхности Земли для выдерживания заданных маршрута и программы движения необходимо наряду с сигналами  $\Delta x$  и  $\Delta z$  знать и ортодромический курс  $\psi_{opt}$ . Ортодромический курс определяется по замеренному магнитному курсу  $\psi$  и вычисленной азимутальной поправке  $\Delta$  – углу сходимости меридианов географической и ортодромической систем координат

$$\psi_{opt} = \psi + \Delta.$$

Азимутальная поправка  $\Delta$  определяется по известным значениям координат начальной точки  $(\lambda_0, \varphi_0)$  и текущим значениям величин  $\lambda$  и  $\varphi_{opt}$  по выражению:

$$\Delta = \arcsin \left[ \sin \varphi_0 \sin(\lambda - \lambda_0) \sec \varphi_{opt} \right].$$

В качестве датчиков магнитного курса в курсовых системах выступают индукционные датчики, применяемые совместно с коррекционными механизмами.

**Прямоугольная система координат** (рис. 5.1) является плоской системой. Начало данной системы размещают, как правило, в точке текущего положения ЛА, ось  $OX_g$  направляют на север по направлению текущего меридиана, ось  $OY_g$  – вдоль радиуса сферы вверх. Ось  $OZ_g$  дополняет систему. Небольшие сферические участки Земли практически совпадают с плоскостью, касательной к точке этого участка. Поэтому прямоугольные координаты вполне точно могут определять положение точек на земной поверхности в некоторых пределах.

Прямоугольная система координат применяется при решении ряда боевых задач, а также для автоматизированного захода на посадку.

Исследования показывают, что на протяжении 1000 км вдоль главной ортодромии в полосе  $\pm 600$  км от нее ортодромическая система координат практически совпадает с прямоугольной (ошибка в определении места ЛА не превышает 1%).

Для программирования маршрута полёта определяются координаты опорных точек, ориентиров коррекции и радионавигационных станций. Данные координаты определяются в той системе координат, в которой воспринимает информацию программное устройство конкретного навигационного комплекса. В навигационных комплексах с БЦВМ вводятся географические координаты, которые выбираются из специальных каталогов или определяются по картам.

### 5.1.2. Методы определения координат местоположения ЛА. Структура типового навигационного комплекса

Для определения местоположения ЛА могут быть использованы следующие методы навигации: счисления пути, позиционный и обзорно-сравнительные.

**Метод счисления пути** основан на вычислении пройденного расстояния относительно известного начального положения ЛА. Исходной информацией для решения этой задачи служат скорость или ускорение ЛА и его курс.

Определение координат местоположения ЛА в навигационных комплексах осуществляется с использованием выражений (для ортодромической системы координат):

$$x = x_0 + \int_0^t V \cos \psi_{opt} dt = x_0 + \int_0^t W_x dt ;$$

$$z = z_0 + \int_0^t V \sin \psi_{opt} \sec \frac{x}{R_3} dt = z_0 + \int_0^t W_z \sec \frac{x}{R_3} dt,$$

где:  $x_0, z_0$  – ортодромические координаты начальной точки счисления пути;

$W_x, W_z$  – составляющие путевой скорости полета;

$\sec \frac{x}{R_3}$  – поправочный множитель для пересчёта длины дуги с ортодро-

мической параллели на ортодромической широте  $x$  в длину дуги вдоль ортодромического экватора;  $R_3$  – радиус Земли.

В зависимости от используемых датчиков информации различают несколько видов счисления пути: доплеровский, воздушный (аэрометрический), инерциальный и их комбинации.

Принцип действия *доплеровских измерителей путевой скорости и угла сноса* (ДИСС) основан на измерении частотного сдвига, возникающего в отраженном от земной поверхности сигнале при облучении ее с движущегося ЛА. Геометрическая форма многолучевой диаграммы направленности ДИСС обеспечивает измерение трёх составляющих скорости ЛА в системе координат, связанной с антенной. Для пересчета составляющих путевой скорости из антенной системы координат в горизонтальную применяются специальные вычислители, в которых учитываются углы крена и тангажа ЛА. На основе полученных значений составляющих вектора путевой скорости, за счёт её однократного интегрирования оцениваются координаты местоположения ЛА.

Достоинством навигационных систем, построенных на основе ДИСС, является независимость их работы от условий видимости, времени года и суток, высоты и скорости полёта. Однако доплеровские навигационные системы обладают недостаточной точностью контроля местоположения ЛА (ошибка составляет 1...2% от пройденного пути), ограниченной помехозащищённостью и чувствительны к виду подстилающей поверхности.

Навигационные системы, построенные на базе *системы воздушных сигналов* (СВС), обладают простотой технического исполнения и высокой надёжностью. Однако за счёт достаточно больших погрешностей измерения воздушной скорости эти системы обладают низкой точностью определения местоположения ЛА. Ошибка составляет 3...6% пройденного пути.

Основой для построения комплексов навигации в настоящее время стали *инерциальные навигационные системы* (ИНС). ИНС построены по принципу счисления пути методом двойного интегрирования ускорений, измеряемых в определенной системе координат с помощью акселерометров. К достоинствам ИНС относятся: автономность; независимость от погодных условий, времени суток, года; помехозащищённость; непрерывность информации.

Основным недостатком ИНС является нарастание погрешности определения положения ЛА с течением времени полёта. Современные ИНС среднего класса имеют среднеквадратические ошибки определения местоположения порядка 5...10 км за час полёта.

**Позиционный метод** базируется на определении местоположения ЛА относительно заранее привязанных к карте наземных радиопередающих станций.

Основным преимуществом позиционного метода по сравнению с методом счисления пути является независимость точности определения координат ЛА от пройденного расстояния до момента измерения, т.е. ошибки не накапливаются во времени. Среди позиционных систем навигации наибольшее распространение получили радиосистемы ближней (РСБН) и дальней (РСДН) навигации, а также посадочные системы. Среднеквадратическое значение ошибки определения координат ЛА с помощью системы РСБН-6С составляет 0,25 км, а системы РСДН-3С – 1,5...2 км.

Недостатками радионавигационных систем являются возможность определения координат ЛА только в определенных зонах действия внешних станций (неавтономность), а также низкая помехозащищённость.

Перспективным направлением развития РСДН являются спутниковые радиотехнические навигационные системы (СРНС). СРНС носят глобальный характер и имеют существенно более высокую точность. Максимальная ошибка определения координат может составлять 50...150 м.

**Обзорно-сравнительные методы** основаны на сличении измеряемых полей Земли (магнитных, гравитационных, топографических) с их эталонами, заранее занесёнными в память специальных бортовых устройств. Системы навигации, основанные на измерениях поверхностных полей рельефа с последующим сопоставлением их с эталонами, получили название корреляционно-экстремальных навигационных систем (КЭНС). Недостатками подобных систем являются сложность создания необходимого информационного обеспечения, а также неработоспособность в тех районах Земли, где отсутствуют аномальности используемого геофизического поля. Среднеквадратичная ошибка определения местоположения ЛА с помощью КЭНС TERCOM составляет около 100 м. В перспективе данное значение может быть снижено до 10 м.

Анализ возможностей конкретных методов и средств навигации позволяет сделать вывод о том, что **ни одна отдельно взятая навигационная система не может обеспечить пилотирование и навигацию современных ЛА**. Поэтому основным путем совершенствования навигационного оборудования ЛА является создание комплексных навигационных систем (КНС).

Сущность комплексирования заключается в использовании информационной и структурной избыточности для повышения точности, надёжности и помехозащищённости измерений навигационных параметров. Информационная избыточность обеспечивается получением однородной информации от нескольких датчиков различной физической природы с последующей совместной обработкой этой информации в специализированном вычислителе. Избыточность структуры комплекса обеспечивает его работоспособность при отказе одного из навигационных датчиков. При этом возможно некоторое ухудшение точности измерений.

Одной из основных задач при создании КНС является рациональный выбор состава навигационных систем и оптимальное объединение их в единый комплекс. Структура типового навигационного комплекса современного ЛА представлена на рис. 5.3.

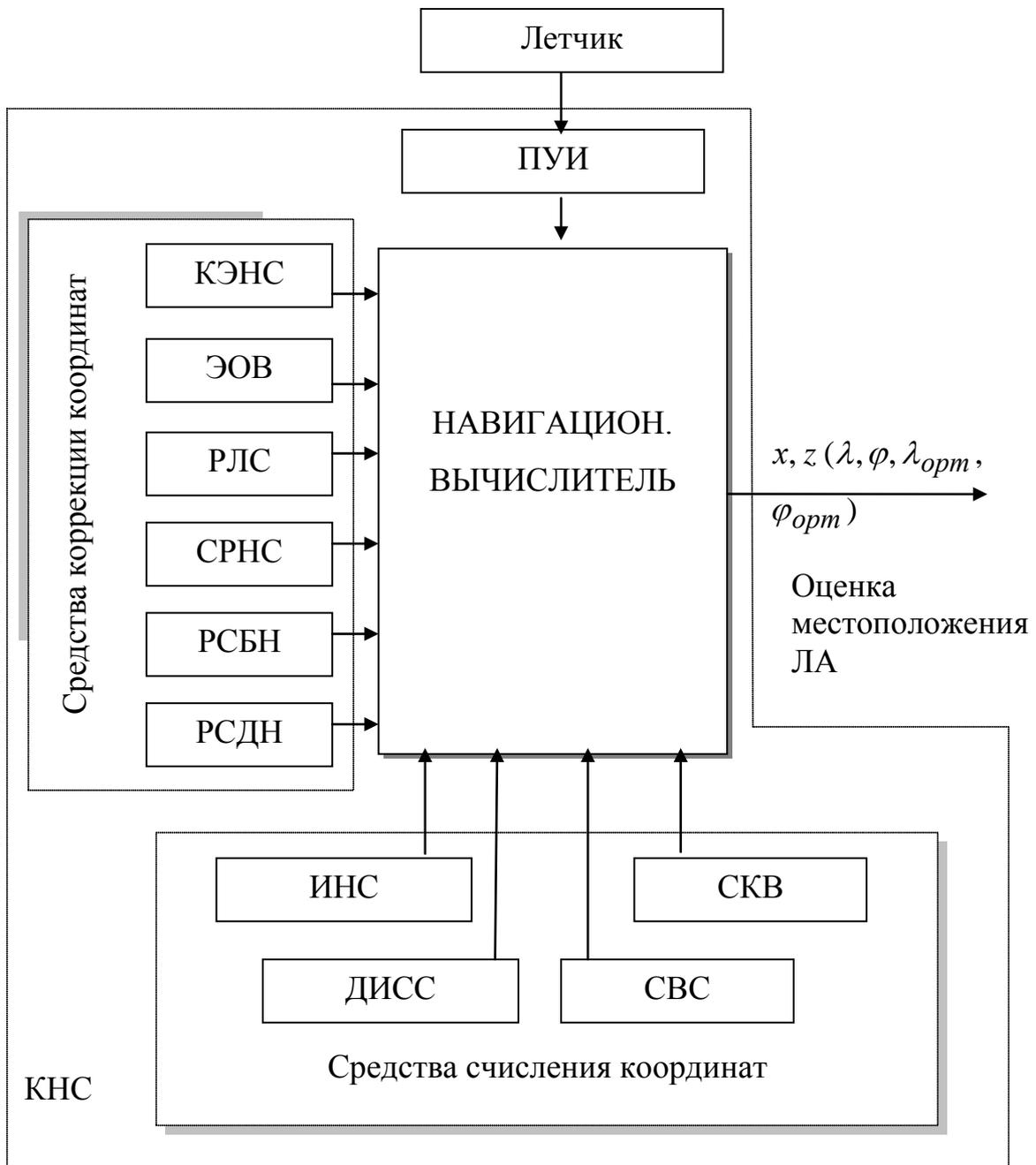


Рис. 5.3

Основным методом определения координат ЛА в таком комплексе является автономное счисление пути, основу которого составляет ИНС. Данный комплекс обладает функциональной избыточностью методов счисления пути. Это обеспечивается наличием ДИСС, СВС, системы курса и вертикали СКВ.

Управление режимами работы комплекса осуществляется лётчиком с помощью пульта управления и индикации (ПУИ).

Коррекция координат, полученных в результате счисления, осуществляется по данным различных систем коррекции, использующих для определения места ЛА позиционный метод. При коррекции численных координат выполняются две операции:

- определение координат ЛА с помощью средства, выбранного в качестве корректора (РСБН, РЛС, оптических визиров и др.);
- замена численных координат на новые полученные значения.

Включение в КНС нескольких средств коррекции позволяет обеспечить необходимую точность навигации в любых условиях обстановки.

### 5.1.3. Методы управления движением центра масс ЛА на маршруте

Автоматизированный вывод ЛА в заданную точку (цель, ППМ и др.) с помощью КНС может выполняться путевым, курсовым и маршрутным методами, а также их комбинацией. Выбор метода управления определяется видом траектории движения ЛА, которая назначается с учётом цели и решаемой тактической задачи.

**Путевой метод** предусматривает ориентацию вектора путевой скорости в направлении заданной цели или ППМ из произвольного исходного положения (рис. 5.4). При этом методе ЛА выводится в заданную точку по линии кратчайшего пути.

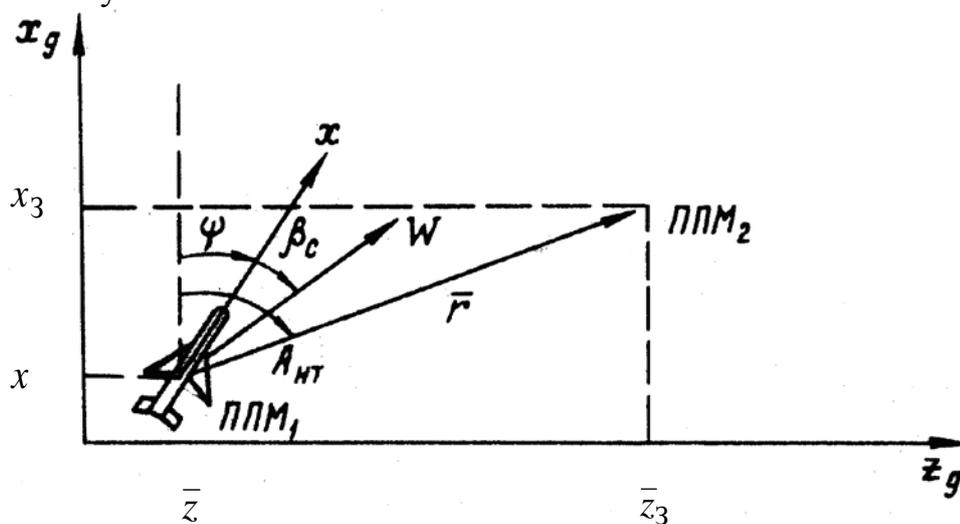


Рис. 5.4

В качестве основного сигнала управления, характеризующего текущее значение ошибки, здесь используется отклонение от заданного путевого угла

$$\Delta\Psi_n = \Psi - \Psi_3 = \psi + \beta_c - A_{HT},$$

где  $A_{HT}$  – пеленг заданной навигационной точки, который измеряется РСБН или вычисляется по известным (численным) координатам местоположения ЛА  $x_g, z_g$  и известным (внесенным в память БЦВМ) координатам точки  $x_3, z_3$

$$A_{HT} = \operatorname{arctg} \frac{z_3 - z}{x_3 - x};$$

$\beta_C$  – угол сноса, измеряемый СВС;

$\psi$  – текущий ортодромический курс, измеряемый СКВ.

По рассогласованию  $\Delta\psi_n$  САУ формированием сигнала заданного крена по (4.40) разворачивает самолёт в сторону заданного путевого угла.

**Курсовой метод** можно рассматривать как частный случай путевого, когда не учитывается угол сноса. При курсовом методе продольная ось самолета направляется на навигационную точку, т.е.  $\psi_3 = A_{HT}$ .

Отличительной особенностью данного метода является траектория движения ЦМ ЛА, получившая название радиодромии. Радиодромиа отличается тем, что из-за действия ветра ЛА отклоняется от линии первоначального курса, соединяющей навигационные точки. Поэтому ЛА необходимо постоянно доворачивать на цель. В окрестностях заданной точки угол доворота претерпевает резкие изменения. В связи с этим на некотором удалении от заданной точки сигнал заданного курса фиксируют.

Недостатком путевого и курсового методов является невозвращение ЛА на первоначальную линию пути после случайных или преднамеренных отклонений. Выход в заданную точку продолжается с нового направления. Таким образом, линия фактического пути может занимать случайное положение. Выход на цель с заданного направления не обеспечивается.

Сущность **маршрутного метода** состоит в том, что по координатам  $x_1, z_1$  и  $x_2, z_2$  отрезка маршрута определяется линия заданного пути (ЛЗП), ЛА переводится на эту линию и продолжает полет по ней.

Управление ЛА производится по отклонению от заданного курса ( $\psi_3 = A_{HT}$ ) или заданного путевого угла ( $\varphi_3 = A_{HT}$ ) и боковому отклонению от ЛЗП  $\Delta z$ , которое наиболее просто получается при счислении пути в частно-ортодромической системе координат. В случае применения обычной ортодромической системы координат (рис. 5.5) эти параметры можно рассчитать по выражениям:

$$A_{HT} = \operatorname{arctg} \frac{z_2 - z_1}{x_2 - x_1}; \quad \Delta z = l_1 \sin \varphi; \quad \Delta \psi = \psi - \psi_3,$$

$$\text{где } \psi_3 = A_{HT}; \quad \varphi = \psi_3 - \operatorname{arctg} \frac{z - z_1}{x - x_1}; \quad l_1 = \sqrt{(x - x_1)^2 + (z - z_1)^2}$$

$x, z$  – численные координаты ЦМ ЛА.

САУ для стабилизации ЛА на ЛЗП для формирования заданного крена использует сигналы  $\Delta z$  и  $\dot{z}$  или  $\Delta z$  и  $\Delta \psi = \psi - \psi_3$ .

Маршрутный метод управления обеспечивает полет по ЛЗП и выход на цель с заданного направления.

Таким образом, управление движением ЦМ в маршрутном полёте предполагает решение трёх взаимосвязанных задач:

- получение информации о текущем положении ЛА (счисление координат и их коррекция);
- формирование управляющего сигнала боковым движением ЛА в виде заданного значения курса  $\psi_3$  и бокового отклонения от ЛЗП  $\Delta z$ ;
- обработку управляющих сигналов.

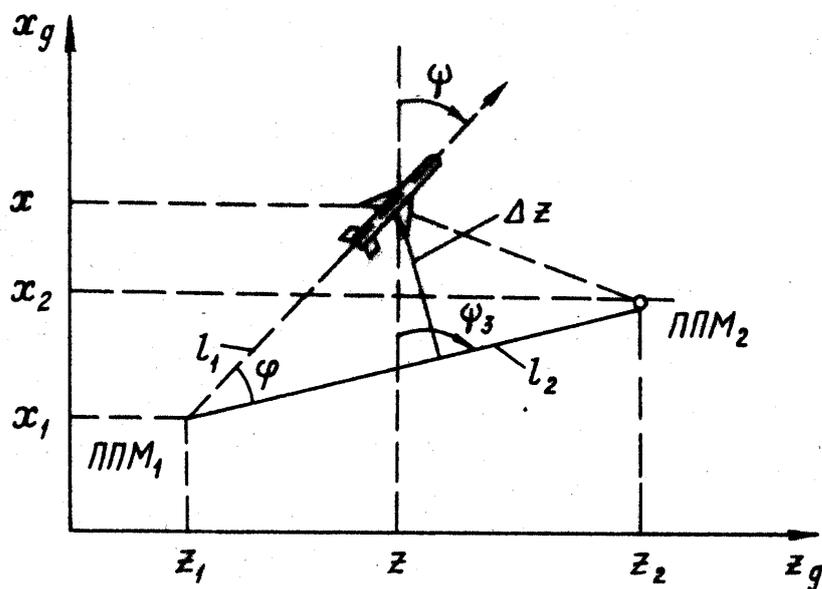


Рис. 5.5

Первые две задачи решает КНС. Обработку управляющих сигналов осуществляет САУ, функциональная схема которой представлена на рис. 5.6.

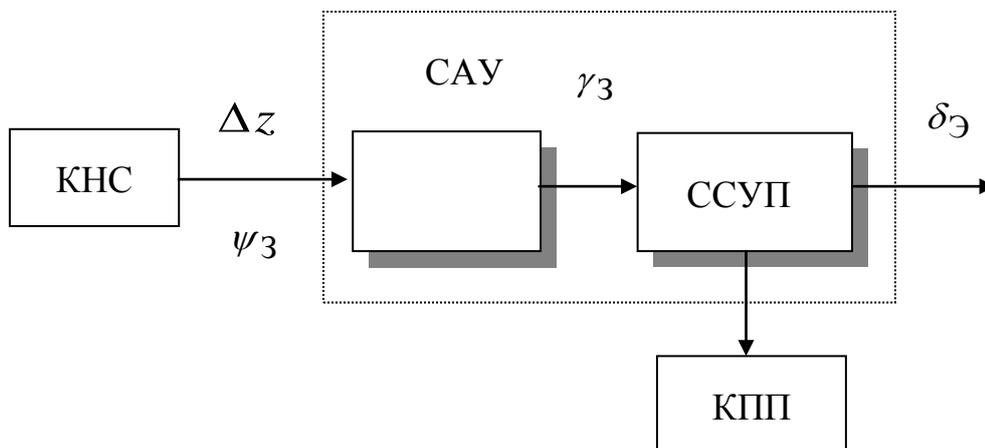


Рис. 5.6. Функциональная схема системы управления движением ЦМ ЛА:  
 КНС – комплексная навигационная система, ВТУ – вычислитель траекторного управления (траекторный контур САУ), ССУП – система стабилизации углового положения (пилотажный контур САУ),  
 КПП – командно-пилотажный прибор.

### 5.1.4. Состав и законы управления САУ

Автоматическое управление траекторией в горизонтальной плоскости осуществляет канал крена САУ отклонением элеронов. В канале рыскания САУ обеспечивает заданную путевую устойчивость и демпфирование колебаний рыскания.

Для вывода самолёта и последующего удержания на заданной траектории траекторный контур САУ формирует сигнал заданного крена по одному из следующих законов

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) + \kappa_\gamma^\psi \Delta\psi; \quad (5.3)$$

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) - \kappa_\gamma^{\dot{z}} \dot{z}; \quad (5.4)$$

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) + \kappa_\gamma^\psi \frac{T_u p}{T_u p + 1} \Delta\psi; \quad (5.5)$$

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) - \kappa_\gamma^{\dot{z}} \dot{z} - \kappa_\gamma^{\int} \frac{\Delta z}{p}, \quad (5.6)$$

а пилотажный контур САУ отклонением элеронов, например по закону (4.12) выводит самолёт на этот крен  $\gamma = \gamma_3$ .

Процесс управления осуществляется с помощью следующих систем:

системы стабилизации угла крена (пилотажная часть САУ), включающей датчики угла крена и угловой скорости крена, вычислитель, сервопривод;

вычислителя траекторного контура, формирующего сигналы заданного крена, например, по законам (5.3)...(5.6);

самостоятельных информационных систем, формирующих сигналы  $\Delta z = z - z_3$  и  $\Delta\psi$ , входящих в состав КНС.

### 5.1.5. Динамические свойства системы «САУ – самолёт» при управлении траекторией в горизонтальной плоскости

Динамические свойства системы рассмотрим для САУ с ЖОС сервопривода, осуществляющей формирование  $\gamma_3$  по законам (5.3) и (5.4). Так как время регулирования при управлении креном приблизительно на порядок меньше времени регулирования при управлении траекторией, то можно пренебречь инерционностью внутреннего контура САУ и считать, что в каждый момент времени САУ обеспечивает равенство  $\gamma = \gamma_3$ . Тогда уравнения управляемой системы имеют вид:

$$\dot{z} = -V \sin \psi \approx -V\psi;$$

$$\dot{\psi} = -\frac{g}{V} n_y \sin \gamma \approx -\frac{g}{V} n_y \gamma;$$

$$\gamma = \gamma_3;$$

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) - \kappa_\gamma^{\dot{z}} \dot{z} \quad \text{или} \quad \gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) + \kappa_\gamma^\psi \Delta\psi.$$

Входным сигналом контура управления является значение заданной координаты  $z_3$ , а выходным – ее текущее значение  $z$ . Структурная схема контура управления, приведенная на рис. 4.6., преобразуется в схему (рис. 5.7) для закона управления (5.3) и в схему (рис. 5.8) для закона управления (5.4).

Структурным схемам соответствуют следующие передаточные функции

$$W_{\frac{z}{z_3}}(p) = \frac{gn_y k_\gamma^Z}{p^2 + \frac{gn_y k_\gamma^\psi}{V} p + gn_y k_\gamma^Z}; \quad (5.7)$$

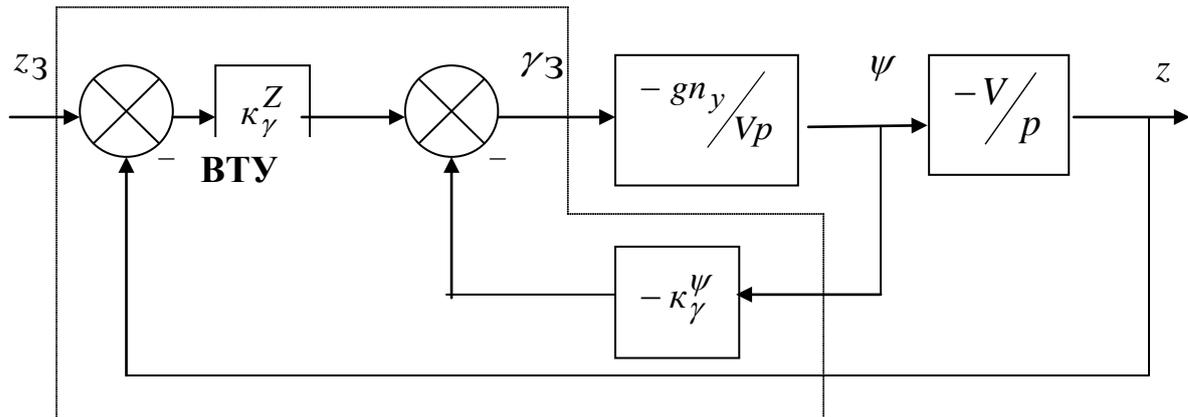


Рис. 5.7

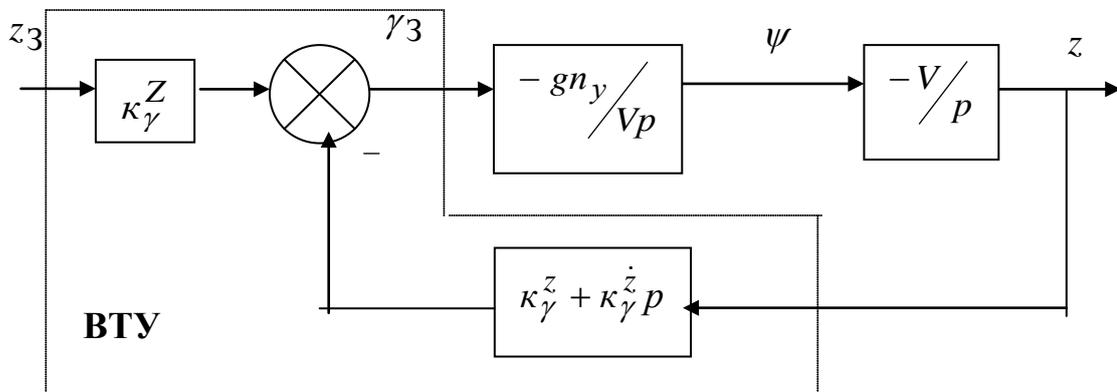


Рис. 5.8

$$W_{\frac{z}{z_3}}(p) = \frac{gn_y k_\gamma^Z}{p^2 + gn_y k_\gamma^z p + gn_y k_\gamma^Z}. \quad (5.8)$$

Передаточная функция (5.7) описывает динамические свойства системы «САУ – самолёт» при реализации в САУ закона (5.3), а передаточная функция (5.8) – закона (5.4).

Анализ передаточных функций позволяет сделать следующие выводы:

– при принятых допущениях динамические свойства контура управления описываются звеном второго порядка;

– динамические свойства контура определяются параметрами САУ и не зависят от свойств ЛА;

– выбором коэффициентов закона управления можно обеспечить необходимое качество переходного процесса. При этом демпфирование колебаний траекторного движения обеспечивается правильным выбором передаточных чисел  $k_{\gamma}^{\dot{z}}$  и  $k_{\gamma}^{\psi}$ , а устойчивость движения –  $k_{\gamma}^z$ ;

– демпфирование колебаний при использовании закона (5.3) зависит от скорости полёта. Для обеспечения высокого качества переходного процесса при изменении скорости необходимо изменять и передаточный коэффициент  $k_{\gamma}^{\psi}$ . Расчёт передаточных чисел можно осуществлять по методике, изложенной в п. 4.5.2.

### Пример.

Определить значения передаточных чисел  $k_{\gamma}^z$  и  $k_{\gamma}^{\dot{z}}$  для обеспечения заданных значений  $\xi_{z3} = 1$  и  $t_{pez} = 48$  с.

При  $\xi_{z3} = 1$  имеем  $t_{pez} = 4.8 / \Omega_{0z}$ .

Тогда  $\Omega_{0z} = 4.8 / t_{pez} = \sqrt{gn_y k_{\gamma}^z}$ .

Откуда

$$k_{\gamma}^z = \frac{(4.8)^2}{t_{pez}^2 gn_y} = \frac{23,04}{48^2 \cdot 10} = 0,001 \text{ рад/м} = 0,057 \text{ град/м}.$$

Из  $\xi_{z3} = 1 = \frac{n_{0z}}{\Omega_{0z}} = \frac{k_{\gamma}^{\dot{z}}}{2} \sqrt{\frac{gn_y}{k_{\gamma}^z}}$  имеем

$$k_{\gamma}^{\dot{z}} = \frac{2\xi_{z3} \sqrt{k_{\gamma}^z}}{\sqrt{gn_y}} = 2 \sqrt{\frac{0.001}{10}} = 0.02 \text{ рад.с м}^{-1} = 1,14 \text{ град/(м/с)}.$$

### 5.1.6. Работа САУ в режиме управления траекторией в горизонтальной плоскости

Рассмотрим динамику вывода ЛА на линию заданного пути. Пусть в САУ реализована ЖОС сервопривода, то есть закон управления элеронами имеет вид  $\delta_{\Theta} = k_{\gamma}^{\gamma} (\gamma - \gamma_3) + k_{\gamma}^{\omega_x} \omega_x$ , а заданный крен формируется по закону (5.3). ЛА выполняет полёт с заданным курсом, т.е.  $\Delta\psi = 0$ , и нулевым креном.

В начальный момент времени в САУ поступил сигнал для перевода ЛА на другую линию пути, находящуюся левее прежней (рис. 5.9). При подаче управляющего сигнала  $\Delta z > 0$  появится сигнал пропорциональный этому рассогласованию. САУ отклонит элероны, и самолет начнет крениться на левое крыло ( $\gamma < 0$ ).

Пилотажный контур обработает сигнал заданного крена  $\gamma = \gamma_3$ . При этом элероны вернутся в нейтральное положение.

При накрени (поз.1) появится горизонтальная составляющая подъемной силы, которая будет искривлять траекторию ЛА, т.е. поворачивать вектор скорости влево. Так как в начальный момент направление продольной оси сохраняется, то поворот скорости вызовет появление скольжения на опущенное крыло, и, у устойчивого в путевом отношении ЛА, момента рыскания, который будет разворачивать продольную ось ЛА вслед за вектором скорости.

При развороте по курсу в законе (5.3) появится составляющая  $k_{\gamma}^{\psi} \Delta \psi > 0$ , которая направлена на уменьшение заданного крена.

Уменьшение  $\Delta z$  и увеличение  $\Delta \psi$  приведёт к уменьшению заданного значения крена ( $\gamma_3 = \gamma$ ) < 0. В некоторой точке эти сигналы сравниваются, заданный крен будет равным нулю (поз.2), а отклонение по курсу максимально. В дальнейшем САУ переводит самолёт в правый крен (поз.3). Траектория искривляется в другом направлении, самолёт разворачивается вправо, возвращаясь к заданному курсу. В результате обеспечивается плавный выход самолёта на заданную траекторию с заданным курсом и нулевым креном.

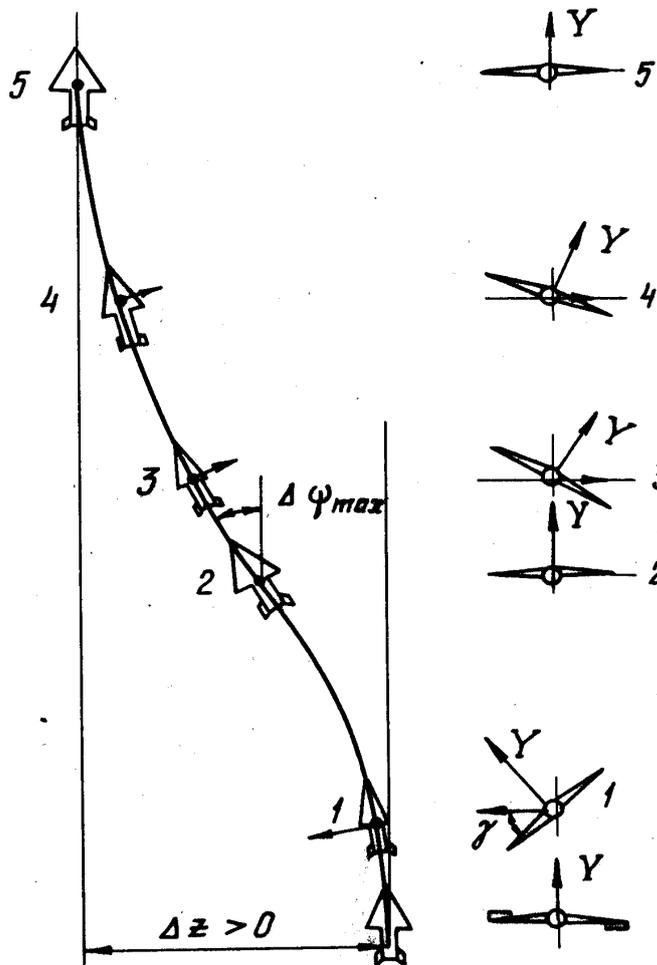


Рис. 5.9

Самолёт выводится на новое заданное значение линии пути без статической ошибки. Это видно из выражений (5.7), (5.8) при  $p = 0$ :

$$W_{\frac{z}{z_0}}(p=0) = \frac{gn_y k_{\gamma}^z}{gn_y k_{\gamma}^z} = 1, \text{ откуда } z_{уст} = z_3.$$

Рис.5.9.

### 5.1.7. Влияние законов управления САУ и внешних воздействий на движение центра масс в горизонтальной плоскости

#### Воздействие бокового ветра.

При выключенной САУ при попадании поперечно- и флюгерно-устойчивого самолёта в боковой ветер со скоростью  $w_z$ , он после прекраще-

ния малых боковых движений развернётся навстречу ветру на угол  $\psi$  и приобретёт некоторый остаточный крен  $\gamma$  (рис. 5.10).

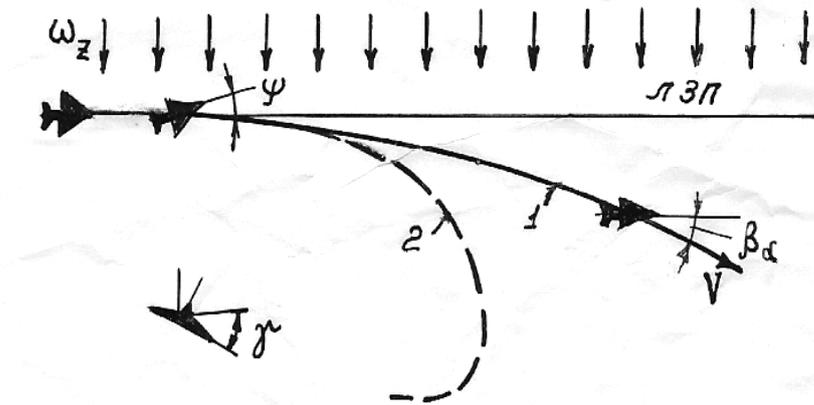


Рис. 5.10

Последний является причиной нарушения равновесия сил и начала развития большого бокового движения. В процессе искривления траектории возникает скольжение на опущенное крыло и появление моментов крена и рыскания. Первый будет стремиться устранить крен, а второй – развернуть самолёт для устранения возникшего скольжения. Если самолёт в большом боковом движении устойчив, то самолёт будет сноситься ветром по траектории 1, выдерживая прежний курс и нулевой крен. Если самолёт неустойчив, то он в процессе большого бокового движения будет непрерывно увеличивать крен, входя в более глубокую спираль по траектории 2. Таким образом, самолёт без САУ при наличии бокового ветра отклоняется от линии заданного пути (ЛЗП).

При включении САУ, формирующей заданный крен по закону (5.3), при всех видах обратной связи сервопривода неизбежно появление статических ошибок при действии бокового ветра. Это объясняется тем, что сигнал угла рыскания, обусловленный разворотом продольной оси ЛА в сторону ветра для устранения скольжения, может быть уравновешен только сигналом бокового смещения. Действительно,

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) + \kappa_\gamma^\psi \Delta\psi_{уст} = 0.$$

Откуда

$$\Delta z_{уст} = \frac{\kappa_\gamma^\psi}{\kappa_\gamma^Z} \Delta\psi_{уст} = \frac{\kappa_\gamma^\psi}{\kappa_\gamma^Z} \frac{W_Z}{V},$$

т.е. чем больше боковой ветер и меньше скорость полёта, тем больше ошибка. Динамика процесса такова. Боковым ветром самолёт сносится с линии заданного пути. По мере увеличения ошибки  $\Delta z$  САУ накрывает ЛА. Так как при крене ЛА разворачивается по курсу, сигнал, пропорциональный курсу, уменьшает крен. Когда боковая составляющая скорости уравновесит скорость ветра, возрастание ошибки  $\Delta z$  прекратится (кривая 1 на рис. 5.11).

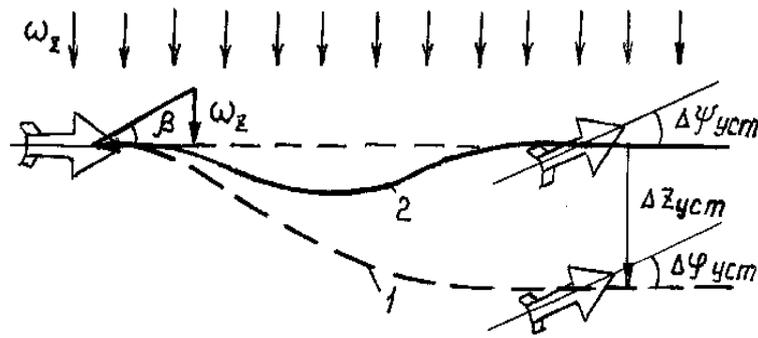


Рис. 5.11

Если САУ формирует заданный крен по законам (5.4) - (5.6), то при воздействии бокового ветра обеспечивается полёт самолёта по линии заданного пути без статической ошибки (кривая 2 на рис. 5.11). В самом деле:

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) - \kappa_\gamma^{\dot{z}} \dot{z} = 0,$$

а так как в установившемся режиме  $\dot{z} = 0$ , то и  $(z - z_3) = 0$ . Это обеспечивается разворотом самолёта по курсу носом против ветра на угол  $\Delta\psi_{ycm} = W_z/V$ .

**Воздействие постоянного возмущающего момента.** При действии постоянного возмущающего момента крена (например, при несимметричном сбросе груза) в установившемся процессе  $\delta_{\dot{\gamma}_{ycm}} \neq 0$ . Поведение ЛА с САУ описывается следующими уравнениями

$$M_{xB} + M_x^{\delta_{\dot{\gamma}}} \delta_{\dot{\gamma}_{ycm}} = 0;$$

$$\delta_{\dot{\gamma}_{ycm}} = \kappa_{\dot{\gamma}}^\gamma (\gamma - \gamma_3) + \kappa_{\dot{\gamma}}^{\omega_x} \omega_x = -\kappa_{\dot{\gamma}}^\gamma \gamma_3;$$

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) - \kappa_\gamma^{\dot{z}} \dot{z} = -\kappa_\gamma^Z \Delta z_{ycm}.$$

Первое уравнение показывает, что действие возмущающего момента может быть компенсировано отклонением элеронов. Однако элероны могут быть отклонены только при наличии ошибки стабилизации ЛЗП  $\Delta z_{ycm}$ . Это следует из анализа второго и третьего уравнений, т.к. на установившемся режиме полёта (по окончании переходного процесса)  $\dot{z} = \omega_x = \gamma = 0$ . Решая совместно данные уравнения, получим выражение для оценки статической ошибки

$$\Delta z_{ycm} = -\frac{M_{xB}}{\kappa_{\dot{\gamma}}^\gamma \kappa_\gamma^Z m_x^{\delta_{\dot{\gamma}}} qSl},$$

т.е. самолет будет лететь с отклоненными элеронами, выдерживая заданный курс, с нулевым креном, но имея боковое отклонение от линии заданного пути  $\Delta z_{ycm}$  (кривая 1 на рис. 5.12).

Таким образом, при ЖОС сервопривода и формировании заданного крена по законам (5.3) ... (5.5) появляется статическая ошибка по боковому отклонению.

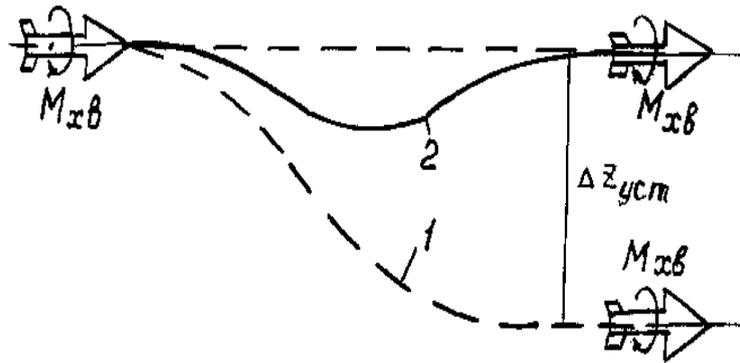


Рис. 5.12

Чтобы и при действии возмущающего момента крена самолёт удерживался на линии заданного пути (кривая 2 на рис. 5.12), необходимо:

- при ЖОС сервопривода использовать закон управления (5.6);
- при использовании законов формирования крена (5.3) ... (5.5) применить СОС или ИОС сервопривода.

## 5.2. АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ ПОЛЁТА

Управление скоростью полёта осуществляется в основном двумя способами:

- изменением тяги двигателей;
- отклонением руля высоты.

**Управление скоростью полёта изменением тяги двигателей.** Управление скоростью полёта изменением тяги двигателей применяется в основном при прямолинейном движении и, в частности, при движении самолета по глиссаде.

Автомат, осуществляющий стабилизацию скорости путём изменения тяги двигателей, обычно называют автоматом тяги (АТ). Изменение тяги автомат осуществляет через отклонение рычага управления двигателем (РУД)  $\delta_p$ .

Автомат тяги необходим для стабилизации скорости полёта с одновременной стабилизацией САУ траектории ЦМ ЛА. Примером такого режима может служить режим захода на посадку. В случае регулирования тяги осуществляется непосредственное воздействие на продольные силы, действующие на самолёт. Закон управления АТ с ЖОС сервопривода можно записать в виде

$$\delta_p = -k_p^V (V - V_3) - k_p^{\dot{V}} \dot{V}.$$

При исследовании динамики движения самолёта по скорости с АТ необходимо к уравнениям движения самолёта добавить уравнения, описывающие законы управления АТ и САУ. Будем полагать, что канал тангажа САУ отклонением стабилизатора сохраняет траекторию прямолинейной (угол

наклона траектории постоянный). Тогда система уравнений, описывающая движение самолёта по скорости с АТ сводится, таким образом, к следующей:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= -X^V V + P; \\ (T_{\delta\delta} p + 1)P &= \kappa_{\delta\delta} \delta_p; \end{aligned} \quad (5.9)$$

$$\delta_p = -\kappa_p^V (V - V_3) - \kappa_p^{\dot{V}} \dot{V}.$$

Первое уравнение является уравнением проекции сил на продольную ось. Второе характеризует изменение тяги при отклонении РУД. Двигатель при этом описывается инерционным звеном. Третье уравнение определяет отклонение РУД АТ. Инерционностью этого процесса можно пренебречь. Для анализа динамических свойств системы «самолёт – АТ» при управлении скоростью полёта необходимо получить передаточную функцию  $\frac{W_V}{V_3}(p)$ .

Структурная схема, соответствующая уравнениям (5.9), представлена на рис. 5.13.

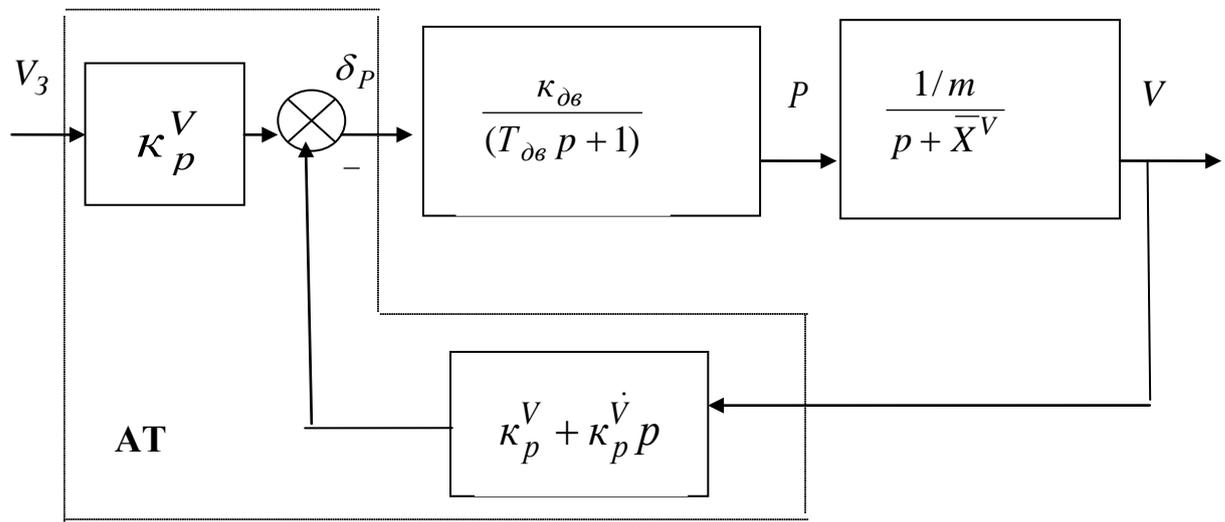


Рис. 5.13. Структурная схема контура управления скоростью

Передаточная схема контура управления имеет вид

$$\frac{W_V}{V_3}(p) = \frac{\kappa_p^V \kappa_{\delta\delta} \frac{1}{m} \frac{1}{T_{\delta\delta}}}{p^2 + (\bar{X}^V + \frac{1}{T_{\delta\delta}} (1 + \kappa_{\delta\delta} \kappa_p^{\dot{V}} \frac{1}{m})) p + \frac{1}{T_{\delta\delta}} (\bar{X}^V + \kappa_{\delta\delta} \frac{1}{m} \kappa_p^V)}. \quad (5.10)$$

Анализ передаточной функции (5.10) позволяет сделать следующие выводы:

– динамические свойства контура управления «самолёт – АТ» описываются звеном второго порядка;

– динамические свойства рассматриваемого контура управления определяются собственными свойствами самолёта, динамическими характеристиками двигателей (коэффициентом усиления и постоянной времени) и параметрами АТ;

– увеличение коэффициента  $\kappa_p^V$  способствует повышению собственной частоты контура управления, а  $\kappa_p^{\dot{V}}$  – коэффициента демпфирования. Изменением параметров АТ (коэффициентов  $\kappa_p^V$  и  $\kappa_p^{\dot{V}}$ ) можно влиять на качество переходного процесса;

– существует статическая ошибка в обработке заданного значения скорости  $V_{уст} = \frac{\kappa_p^V \kappa_{\delta e}}{X^V m + \kappa_{\delta e} \kappa_p^V} V_3$ . Введение в закон управления АТ сигнала инте-

грала от скорости обеспечит астатическую стабилизацию скорости.

**Управление скоростью с помощью руля высоты.** Регулирование скорости полёта отклонением руля высоты применяется в том случае, если не накладываются жёсткие требования к движению самолёта по заданной траектории.

Руль высоты при управлении скоростью отклоняется по закону

$$\delta_e = -\kappa_e^V (V - V_3) - \kappa_e^{\dot{V}} \dot{V}. \quad (5.11)$$

При увеличении скорости полёта руль высоты отклонится на увеличение угла атаки. Увеличение угла атаки вызовет увеличение подъемной силы и силы лобового сопротивления. В результате траектория полёта начнёт искривляться, и скорость полёта начнет уменьшаться.

Если считать, что ЛА при отклонении руля высоты мгновенно выходит на заданный угол атаки, то передаточная функция замкнутого контура имеет вид

$$W_V(p) = \frac{\kappa_e^V (\epsilon_2 p^2 + \epsilon_1 p + \epsilon_0)}{A_3 p^3 + A_2 p^2 + A_1 p + A_0}, \quad (5.12)$$

где коэффициенты знаменателя являются функциями аэродинамической компоновки самолёта и передаточных коэффициентов закона управления.

Изменением передаточных коэффициентов  $\kappa_e^V$  и  $\kappa_e^{\dot{V}}$  можно регулировать значения коэффициентов  $A_3$ ,  $A_2$ ,  $A_1$  и  $A_0$  и обеспечить устойчивость замкнутого контура управления. Однако при использовании закона (5.11) не всегда представляется возможным получить желаемый переходный процесс.

Анализ передаточной функции (5.12) позволяет сделать также вывод о том, что и при управлении скоростью с помощью руля высоты появляется статическая ошибка, для устранения которой в закон управления (5.11) необходимо ввести дополнительный интегральный сигнал.

Стабилизацию скорости полёта, в принципе, можно обеспечить воздействием на лобовое сопротивление с помощью тормозных щитков. Однако такой способ стабилизации скорости не выгоден, так как в исходном режиме полёта для обеспечения регулирования скорости в одну и другую стороны тормозные щитки должны быть отклонены на некоторую величину, вследствие чего увеличится лобовое сопротивление самолёта.

## 5.3. АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВЫСОТОЙ ПОЛЁТА

### 5.3.1. Законы управления и принцип работы САУ при управлении высотой полёта

Автоматическое управление высотой полёта в общем случае требует связанного управления летательным аппаратом, т.е. одновременного воздействия на стабилизатор и тягу двигателей. Однако, если допустить, что скорость полёта выдерживается постоянной (например, с помощью АТ), то можно в первом приближении рассматривать автономную систему управления высотой полёта с помощью стабилизатора (руля высоты).

При автоматическом управлении высотой полёта главным сигналом в законе управления САУ будет сигнал отклонения от заданной высоты. САУ может обеспечивать управление или стабилизацию как барометрической, так и геометрической высоты полёта. В первом случае сигнал отклонения от заданной высоты поступает с корректора высоты типа КВ-16 или с корректора-здатчика высоты (КЗВ), а во втором случае текущую геометрическую высоту измеряет радиовысотомер. Однако состав сигналов и структура законов управления могут быть различными в зависимости от типа самолёта и возможностей бортового оборудования.

Непосредственное отклонение руля высоты осуществляется пилотажным контуром САУ. При этом заданный сигнал для этого контура формируется траекторным контуром. Если в качестве управляемого параметра пилотажный контур использует тангаж, то законы формирования заданного тангажа могут иметь следующий вид:

$$\vartheta_3 = -\kappa_g^H (H - H_3); \quad (5.13)$$

$$\vartheta_3 = -\kappa_g^H (H - H_3) - \kappa_g^{\dot{H}} \dot{H}; \quad (5.14)$$

$$\vartheta_3 = -\kappa_g^H (H - H_3) - \kappa_g^{\Theta} \Theta. \quad (5.15)$$

Если в закон управления пилотажного контура САУ с ЖОС  $\delta_e = \kappa_e^{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + \kappa_e^{\omega_z} \omega_z$  подставить значение заданного тангажа в соответствии, например, с выражением (5.13), то отклонение руля высоты можно представить соотношением

$$\delta_e = \kappa_e^H (H - H_3) + \kappa_e^{\vartheta} \vartheta + \kappa_e^{\omega_z} \omega_z. \quad (5.16)$$

В полученном законе управления основным управляющим сигналом в контуре стабилизации высоты является сигнал, пропорциональный рассогласованию по высоте. Сигналы, пропорциональные тангажу, производной высоты полёта, углу наклона траектории, обеспечивают демпфирование колебаний большого продольного движения, а пропорциональные скорости тангажа – демпфирование колебаний малого продольного движения.

Для маневренных самолётов в качестве управляемого параметра во внутреннем контуре используют перегрузку (а не тангаж). В этом случае

внешний контур САУ формирует сигнал заданной избыточной перегрузки аналогично (5.13)...(5.15).

Рассмотрим динамику выхода самолёта на заданную высоту при работе САУ по закону (5.16).

Предположим, что высота полёта самолёта меньше заданной (рис. 5.14). Тогда руль высоты отклонится на кабрирование пропорционально рассогласованию. Возникнет продольный момент, который вызовет вращение самолёта на увеличение угла атаки и тангажа. При увеличении угла атаки увеличится подъёмная сила.

В результате чего самолет переходит в набор высоты с увеличением угла наклона траектории. По мере приближения к заданной высоте сигнал рассогласования по высоте уменьшается, а сигнал тангажа увеличивается. В некоторый момент времени они сравниваются.

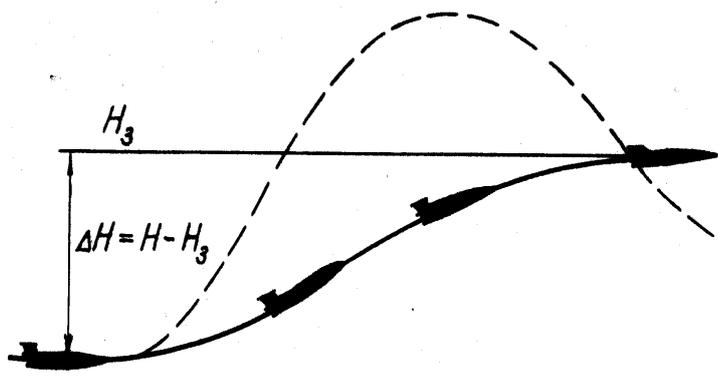


Рис. 5.14

Руль высоты в этой точке вернётся в нейтральное положение. При дальнейшем движении сигнал, пропорциональный тангажу, становится больше сигнала, пропорционального рассогласованию по высоте. Руль высоты отклоняется на пикирование. Угол атаки начнет уменьшаться, появится отрицательный прирост подъёмной силы, а траектория начнёт искривляться вниз.

При отсутствии сигнала, пропорционального тангажу, процесс возвращения самолёта к заданной траектории будет колебательным.

### 5.3.2. Динамические свойства системы «САУ – самолёт» в режиме стабилизации высоты полёта

Динамические свойства системы «САУ – самолёт» во многом зависят от закона управления, реализованного в САУ. Для определенности полагаем, что пилотажный контур управляет тангажом, а траекторный – формирует заданный тангаж в соответствии с законом (5.15). Будем считать, что пилотажный контур мгновенно отрабатывает заданный тангаж, т.е. всегда выполняется равенство  $\vartheta = \vartheta_3$ . Возможность принятия данного допущения связано с тем, что время регулирования при управлении тангажом, как правило, на порядок меньше, чем при управлении высотой полёта.

Для анализа динамических свойств и расчёта передаточных коэффициентов необходимо определить передаточную функцию  $W_{H/H_3}(p)$ . Для вывода

воспользуемся следующими соотношениями:

$$\begin{aligned}
\dot{H} &= V \sin \Theta \approx V\Theta \\
\Theta &= \mathcal{G} - \alpha; \\
\dot{\alpha} &= \omega_z - \bar{Y}^\alpha \alpha; \\
\mathcal{G} &= \mathcal{G}_3; \\
\mathcal{G}_3 &= -\kappa_g^H (H - H_3) - \kappa_g^\Theta \Theta.
\end{aligned}
\tag{5.17}$$

Структурная схема, соответствующая уравнениям (5.17), представлена на рис. 5.15.

Структурной схеме соответствует следующая передаточная функция

$$W_{\frac{H}{H_3}}(p) = \frac{\kappa_g^H \bar{Y}^\alpha V}{p^2 + (\bar{Y}^\alpha + \kappa_g^\Theta \bar{Y}^\alpha)p + \kappa_g^H \bar{Y}^\alpha V} = \frac{\kappa_g^H \bar{Y}^\alpha V}{p + 2n_H p + \Omega_H^2}. \tag{5.18}$$

Анализ передаточной функции (5.18) позволяет сделать следующие выводы:

– динамические свойства контура стабилизации высоты полёта при принятых допущениях описываются звеном второго порядка;

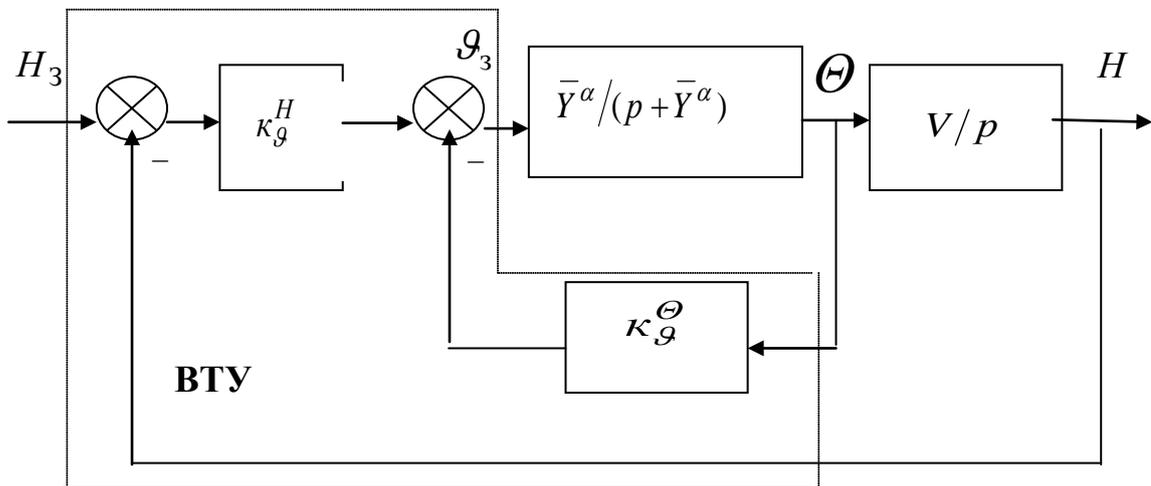


Рис. 5.15. Структурная схема контура стабилизации высоты

- коэффициент демпфирования контура определяется как собственными свойствами самолёта, так и передаточным числом  $\kappa_g^\Theta$ ;
- собственная частота контура определяется скоростью полёта, производной подъемной силы по углу атаки  $\bar{Y}^\alpha$  и коэффициентом  $\kappa_g^H$ ;
- при отсутствии внешних возмущений текущая высота равна заданной, т.е. статическая ошибка отсутствует.

### 5.3.3. Влияние внешних возмущений на контур стабилизации высоты

Отклонение высоты полёта от её заданного значения при исправной работе высотомера или корректора высоты может быть вызвано действием возмущающего момента, сбросом груза или вертикальными порывами ветра.

Будем полагать, что САУ осуществляет стабилизацию высоты полёта по закону (5.13).

Уравнения движения самолёта с учётом действия внешних возмущений имеют вид

$$\begin{aligned}\dot{H} &= V\Theta \\ \Theta &= \vartheta - \alpha + \alpha_B; \\ \dot{\alpha} &= \omega_z - \bar{Y}^\alpha \alpha + \bar{F}_{yB}; \\ \delta_\epsilon &= \kappa_\epsilon^\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) + \kappa_\epsilon^{\omega_z} \omega_z; \\ \vartheta_3 &= -\kappa_\vartheta^H (H - H_3).\end{aligned}\tag{5.19}$$

**Действие возмущающего момента** ( $\bar{M}_{ZB} \neq 0$ ,  $\alpha_B = 0$ ,  $\bar{F}_{yB} = 0$ ). Действие возмущающего момента компенсируется соответствующим отклонением стабилизатора, т.е.  $\bar{M}_{ZB} + \bar{M}_Z^{\delta_\epsilon} \delta_{\epsilon \text{уст}} = 0$ . Из анализа первых трёх уравнений (5.19) следует, что по окончании переходного процесса  $\Theta = \alpha = \vartheta = 0$ . Следовательно,  $\delta_{\epsilon \text{уст}} = \kappa_\epsilon^\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) = -\kappa_\epsilon^\vartheta \vartheta_3 = -\kappa_\epsilon^\vartheta \kappa_\vartheta^H \Delta H_{\text{уст}}$ . Это означает, что при ЖОС сервопривода САУ парирование возмущающего момента возможно только за счёт ошибки стабилизации высоты полёта, которая определяется следующим образом

$$\Delta H_{\text{уст}} = \frac{\bar{M}_{ZB}}{-\kappa_\epsilon^\vartheta \kappa_\vartheta^H m_z^{\delta_\epsilon} q S \epsilon_a}.$$

Данный вывод справедлив для любого из законов управления (5.13)...(5.15). При скоростной и изодромной обратных связях сервопривода самолёт сохранит заданную высоту и при действии постоянного возмущающего момента. Кроме того, астатизм к возмущающему моменту может быть обеспечен включением в закон управления (5.13) интеграла от ошибки стабилизации высоты полёта.

**Действие вертикального порыва ветра** ( $\bar{M}_{ZB} = 0$ ,  $\alpha_B \neq 0$ ,  $\bar{F}_{yB} = 0$ ).

После прекращения малых движений, вызванных увеличением угла атаки, самолёт приобретает скорость ветра и начинает отклоняться от заданной высоты. От высотомера поступит сигнал, пропорциональный отклонению высоты от заданного значения. Это приводит к отклонению руля, появлению пикирующего момента, отрицательному приросту угла атаки и тангажа. Но при изменении тангажа поступает сигнал, пропорциональный тангажу. Данный сигнал противоположен по знаку сигналу рассогласования. Вследствие этого отклонение стабилизатора уменьшается. Когда сигналы взаимно компенсируются, руль возвратится в исходное положение, т.е.  $\delta_{\epsilon \text{уст}} = 0$ . Из анализа уравнений (5.19) следует, что  $\Theta = \alpha = 0$ , а  $\vartheta_{\text{уст}} = -\alpha_B$ .

Таким образом,  $\delta_{\epsilon \text{уст}} = \kappa_\epsilon^\vartheta \vartheta_{\text{уст}} + \kappa_\epsilon^H \Delta H_{\text{уст}} = 0$ ,

откуда

$$\Delta H_{\text{уст}} = -\frac{\kappa_{\epsilon}^{\mathcal{G}}}{\kappa_{\epsilon}^H} \mathcal{G}_{\text{уст}} = \frac{\kappa_{\epsilon}^{\mathcal{G}}}{\kappa_{\epsilon}^H} \frac{W_y}{V}.$$

Заметим, что статическая ошибка выдерживания высоты полёта в неспокойной атмосфере при наличии сигнала тангажа в законе управления (5.13) будет иметь место при использовании любого вида обратной связи, а не только жёсткой. Это объясняется тем, что сигнал изменения тангажа всегда компенсируется сигналом изменения высоты, а установившееся положение руля высоты не зависит от величины установившегося ветра.

При формировании заданного тангажа по выражениям (5.14) и (5.15) отсутствует сигнал тангажа, а отклонение руля высоты происходит по закону

$$\delta_{\epsilon} = K_{\epsilon}^H \Delta H + K_{\epsilon}^{\dot{H}} \dot{H} + K_{\epsilon}^{\omega_Z} \omega_Z.$$

Поэтому и в неспокойной атмосфере САУ выдерживает заданную высоту без статической ошибки. Действительно, здесь

$$\delta_{\epsilon \text{ уст}} = K_{\epsilon}^H \Delta H_{\text{уст}} = 0 \text{ при } \Delta H_{\text{уст}} = 0.$$

**Действие нормальной силы** ( $\bar{M}_{zB} = 0$ ,  $\alpha_B = 0$ ,  $\bar{F}_{yB} \neq 0$ ). При сбросе грузов избыток подъёмной силы приводит к увеличению угла атаки. Установится такое значение  $\alpha_{\text{уст}}$ , при котором обеспечится равенство подъёмной силы новому значению силы тяжести самолёта. Из третьего уравнения системы (5.19) следует, что  $\alpha_{\text{уст}} = -\frac{\bar{F}_{yB}}{\bar{Y}\alpha}$ . Но у устойчивого по углу атаки самолета возникнет момент, который должен быть компенсирован соответствующим отклонением руля, т.е.  $-\bar{M}_z^{\alpha} \alpha_{\text{уст}} + \bar{M}_z^{\delta_{\epsilon}} \delta_{\epsilon \text{ уст}} = 0$ ,

где  $\delta_{\epsilon \text{ уст}} = \kappa_{\epsilon}^{\mathcal{G}} \mathcal{G}_{\text{уст}} + \kappa_{\epsilon}^H \Delta H_{\text{уст}}$ . Из второго уравнения системы (5.19) следует, что  $\mathcal{G}_{\text{уст}} = \alpha_{\text{уст}}$ . Тогда выражение для оценки статической ошибки имеет вид

$$\Delta H_{\text{уст}} = -\frac{(\bar{M}_z^{\alpha} / \bar{M}_z^{\delta_{\epsilon}} - \kappa_{\epsilon}^{\mathcal{G}}) \bar{F}_{yB}}{\kappa_{\epsilon}^H \bar{Y}\alpha}.$$

## 5.4. АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ НА ЭТАПЕ ПОСАДКИ

### 5.4.1. Средства обеспечения посадки самолёта

В настоящее время наибольшее распространение получили радиотехнические системы задания траектории захода на посадку типа СП-50 (ILS), ПРМГ-4 и др. В этих системах траекторией захода на посадку является линия пересечения плоскостей курса и глиссады снижения, создаваемых курсовым (КРМ) и глиссадным (ГРМ) радиомаяками соответственно. Данная линия представляет собой равносигнальную зону. Отклонения ЛА от равносигнальной зоны определяются бортовыми курсовым (КРП) и глиссадным (ГРП) радиоприёмниками.

Таким образом, к комплексу специального оборудования обеспечения посадки относятся:

наземные курсо-глиссадные радиомаяки КРМ и ГРМ;

наземные маркерные маяки, совмещённые по месту расположения с дальней (ДПРС) и ближней (БПРС) приводными радиостанциями. Маркерные маяки используются для сигнализации момента их пролёта;

бортовые – курсовой и глиссадный радиоприёмники (КРП, ГРП);

бортовые информационные системы: радиовысотомер малых высот, курсовая система, система воздушных сигналов, авиагоризонт, САУ и система директорного управления.

КРП и ГРП выдают сигналы, пропорциональные угловым отклонениям самолёта от равносигнальных зон (рис. 5.16) в полярных системах координат с полюсами, совмещёнными с местоположением соответствующих радиомаяков. Здесь выделены: линейная зона, зона насыщения и зона с отрицательным наклоном. САУ на основании полученной информации и реализованных в ней законах управления осуществляет стабилизацию самолёта относительно равносигнальных зон КРМ и ГРМ. Схема размещения наземных средств системы СП-50 приведена на рис. 5.17.

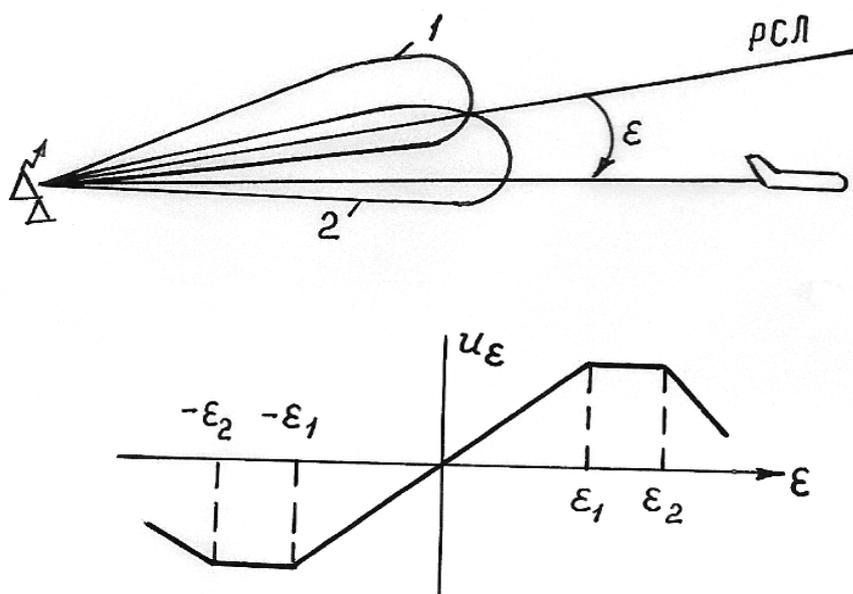


Рис.5.16

Функциональная схема бортового оборудования системы инструментальной посадки представлена на рис. 5.18. Важнейшую роль в управлении играет ВТУ, формирующий сигналы заданных значений углов крена и тангажа (перегрузки) в зависимости углового отклонения самолета от посадочного курса  $\Delta\psi = \psi - \psi_{ВПП}$  и от равносигнальных зон  $\epsilon_K$  и  $\epsilon_T$ .

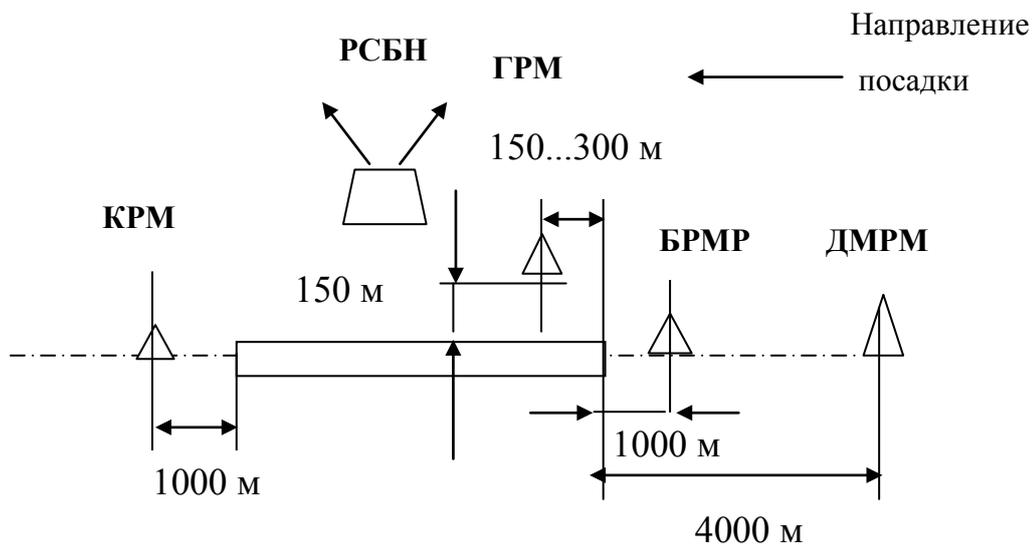


Рис. 5.17. Схема размещения наземных средств обеспечения посадки

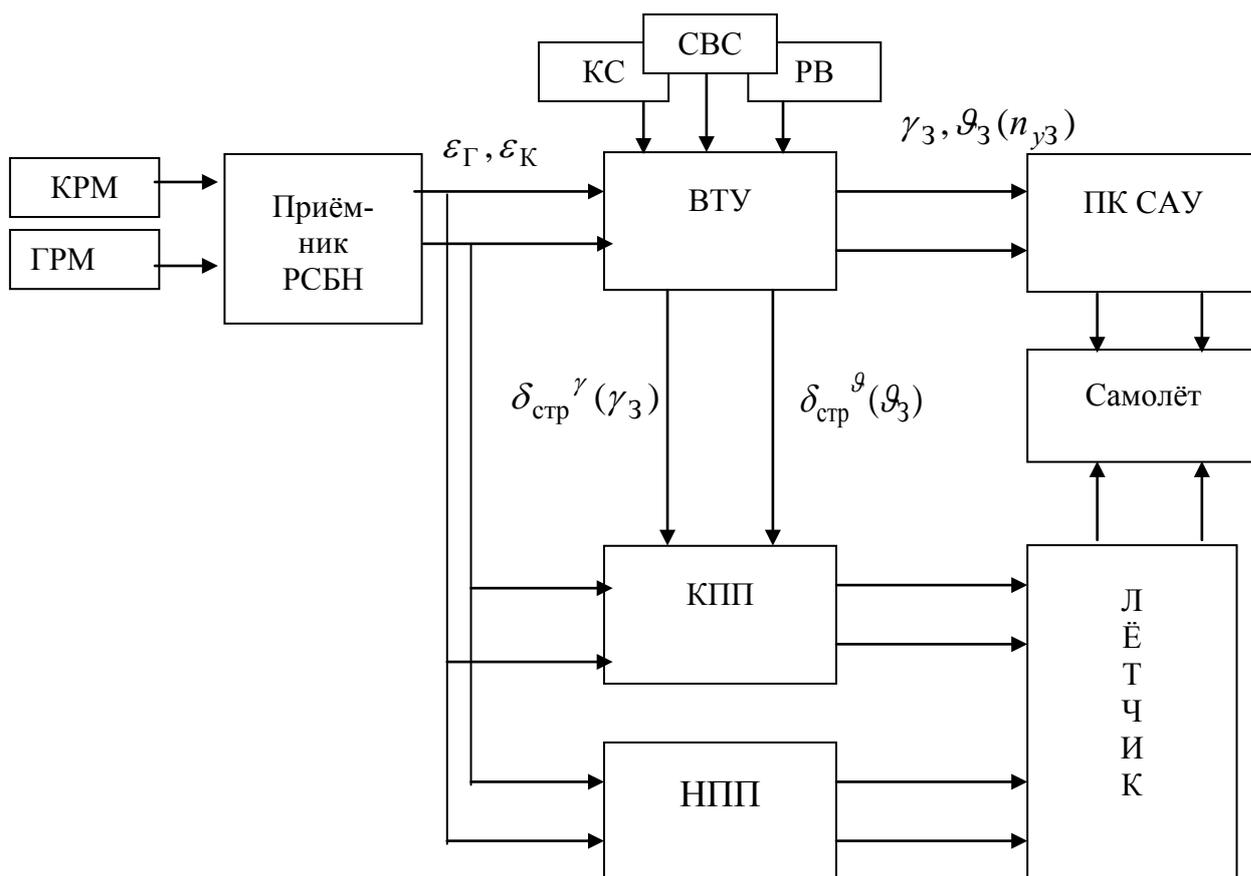


Рис. 5.18. Функциональная схема бортового оборудования инструментальной посадки

### 5.4.2. Управление самолётом на этапе посадки

Процесс посадки можно разделить на следующие основные этапы:

- возврат самолёта в район аэродрома;
- предпосадочное маневрирование в районе аэродрома;
- заход на посадку (предпосадочный маневр в зоне действия КРМ и ГРМ);
- собственно посадка (этапы выравнивания и приземления).

Возврат самолёта, предпосадочное маневрирование и заход на посадку могут выполняться в автоматическом, полуавтоматическом (директорном) или ручном режимах. Собственно посадка осуществляется, как правило, в ручном режиме.

### 5.4.3. Автоматизированный возврат на аэродром посадки (режим «Возврат»)

Типовой ПНК самолётов фронтовой авиации обеспечивает автоматическое и директорное управление самолётом для возврата и захода на посадку на один из четырёх запрограммированных аэродромов курсовым или маршрутным методом навигации. Включение режима может быть как автоматическим (после пролёта последнего запрограммированного ППМ), так и ручным (нажатием кнопки-лампы ВОЗВРАТ).

**Траектория возврата курсовым методом** представлена на рис. 5.19.

Выдерживание маршрута полёта обеспечивает САУ (работая в режиме стабилизации курса) формированием заданного крена по закону

$$\gamma_3 = \frac{k_\gamma^\psi}{T_\psi p + 1} (\psi - \psi_3).$$

Заданный курс  $\psi_3$  формируется ПНК в зависимости от дальности до аэродрома и направления захода на посадку.

Если дальность до маяка РСБН (установлен на оси  $Oz_g$  на расстоянии 300...600 м от оси ВПП) более 250 км (участок 1...2), то  $\psi_3$  формируется на этот маяк. Используется ортодромическая система координат. При дальности, меньшей 250 км, используется прямоугольная система координат  $Ox_g y_g z_g$ , связанная с аэродромом посадки и с началом в центре ВПП.

При этом, если самолёт находился в I или II квадрантах (курс самолёта отличался от посадочного менее чем на 90 градусов), то заданный курс формируется ПНК в условную точку четвертого разворота  $\Pi_1$  ( $x_{g\Pi} = 21\text{км}$ ;  $z_{g\Pi} = 0$ ).

По измеренным значениям азимута и наклонной дальности  $D$  до наземного маяка рассчитываются координаты текущего местоположения самолёта ( $x_g, z_g$ ). Текущие координаты ( $x_g, z_g$ ) используются для определения ис-

тинного заданного курса полёта самолёта  $\psi_3$  и дальности  $D_{Ц}$  до точки  $Ц_1$  в соответствии с выражениями

$$\psi_3 = \psi_{ВПП} + 180^0 + \text{arctg} \frac{z_{gЦ} - z_g}{x_{gЦ} - x_g};$$

$$D_{Ц} = \sqrt{(z_{gЦ} - z_g)^2 + (x_{gЦ} - x_g)^2}, \quad (5.20)$$

где  $\psi_{ВПП}$  – запрограммированный истинный курс аэродрома посадки;  $(x_{gЦ}, z_{gЦ})$  – известные координаты точки  $Ц_1$ .

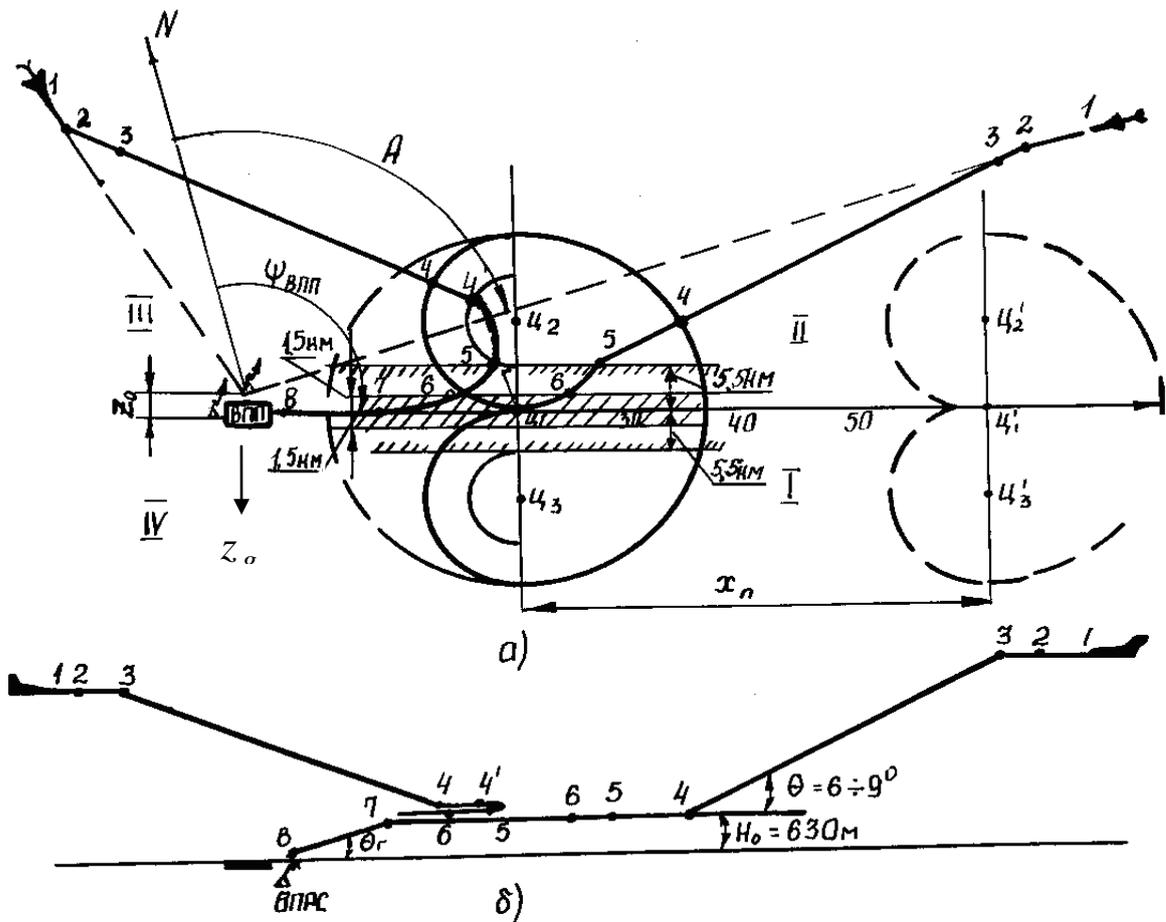


Рис. 5.19

Если вывод осуществлялся в точку третьего разворота (самолет находился в III или IV квадрантах), то на дальности до нее, равной радиусу разворота (4 км), происходит перенацеливание в точку четвертого разворота.

При пересечении коридора (5,5 км) относительно оси ВПП (точка 5) заданный курс формируется в условную подвижную точку А, А1, А2, которая движется вдоль оси ВПП на расстоянии 2,5 км от проекции самолета на ось ВПП (рис. 5.20). При таком управлении осуществляется плавный выход на ось ВПП.

При входе самолёта в зону  $\pm 1,5$  км по боковому отклонению от оси ВПП (точка 6) РСБН автоматически переключится на приём сигналов КРМ и

ГРМ, выдав при этом разовую команду для перевода САУ в режим «Посадка».

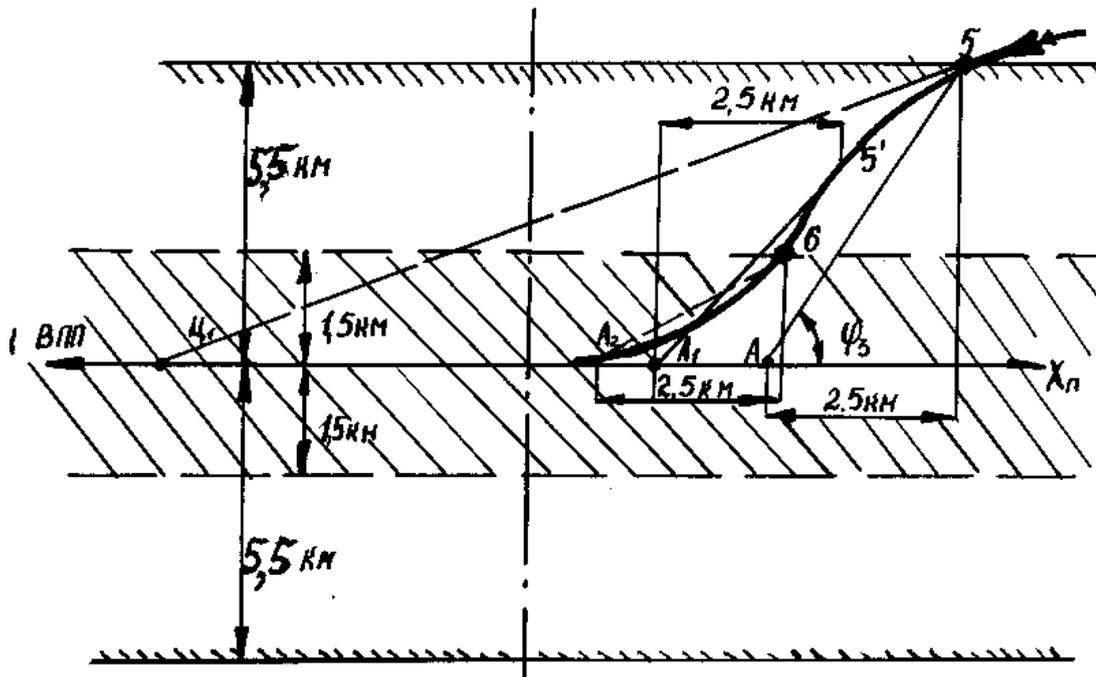


Рис. 5.20

Как видно из рис. 5.19,б, программный профиль полёта включает: полёт на постоянной крейсерской высоте на участке 1... 3; снижение с углом наклона траектории  $\beta^0$  с высоты крейсерского полёта до высоты предпосадочного маневра на участке 3...4; полёт на высоте предпосадочного маневра  $H_0 = 630$  м на участке 4...7.

Продольный канал САУ, работая в режиме стабилизации высоты, обеспечивает выдерживание самолётом заданного профиля полёта отклонением стабилизатора. На участке 1...3 САУ стабилизирует барометрическую высоту крейсерского полёта по сигналу  $\Delta H$  от корректора высоты СВС.

На участке 3...4, часто называемо «пробиванием облачности» заданная высота формируется в зависимости от дальности до зоны предпосадочного маневра по формуле  $H_3 = (D_{Ц} - l_p) \operatorname{tg} \beta^0 + H_0$ , где  $D_{Ц}$  – дальность до соответствующей точки, определяемой по выражению (5.20);  $l_p = 16$  км для точки  $Ц_1$  и 8 км – для точек  $Ц_2$  и  $Ц_3$ .

На участке 4...7 САУ обеспечивает стабилизацию высоты  $H_0 = 630$  м.

В том случае, если режим "Возврат" включён на большой высоте и малом удалении от аэродрома, точки  $Ц_1$ ,  $Ц_2$ ,  $Ц_3$  смещаются по оси ВПП от аэродрома на такое расстояние  $x_n$ , при котором снижение будет происходить с расчётным углом наклона траектории.

Таким образом, в режиме «Возврат» обеспечивается вывод самолёта по кратчайшей траектории в зону действия посадочных маяков РСБН со снижением до высоты предпосадочного маневра. Конечной целью предпосадочного маневра является вывод ЛА в такую область воздушного пространства, где

происходит уверенный «захват» бортовыми средствами сигналов КРМ и ГРМ.

Траектория возврата путевым методом представлена на рис. 5.21. Типовой маршрут полёта представлен на рис. 5.21,а.

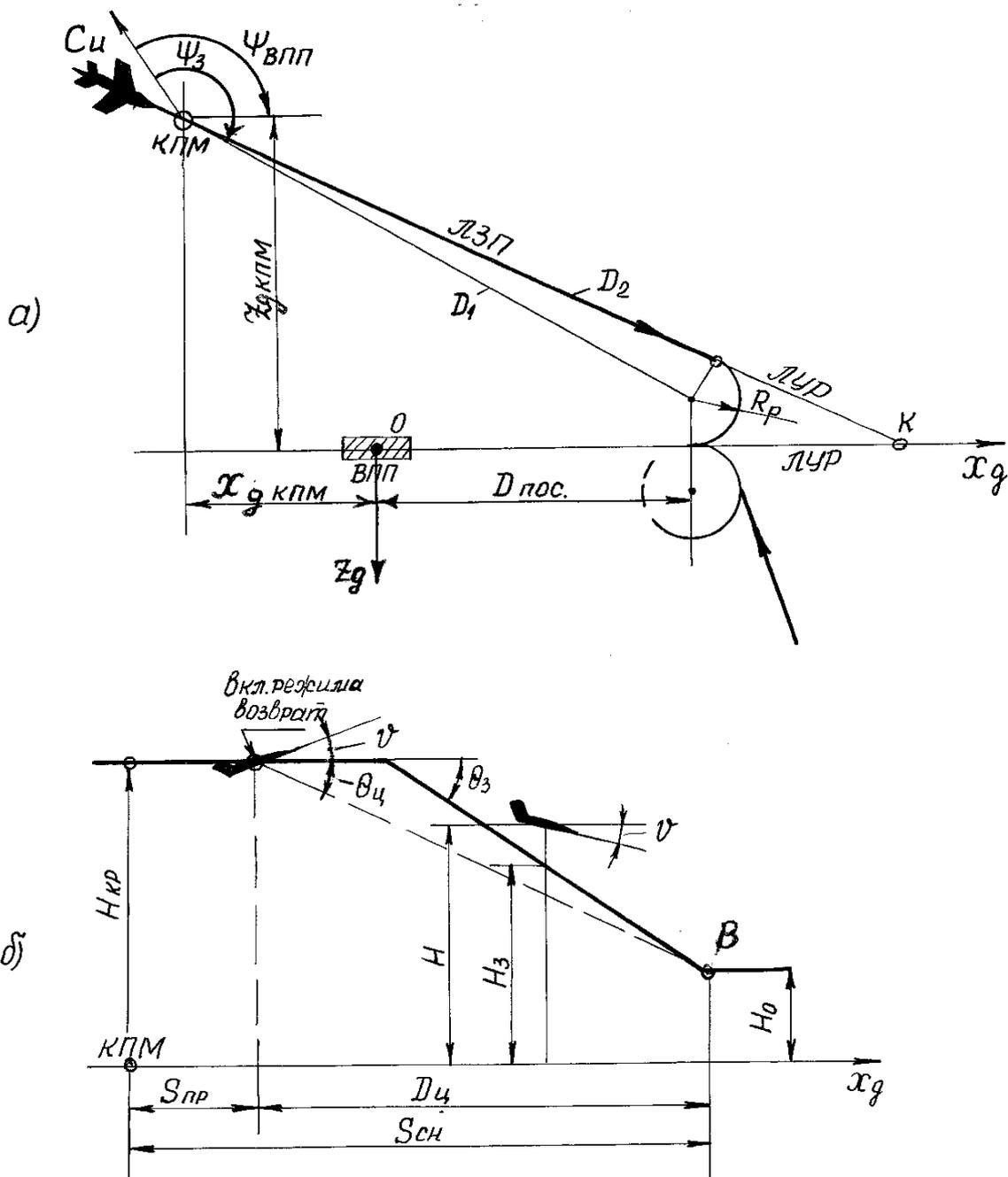


Рис. 5.21. Траектория возврата на аэродром посадки

а) маршрут полёта; б) профиль полёта

Задачей ПНК в данном случае является построение частной ортодромии (ЛЗП), проходящей через конечный пункт маршрута (КПМ) или текущее положение самолёта, и являющейся касательной к дуге разворота самолёта с постоянным радиусом  $R_p$  для выхода на ось ВПП в точке четвёртого разворота. Для этой цели в память ПНК вводят географические координаты КПМ,

центра ВПП, направления оси ВПП относительно меридиана, принятого за опорный, дальность  $D_{noc}$  до условной точки четвертого разворота.

За точку начала ортодромической системы координат принимается точка К. В вычислителе производится пересчет ортодромических координат в прямоугольные, связанные с аэродромом (с началом в центре ВПП), а также производится расчет параметров, характеризующих положение ЛЗП: путевого угла  $\Psi_3$  этой ортодромии, её длины  $D_2$  и длины участка линейного предупреждения разворота (ЛУР).

По измеренным текущим координатам самолёта в ПНК определяется боковое отклонение  $\Delta z$  от ЛЗП и отклонение от заданного путевого угла  $\Delta\Psi = \psi + \beta - \Psi_3$ . САУ формированием заданного крена по закону  $\gamma_3 = -k_\gamma^z \Delta z + k_\gamma^\psi \Delta\Psi$  обеспечивает вывод и удержание самолёта на этой ЛЗП.

Профиль полёта (рис. 5. 21,б) включает три этапа: полёт на постоянной барометрической высоте; снижение до высоты предпосадочного маневра 630 м; полёт на высоте 630 м. Однако угол наклона траектории снижения  $\Theta_3$  с высоты крейсерского полёта здесь не постоянный, а свой для каждого типа летательного аппарата. Поэтому после включения режима ВОЗВРАТ производится определение не только текущего расстояния  $D_{Ц}$  от самолёта до точки В входа в зону предпосадочного маневра, но и текущего угла наклона линии визирования  $\Theta_{Ц}$ , нацеленной в точку В:  $\Theta_{Ц} = -arctg \frac{H_{кр} - H_0}{D_{Ц}}$ . Сигнал

на снижение поступит в тот момент, когда наступит выполнение условия  $\Theta_{Ц} = \Theta_3$ . С этого момента непрерывно рассчитывается значение заданной высоты полёта  $H_3 = H_0 + D_{Ц} |tg \Theta_3|$ .

#### 5.4.4. Автоматическое управление самолётом на этапе захода на посадку

Заход на посадку – это предпосадочный маневр самолёта в зоне действия КРМ и ГРМ. Задача данного этапа заключается в том, чтобы обеспечить точный вывод самолёта на некоторый рубеж перед ВПП, с которого ограниченная видимость не мешала бы лётчику закончить посадку в ручном режиме, ориентируясь визуально.

Через 3...5 с после входа самолета в коридор (1,5 км) относительно оси ВПП (рис.5.19) и при устойчивой работе КРМ и ГРМ ПНК переходит на взаимодействие с посадочной радиомаячной группой ПРМГ (включающей КРМ, ГРМ и посадочный ретранслятор дальномера) и отключается от взаимодействия с наземным маяком РСБН. САУ переходит из режима отработки  $\psi_3$  в режим стабилизации самолёта на ЛЗП (ось ВПП) – по сигналам отклонения от равносигнальной зоны КРМ  $\varepsilon_K$  и отклонения от курса посадки  $\Delta\psi = \psi - \psi_{ВПП}$ . С этой целью вычислитель траекторного контура канала крена САУ формирует  $\gamma_3$  в простейшем случае по закону

$$\gamma_3 = \frac{1}{T_1 p + 1} \left[ -k_\gamma^{\varepsilon_K} \varepsilon_K - k_\gamma^{\dot{\varepsilon}_K} \frac{p}{T_{02} p + 1} \varepsilon_K + k_\gamma^\psi \Phi(\Delta\psi) \right]. \quad (5.21)$$

Структурная схема вычислителя представлена на рис. 5.22. Сигнал  $\varepsilon_K$  является основным управляющим сигналом, который аналогичен сигналу бокового отклонения  $\Delta z$ , т.к. при малых углах  $\varepsilon_K$  линейное боковое отклонение самолёта от оси ВПП определяется следующим образом:  $\Delta z = \varepsilon_K D_{\text{КРМ}}$ , где  $D_{\text{КРМ}}$  – текущее расстояние от самолёта до КРМ.

Цепочка сигнала  $\varepsilon_K$ , проходящая через изодром  $k_\gamma^{\dot{\varepsilon}_K} \frac{p}{T_2 p + 1}$ , обеспечивает демпфирование колебаний большого бокового движения (см. рис. 5.22).

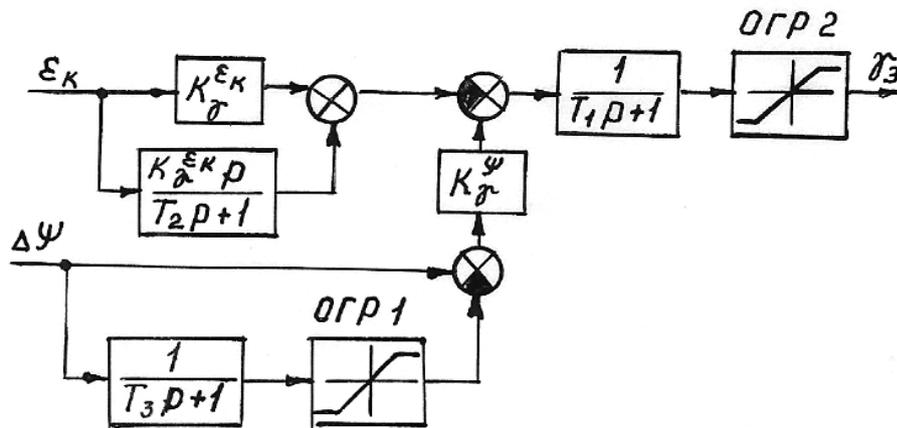


Рис. 5.22

Инерционные фильтры  $\frac{1}{T_1 p + 1}$ ,  $\frac{1}{T_3 p + 1}$  обеспечивают фильтрацию высокочастотных помех в сигнале  $\varepsilon_K$  и  $\Delta\psi$ .

Из схемы (рис. 5.22) видно, что сигнал  $\Delta\psi$  проходит на выход схемы непосредственно, а также через инерционное звено с  $T_3=2,5$  с и ограничитель, настроенный на величину  $\Delta\psi_{\text{ОГР}} = \pm(10...20)^0$  в зависимости от типа САУ. В сумматоре эти сигналы суммируются с противоположными знаками.

При больших отклонениях самолёта от посадочного курса  $\Delta\psi = |\psi - \psi_{\text{ВПП}}| > \Delta\psi_{\text{ОГР}}$  на выходе ограничителя ОГР1 имеется постоянный сигнал  $\Delta\psi_{\text{ОГР}}$ , который уменьшает полный сигнал  $\Delta\psi$ . Поэтому в законе (5.21) будет присутствовать сигнал, пропорциональный  $\Delta\psi$ , так как  $\Phi(\Delta\psi) = \Delta\psi - \Delta\psi_{\text{ОГР}}$ . Это способствует более быстрому развороту самолёта к заданному курсу. Однако (как показано в п. 5.1.7) при боковом ветре наличие сигнала  $\Delta\psi$  в законе (5.21) приведёт к отклонению самолёта от оси ВПП. Из схемы видно, что при малых отклонениях  $|\Delta\psi| < \Delta\psi_{\text{ОГР}}$  имеем

$\Phi(\Delta\psi) = \frac{T_3 p}{T_3 p + 1} \Delta\psi$ , что эквивалентно появлению в законе (5.21) сигнала

$\Delta\dot{\psi}$  (а не  $\Delta\psi$ ), при котором (и при наличии бокового ветра) самолёт будет удерживаться на оси ВПП.

В п. 5.1.4 и 5.1.5 показано, что введение в контур траекторного управления сигналов  $\Delta\psi$  (или  $\Delta\dot{\psi}$ ), аналогично сигналу  $\Delta\dot{z}$ , повышает демпфирование колебаний большого бокового движения.

Из рис. 5.16 видно, что сигнал  $u_\varepsilon$  в канале курса линейно изменяется только в пределах  $\varepsilon_K < \varepsilon_{K1}$  (в бортовых комплексах управления  $\varepsilon_1$  обычно принимается равным  $2,5^0$ ). В этой области изменения углов  $\varepsilon_K$  сигнал  $\Phi(\Delta\psi)$ , пропорциональный  $\Delta\dot{\psi}$  в выражении (5.21), в дополнение к сигналу  $\dot{\varepsilon}_K$  способствует повышению демпфирования, что особенно необходимо при малых  $\dot{\varepsilon}_K$ .

При отклонениях  $\varepsilon_K \geq \varepsilon_1$  производная этого сигнала  $\dot{\varepsilon}_K = 0$ . Однако демпфирование колебаний большого бокового движения обеспечивается сигналом  $\Phi(\Delta\psi)$ , пропорциональным сигналам  $\Delta\psi$  или  $\Delta\dot{\psi}$ .

Продольный канал САУ при пересечении равносигнальной зоны ГРМ формирует управляющий сигнал заданной избыточной нормальной перегрузки или заданного тангажа, например, по законам

$$\begin{aligned} n_{y3} &= -k_{n_y}^\varepsilon \varepsilon_\Gamma - k_{n_y}^{\dot{\varepsilon}} \frac{p}{T_1 p + 1} \varepsilon_\Gamma + \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma}; \\ g_3 &= \frac{1}{T_1 p + 1} \left[ -k_g^\varepsilon \varepsilon_\Gamma - k_g^{\dot{\varepsilon}} \frac{T_2 p}{T_2 p + 1} \varepsilon_\Gamma \right]. \end{aligned} \quad (5.22)$$

В выражениях (5.22) основной управляющий сигнал  $\varepsilon_\Gamma$  эквивалентен сигналу  $\Delta H$ , а сигнал  $\dot{\varepsilon}_\Gamma$  аналогично  $\dot{H}$  обеспечивает демпфирование колебаний большого продольного движения.

Важной особенностью контуров траекторного управления с законами (5.21) и (5.22) является переменность их динамических характеристик в зависимости от дальности до радиомаяков  $D_{\text{КРМ}}$  и  $D_{\text{ГРМ}}$ .

При постоянных значениях коэффициентов законов управления на больших удалениях от ВПП, при малых отклонениях  $\Delta z$  и  $\Delta H$  угловые отклонения  $\varepsilon_K = \Delta z / D_{\text{КРМ}}$  и  $\varepsilon_\Gamma = \Delta H / D_{\text{ГРМ}}$  также малы, соответственно малы и управляющие сигналы. Переходные процессы вялые. По мере приближения к ВПП дальность до соответствующих маяков уменьшается, а сигналы  $\varepsilon_K$  и  $\varepsilon_\Gamma$  при тех же ошибках  $\Delta z$  и  $\Delta H$  возрастают. В результате возможно увеличение колебательности процессов управления и даже потеря устойчивости контура. Поэтому автоматическое или директорное управление приходится отключать.

Таким образом, обеспечение автоматической посадки требует регулирования передаточных коэффициентов законов управления в зависимости от дальности до ВПП. В некоторых бортовых комплексах применяется программный метод изменения коэффициентов законов управления. Так, в АБСУ-154-2 уменьшение коэффициентов и постоянных времени канала кре-

на производится дискретно по командам «Захват глиссады» и «Н-250 м», а канала тангажа – по командам высотомера «Н-250 м» и «Н-100 м». На высоте 30 м автоматический режим выключается, и дальнейший заход на посадку осуществляется вручную.

Для обеспечения безопасности полётов при заходе на посадку маневры выполняются с ограниченными значениями крена и перегрузки, что достигается ограничением сигналов  $\gamma_3$  (ОГР2 на схеме рис. 5.22) и  $n_{y3}$ .

## 5.5. ВОЗМОЖНЫЕ ОТКАЗЫ ЭЛЕМЕНТОВ САУ И ИХ ПРОЯВЛЕНИЕ В ПОЛЁТЕ

Отказы САУ возможны в информационной, вычислительной и исполнительной частях системы.

Характерными отказами **информационной части** является обрыв цепей необходимых сигналов, появление ложных сигналов.

При обрыве цепей сигналов курса и крена возрастает колебательность в переходных процессах при управлении траекторией полёта. Отсутствие сигналов ошибок стабилизации высоты и бокового отклонения от линии заданного пути приводит к отклонению от заданной траектории, так как САУ начинает обеспечивать стабилизацию крена и тангажа (нормальной перегрузки), которые были у ЛА в момент пропадания этих сигналов.

Появление ложных сигналов может привести к быстрому отклонению органов управления и резкому изменению параметров движения ЛА.

Большинство передаточных чисел, входящих в законы управления САУ, корректируются по скоростному напору и высоте полёта, которые замеряются ПВД. Поэтому при отказе ПВД нарушение коррекции передаточных чисел может привести к появлению колебаний или затягиванию переходных процессов.

Отказ **вычислительной части** приводит, как правило, к быстрому отклонению органов управления и соответствующему изменению параметров полёта.

Характерным отказом **исполнительной части** САУ является обрыв обратной связи сервопривода. Последствия такого отказа рассмотрены ранее в п. 4.7.

Обеспечение безопасности при отказах САУ достигается:

- резервированием основных устройств;
- применением систем встроенного контроля;
- возможностью контроля исправности системы в процессе её функционирования (с помощью нуль-индикаторов, командных стрелок на КПП, движения ручки управления);
- ограничением управляющих сигналов, поступающих на сервопривод, на наиболее ответственных этапах полёта;
- ограничением углов отклонения органов управления рулевыми агрегатами;
- возможностью быстрого отключения системы кнопкой на ручке управления.

## Г л а в а 6. СИСТЕМЫ ПОЛУАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

### 6.1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМ ПОЛУАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Если на самолёте обеспечены требуемые характеристики устойчивости и управляемости, то управление его угловым положением не представляет для лётчика больших трудностей.

Управление же траекторией полёта на некоторых ответственных этапах полёта: заход на посадку, перехват воздушных целей и др., в сложных метеоусловиях с использованием обычных пилотажных приборов существенно усложняется

Полуавтоматические системы с командной (директорной) индикацией снижают утомляемость лётчика и примерно в два раза повышают точность выдерживания траектории.

Покажем сущность директорного управления и его отличия от ручного на примере управления траекторией при заходе на посадку.

При ручном управлении, например, для вывода самолёта в равносигнальную зону курсового радиомаяка (на ось ВПП) лётчик, имея информацию о крене, текущем курсе и отклонении самолёта от равносигнальной зоны должен определённым образом прореагировать на неё. Он должен оценить значение и вес каждого из этих параметров и отклонить рулевые поверхности с учётом показаний всех этих приборов. Задача быстрого суммирования информации даже трёх параметров с их весовыми коэффициентами довольно сложна. Её решение ещё более усложняется, если учесть, что требуется управление траекторией и в вертикальной плоскости, где также должно быть учтено не менее трёх параметров.

При директорном управлении логическую и математическую обработки сигналов датчиков и формирование результирующего командного сигнала на управление возлагается не на лётчика, а на вычислительное устройство, обычно входящее в состав САУ. Этот результирующий сигнал-команда подаётся на командный прибор КПП.

Практика показала, что для выполнения горизонтального маневра удобна команда на выдерживание заданного крена, а для вертикального маневра – на выдерживание заданного тангажа или нормальной перегрузки. В соответствии с этим, вычислитель, как и при автоматическом управлении, вырабатывает сигналы заданного крена и заданного тангажа для оптимального вывода самолёта на заданную траекторию.

Если текущие крен и тангаж отличаются от заданных, то происходит отклонение командных стрелок от центра прибора на величину, пропорциональную их разности по законам:

$$\delta_{\text{стр}}^{\gamma} = \frac{\kappa_{\text{дир}}^{\gamma}}{T_p + 1} (\gamma - \gamma_3); \quad \delta_{\text{стр}}^{\vartheta} = \frac{\kappa_{\text{дир}}^{\vartheta}}{T_p + 1} (\vartheta - \vartheta_3). \quad (6.1)$$

Инерционные звенья в законах (6.1) обеспечивают плавность отклонения стрелок.

Лётчик исполняет команды, подаваемые командными стрелками, путём отклонения ручки управления в направлении и на величину, указываемые стрелками, то есть лётчик отклоняет ручку за стрелкой. При возвращении стрелок к центру лётчик возвращает ручку в исходное положение. При этом текущие крен и тангаж соответствуют заданным.

Таким образом, при директорном управлении функции лётчика сводятся к работе в режиме усилительного звена, контроль исправности полуавтоматического контура и резервированию вычислителя.

Если при автоматическом управлении обеспечение астатизма к внешним воздействиям достигалось охватом сервоприводов скоростной или изодромной обратными связями, то при директорном управлении это достигается за счёт интегрирующих свойств в действиях лётчика. Действительно, отслеживая командные сигналы, лётчик будет останавливать ручку управления в том положении, при котором директорные стрелки будут находиться в центре прибора.

Отметим важные особенности директорного управления:

- в контуре директорного управления лётчик выполняет роль исполнительного устройства, отслеживающего командный сигнал;
- система директорного управления обеспечивает высокую точность пилотирования, практически не зависящую от квалификации лётчика, но на участках полёта малой длительности;
- из-за большой концентрации внимания на директорном приборе ослабляется контроль за приборным оборудованием и окружающей обстановкой, что увеличивает время обнаружения отказа и уменьшает вероятность своевременного определения нарушения режима полёта.

Директорное управление целесообразно использовать на тех этапах полёта, на которых требуется высокая точность управления и разгрузка лётчика от логической обработки информации нескольких приборов, а также тогда, когда необходимы большие скорости и диапазоны отклонения рулей, а отказ нерезервированной САУ опасен. Кроме того, директорное управление может быть использовано как резерв автоматического управления при отказах исполнительных устройств САУ и для управления ЛА перед включением автоматического режима САУ для того, чтобы избежать резкого изменения углового положения.

## **6.2. ДИРЕКТОРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ПО КОМАНДНЫМ ИНДИКАТОРАМ**

Для пилотирования ЛА в директорном режиме по командам, формируемым САУ, в кабинах устанавливаются командно-пилотажные приборы (КПП). Применяются две схемы выдачи команд управления по каналам крена и тангажа: с помощью отдельных командных стрелок для каждого канала или единой командной стрелки для этих двух каналов.

Директорные стрелки, в отличие от стрелок и указателей всех информационных приборов, показывают лётчику не величину или отклонение какого-либо параметра, а потребные его действия по отклонению рычагов управле-

ния для оптимального вывода самолёта на заданную траекторию или стабилизации самолёта на ней.

Азимутально-курсовая информация обеспечивается навигационно-пилотажными приборами (НПП).

КПП (рис.6.1) выполняет следующие основные функции:

– выдает директорными стрелками экипажу команды по крену и тангажу для вывода ЛА на траекторию и стабилизации на ней. Директорная стрелка 10 канала крена вращается вправо – влево вокруг своей оси, а директорная стрелка 9 продольного канала перемещается по вертикали вверх – вниз.

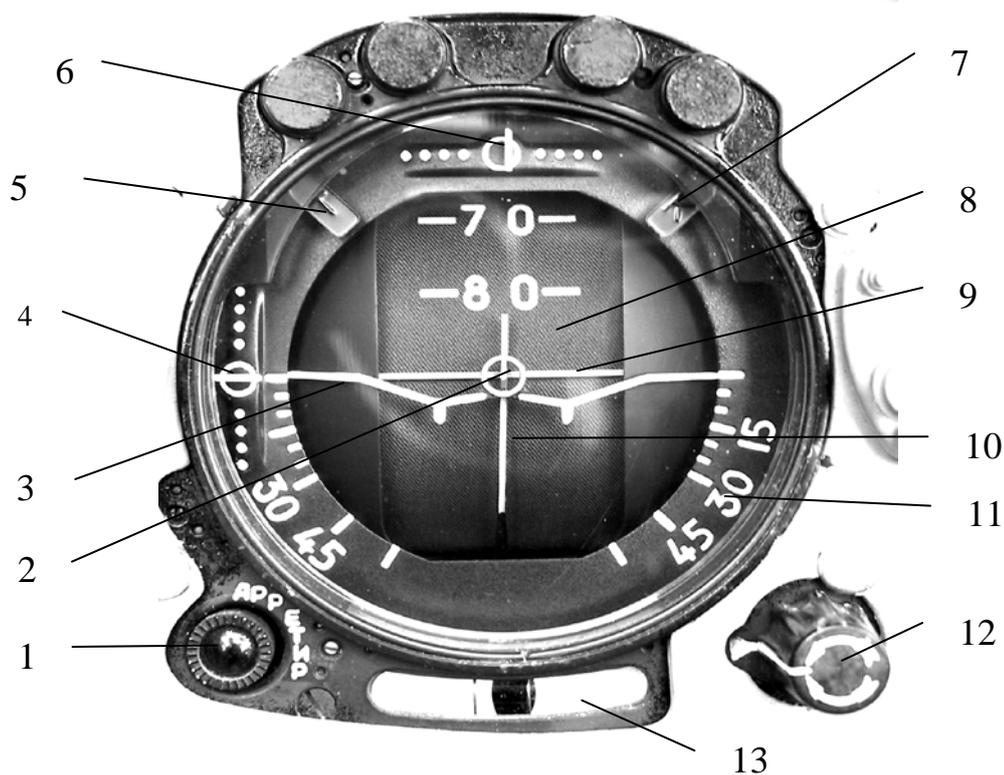


Рис.6.1. Командно-пилотажный прибор:

- 1 – кнопка-лампа АРРЕТИР; 2 – центральный круг; 3 – указатель текущего крена (силуэт самолёта); 4 – планка положения продольного канала;
- 5 – бленкер тангажа; 6 – планка положения бокового канала;
- 7 – бленкер канала крена; 8 – шкала тангажа; 9 – директорная стрелка продольного канала; 10 – директорная стрелка канала крена;
- 11 – шкала кренов; 12 – кремальера установки нуля горизонта;
- 13 – указатель скольжения

Лётчик должен перемещать ручку управления в ту же сторону, куда отклоняются командные стрелки. При правильном управлении директорные стрелки будут удерживаться в пределах малого неподвижного кольца 2;

– показывает текущие значения углов крена и тангажа. Значения углов крена показывает стрелка 3 (силуэт самолёта) по шкале 11. Значения углов тангажа определяются по подвижной ленточной шкале 8 относительно центра прибора;

– сигнализирует бленкерами 5 и 7 об исправности используемой аппаратуры для формирования команд. Выпущенное положение бленкеров К и Т сигнализирует об отсутствии сигналов соответственно в каналах крена и тангажа;

– показывает положение ЛА относительно заданной траектории в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Положение самолёта относительно заданной траектории в виде информации о наиболее важном параметре для данного канала указывают планки положения вверху и слева от лицевой части прибора. Горизонтальная планка 4 показывает отклонение ЛА по  $\Delta H$ ,  $\Delta M$ ,  $\varepsilon_{\Gamma}$ , а вертикальная 6 –  $\Delta \psi$ ,  $\Delta z$ ,  $\varepsilon_{\text{К}}$ . Кружки на шкалах соответствуют ЛА, а планки – заданной траектории;

– показывает скольжение ЛА указателем 13.

При пилотировании по директорным стрелкам следует избегать поспешных резких движений ручкой управления в случае отклонения стрелки, так как кратковременный уход её от нуля не приведёт к большой ошибке в выдерживании траектории полёта, тем более что ошибка учитывается вычислителем и исправляется при последующем совмещении стрелок с кружком.

При автоматическом управлении на директорные стрелки поступают сигналы с вычислителя САУ. КПП используется лётчиком для контроля правильности функционирования автоматических режимов. При нормальной работе директорные стрелки не должны длительно отклоняться от центрального положения.

Контроль управления траекторией в горизонтальной плоскости лётчик осуществляет по НПП (рис. 6.2), который обеспечивает следующие показания:

– текущего курса  $\psi$ . Текущий курс отсчитывается по показаниям подвижной шкалы 3 против неподвижного индекса 6;

– заданного курса  $\psi_3$ . Заданный курс указывается стрелкой 7 «Курс заданный» на шкале 3. Управление стрелкой осуществляется с помощью кремальеры 11. Положение стрелки 7 изменяется при вводе курса с пульта-задатчика заданного курса или при автоматическом управлении по сигналам ПНК;

– курсового угла радиостанции (КУР), т.е. угла между продольной осью ЛА и направлением на приводную радиостанцию. КУР определяется по неподвижной шкале 2 с помощью стрелки 1;

– положения ЛА относительно равносигнальных зон курсового  $\varepsilon_{\text{К}}$  и глиссадного  $\varepsilon_{\Gamma}$  радиомаяков с помощью планок положения 5 и 9 соответственно;

– сигнализации бленкерами 4 и 10 о входе в зоны уверенного действия курсового и глиссадного маяков и об исправной работе каналов курса и глиссады радиотехнических средств.

Кроме того, НПП выдаёт сигнал отклонения от заданного курса в САУ.

В настоящее время практически на всех модернизируемых и разрабатываемых ЛА вместо электромеханических приборов устанавливаются элек-

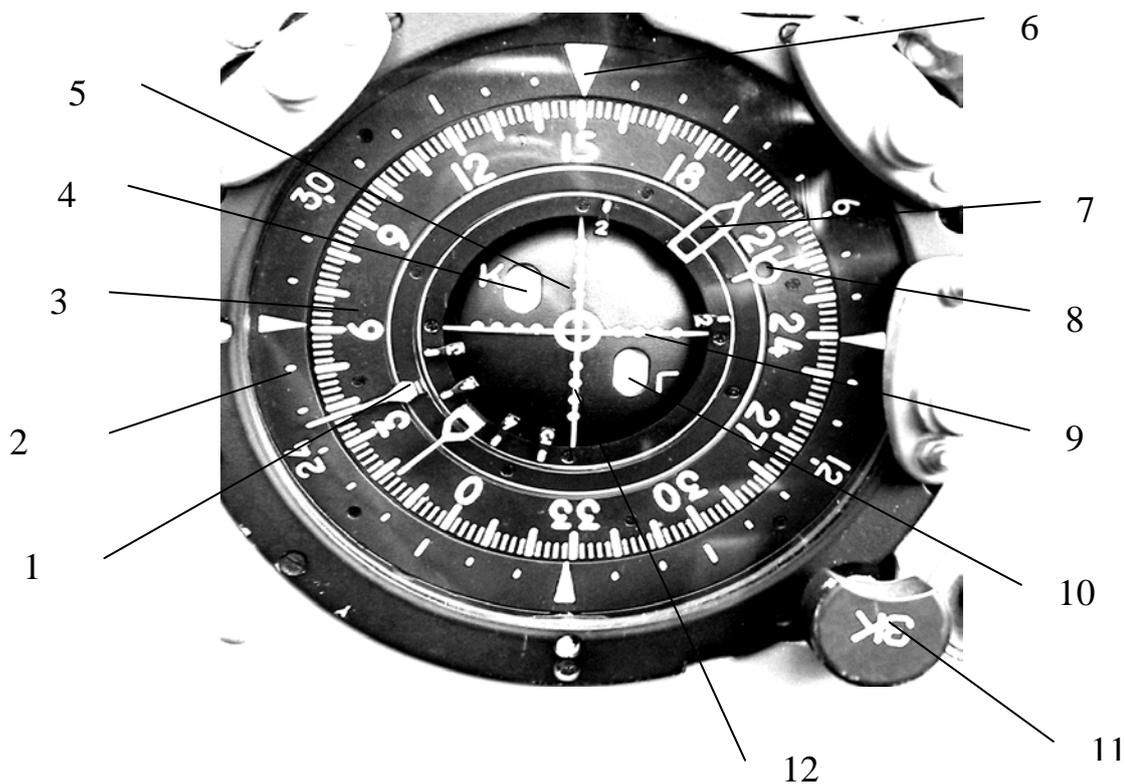


Рис. 6.2. Навигационно-пилотажный прибор:  
 1 – стрелка КУР АРК (РСБН); 2 – шкала КУР; 3 – шкала курса;  
 4 – бленкер курса; 5 – курсовая планка положения;  
 6 – индекс продольной оси самолета; 7 – стрелка «Курс заданный»; 8 – стрелка  
 МПС (ИПС); 9 – глиссадная планка положения;  
 10 – бленкер глиссады; 11 – кремальера заданного курса;  
 12 – центральный кружок

тронные индикаторы. Так, кабины современных истребителей оборудуются двумя-тремя унифицированными многофункциональными индикаторами (рис. 6.3). Управление режимами их функционирования осуществляется с помощью расположенных по периферии экранов и на КРУ переключателей.

Неотъемлемой частью современных систем отображения информации ЛА являются электронно-оптические индикаторы с отображением на фоне лобового стекла (ИЛС). С помощью ИЛС отображается пилотажно-навигационная и тактическая информация. Так как изображение на индикаторе проецируется в бесконечность, летчик может воспринимать эту информацию, не отрывая взгляда от обстановки вне кабины.

На рис. 6.4. приведен пример представления информации на ИЛС в режиме «Маршрут». На индикатор выводятся:

- приборная скорость с помощью подвижной шкалы 1 относительно неподвижного индекса 2;
- тангаж, который отображается подвижной шкалой 3 с рисками 4 в центре шкалы (риски 4 представляют собой линию горизонта);
- крен, определяемый качественно по изменению угла между подвижным силуэтом самолёта 5 и неподвижными рисками крена 12;



Рис.6.3. Устройства отображения информации истребителя JAS – 39:  
1, 3, 4 – multifunctional indicators; 2 – HUD

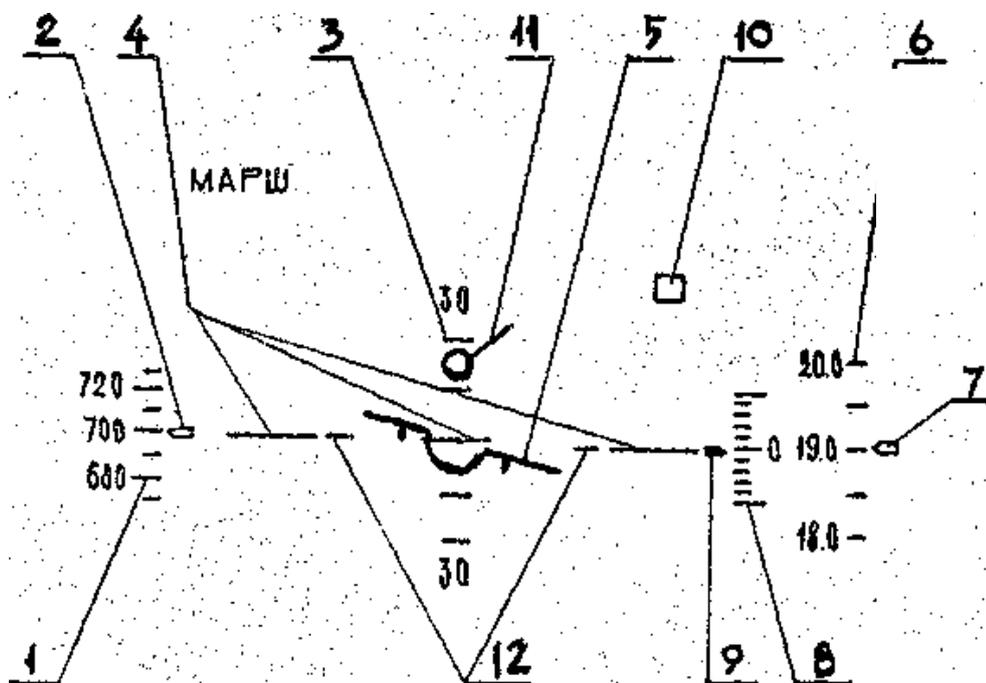


Рис.6.4.

- высота полёта с помощью подвижной шкалы *6* относительно неподвижного индекса *7*;
- вертикальная скорость, отображаемая подвижной шкалой *8* относительно неподвижного индекса *9*;
- индекс отклонения *10* от заданной траектории или курсо-глиссадной зоны;
- директорный индекс *11*.

## Заключение

Во многом, определяя боевую эффективность ЛА, системы управления быстро развиваются и совершенствуются. Несмотря на то, что выполняемые ими задачи останутся в основном прежними, системы управления ЛА следующего поколения будут иметь ряд особенностей.

ЛА будут иметь большее количество органов управления. Поэтому в системах их управления будут реализованы более сложные алгоритмы функционирования на различных режимах полёта. Появятся возможности создания управляющих и стабилизирующих моментов в процессе управления с участием силовой установки и реконфигурации системы в случае отказа какого-либо органа управления или подсистемы.

Значительное внимание при разработке систем управления перспективных ЛА уделяется упрощению деятельности экипажа как за счёт совершенствования пилотажных контуров, так и за счёт применения речевого способа управления.

Есть все основания предполагать, что развитие бортовых вычислительных средств позволит создать интегрированную систему управления ЛА, включающую следующие подсистемы:

- собственно систему управления, обеспечивающую управление траекторией и угловым положением ЛА;
- систему управления вооружением;
- систему управления силовой установкой;
- комплексную навигационную систему;
- систему ограничения предельных режимов полёта.

Интегрированные системы позволят наиболее эффективно решать боевые задачи с участием лётчика в контуре управления или в автоматическом режиме.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Андреев, Ю.В. Особенности проектирования и перспективы развития маневренных самолётов [Текст] / Ю.В. Андреев. – М.: Изд-во МАИ, 1999. – 68 с.
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов [Текст] / под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Наука. Физматлит, 1998.– 816 с.
3. Бочаров, В.Я. Приводы автоматизированных систем управления рулями перспективных самолётов [Текст] / В.Я. Бочаров, И.А. Котельников // Обзоры ЦАГИ, ОНТИ, №590, 1980.– 159 с.
4. Буков, В.Н. Пилотажные и навигационные системы. Часть 2. Пилотажные системы [Текст] / В.Н. Буков. – М.: ВВИА, 1986. – 233 с.
5. Бюшгенс, Г.С. Аэродинамика самолёта: Динамика продольного и бокового движения [Текст] / Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев. – М.: Машиностроение, 1979. – 352 с.
6. Гидравлический следящий привод [Текст] / под ред. В.А. Лещенко. – М.: Машиностроение, 1968. – 564 с.
7. Гониодский, В.И. Привод рулевых поверхностей самолётов [Текст] / В.И. Гониодский, Ф.И. Склянский, И.С. Шумилов. – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с.
8. Граськин, С.С. Системы управления летательных аппаратов. Синтез структуры и выбор параметров [Текст] / С.С. Граськин. – М.: ВВИА, 1994. – 122 с.
9. Гуськов, Ю.П. Управление полётом самолёта [Текст] / Ю.П. Гуськов, Г.И. Загайнов. – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
10. Динамика полёта боевых летательных аппаратов [Текст] / под ред. А.И. Нелюбова. – М.: ВВИА, 1992.– 439 с.
11. Ефремов, А.В. Лётчик как динамическая система / А.В. Ефремов, А.В. Оглобин, А.Н. Предтеченский, В.В. Родченко. – М.: Машиностроение, 1992.
12. Жуковский, А.П. Комплексные радиосистемы навигации и управления самолётов [Текст] / А.П. Жуковский, В.В. Расторгуев. – М.: Изд-во МАИ, 1998. – 268 с.
13. Калачев, Г.С. Самолёт, лётчик и безопасность полёта [Текст] / Г.С. Калачев. – М.: Машиностроение, 1979. – 224 с.
14. Киселев, А.М. Система управления самолёта МиГ-29 [Текст] / А.М. Киселев. – М.: ВВИА, 2004. – 99 с.
15. Киселев, А.М. Системы улучшения устойчивости и управляемости летательных аппаратов [Текст] / А.М. Киселев, Н.М. Лысенко. – М.: ВВИА, 1987. – 44 с.
16. Котельников, Г.Н. Динамика и безопасность полётов [Текст] / Г.Н. Котельников, Н.М. Лысенко, М.И. Радченко. – М.: Высш. школа, 1989. – 336 с.
17. Красовский, А.А. Системы автоматического управления полётом пилотируемых летательных аппаратов [Текст] / А.А. Красовский. – М.:

- ВВИА, 1971. – 498 с.
18. Красовский, А.А. Теоретические основы пилотажно-навигационных комплексов [Текст] / А.А. Красовский, А.В. Лебедев, В.В. Невструев. – М.: ВВИА, 1981. – 373 с.
  19. Крымов, А.Б. Формирование требований к системам полуавтоматического и автоматического управления самолётами [Текст] / А.Б. Крымов, Н.И. Лаптев. – М.: МАИ, 1987. – 67 с.
  20. Локшин, М.А. Развитие систем управления самолётов «СУ» [Текст] // Полёт. – 2000. – №1. – С. 28 – 32.
  21. Лысенко, Н. М. Динамика полёта [Текст] / Н.М. Лысенко. – М.: ВВИА, 1967. – 639 с.
  22. Микоян, С.А. Заход на посадку по приборам [Текст] / С.А. Микоян, А.Г. Корбут. – М.: Воениздат, 1979. – 71 с.
  23. Михалев, И.А. Системы автоматической посадки [Текст] / И.А. Михалёв, Б.Н. Окоёмов, М.С. Чикулаев. – М.: Машиностроение, 1975. – 216 с.
  24. Михалев, И.А. Системы автоматического управления полётом [Текст] / И.А. Михалёв, Б.Н. Окоёмов, М.С. Чикулаев. – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.
  25. Пашковский, И.М. Динамика и управляемость самолёта [Текст] / И.М. Пашковский. – М.: Машиностроение, 1987. – 248 с.
  26. Поляков, В.В. Системы управления летательных аппаратов [Текст] / В.В. Поляков. – М.: ВВИА, 2005. – 153 с.
  27. Попов, Е.П. Теория линейных систем автоматического регулирования и управления [Текст] / Е.П. Попов. – М.: Наука, 1987. – 256 с.
  28. Рудис, В.И. Полуавтоматическое управление самолётом [Текст] / В.И. Рудис. – М.: Машиностроение, 1978. – 152 с.
  29. Рулевые агрегаты и приводы [Текст] / под ред. А.М. Киселева. – М.: ВВИА, 1992. – 82 с.
  30. Семакин, В.Г. Системы автоматического управления летательных аппаратов [Текст] / В.Г. Семакин, В.Н. Юрочкин. – Рига: РВВАИУ, 1991. – 359 с.
  31. Симонов, М.П. Проблемы создания и боевого применения маневренных самолётов четвёртого поколения [Текст] / М.П. Симонов // Полёт. – 2000. – №1. – С. 11- 18
  32. Системы автоматического и директорного управления самолётом [Текст]. – М.: Машиностроение, 1974. – 232 с.
  33. Системы управления и бортовые цифровые вычислительные комплексы летательных аппаратов [Текст] / под ред. Н.М. Лысенко. – М.: ВВИА, 1990. – 367 с.
  34. Стромиллов, В.М. Автоматическое управление угловыми движениями ЛА [Текст] / в.М. Стромиллов, В.Н. Харитонов. – М.: МАИ, 1980. – 59 с.
  35. Черный, М.А. Самолётовождение [Текст] / М.А. Черный, В.И. Кораблин. – М.: Транспорт, 1977. – 350 с.

# СОДЕРЖАНИЕ

<b>Предисловие</b> .....	3
<b>Список сокращений</b> .....	5
<b>Введение</b> .....	7
0.1. Основные понятия и определения.....	7
0.2. Требования к системам управления боевых ЛА.....	9
0.3. Краткие сведения из истории развития систем управления летательных аппаратов .....	10
0.4. Структура и состав комплексной системы управления боевого ЛА .....	14
<b>Раздел I. Автоматизированные системы ручного управления</b> .....	18
<b>Глава 1. Контур неавтоматического управления и его свойства</b> .....	18
1.1. Состав и особенности конструкция системы неавтоматического управления .....	18
1.2. Требования к системам неавтоматического управления.....	24
1.3. Динамические свойства системы неавтоматического управления	25
1.4. Принципы построения электродистанционных систем управления (ЭДСУ) .....	31
1.4.1. Состав ЭДСУ и её динамические свойства .....	31
1.4.2. Мероприятия по повышению надёжности ЭДСУ.....	32
1.4.3. Особенности цифровых ЭДСУ.....	34
1.5. Свойства лётчика-оператора в контуре неавтоматического управления .....	36
1.6. Исследование устойчивости замкнутого контура управления «лётчик – система управления – самолёт» .....	39
1.7. Возможные отказы системы неавтоматического управления.....	42
<b>Глава 2. Системы обеспечения устойчивости и управляемости летательных аппаратов</b> .....	43
2.1. Требования к устойчивости и управляемости ЛА .....	43
2.1.1. Общий подход к нормированию характеристик устойчивости и управляемости .....	43
2.1.2. Требования к продольной устойчивости и управляемости	45
2.1.3. Требования к боковой устойчивости и управляемости.....	50
2.2. Назначение и состав системы обеспечения устойчивости и управляемости .....	53
2.3. Устройства, обеспечивающие заданные характеристики динамической устойчивости и управляемости .....	54
2.3.1. Принцип действия, состав, законы управления автоматов демпфирования и устойчивости.....	54
2.3.2. Динамические свойства контура «СУУ – самолёт» .....	56

2.3.3. Влияние автоматов демпфирования и устойчивости на характеристики статической управляемости.....	60
2.3.4. Расчёт параметров СУУ из условия обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости...	62
2.3.5. Влияние реальных свойств автоматов на динамические свойства контура управления «СУУ – самолёт».....	65
2.4. Устройства и автоматы, улучшающие характеристики статической управляемости .....	68
2.4.1. Способы обеспечения заданных характеристик статической управляемости .....	68
2.4.2. Улучшение характеристик статической управляемости с помощью изменения жёсткости загрузки КРУ.....	70
2.4.3. Улучшение характеристик статической управляемости изменением передаточного числа проводки управления...	73
2.4.4. Автоматы регулирования управлений (АРУ). Особенности управления самолётом при отказах АРУ ...	75
2.5. Особенности управления самолётом на больших углах атаки...	77
<b>Глава 3. Рулевые приводы и их свойства .....</b>	<b>81</b>
3.1. Принцип действия и конструкция .....	81
3.1.1. Назначение и классификация рулевых приводов.....	81
3.1.2. Принцип действия рулевых приводов.....	82
3.1.3. Основные характеристики золотниковых распределителей.....	90
3.2. Статические характеристики рулевых приводов и влияние на них эксплуатационных факторов.....	93
3.2.1. Аналитические выражения для статистических характеристик.....	93
3.2.2. Влияние эксплуатационных факторов на характеристики рулевого привода.....	96
3.3. Динамические свойства рулевых приводов.....	101
3.3.1. Собственные свойства рулевых приводов.....	101
3.3.2. Свойства рулевых приводов при обрыве обратной связи...	104
3.4. Электрогидравлический рулевой привод (ЭГРП).....	104
3.5. Перспективы развития рулевых приводов.....	107
<b>Раздел II. Системы автоматического и полуавтоматического управления летательных аппаратов.....</b>	<b>110</b>
<b>Глава 4. Системы автоматического управления угловым положением летательного аппарата.....</b>	<b>110</b>
4.1. Требования, предъявляемые к системам автоматического управления (САУ).....	110
4.2. Сервоприводы и виды обратных связей в них.....	111
4.3. Способы включения рулевых агрегатов в проводку управления..	114
4.4. Принципы построения законов управления САУ.....	117
4.5. Автоматическое управление тангажом.....	121

4.5.1. Функциональная схема, состав и законы управления автопилота (САУ).....	121
4.5.2. Динамические свойства системы «САУ – летательный аппарат» при управлении креном.....	122
4.5.3. Работа автопилота (САУ) в режиме управления креном...	126
4.5.4. Особенности управления креном на больших углах атаки	130
4.5.5. Реакция самолёта с креновым автопилотом на возмущающий момент крена.....	131
4.6. Автоматическое управление курсом.....	136
4.6.1. Динамические свойства системы «САУ – летательный аппарат».....	136
4.6.2. Работа САУ в режиме управления тангажом.....	140
4.6.3. Управление тангажом через контур перегрузки.....	142
4.6.4. Реакция самолёта с автопилотом тангажа на внешние воздействия.....	143
4.7. Расчёт параметров САУ.....	145
4.7.1. Управление курсом отклонением рулей направления.....	145
4.7.2. Управление курсом отклонением элеронов.....	148
4.7.3. Работа САУ в режиме стабилизации курса.....	150
4.7.4. Управление курсом одновременным отклонением элеронов и рулей направления.....	151
4.7.5. Влияние внешних воздействий на контур стабилизации курса. Воздействие возмущающего момента курса.....	152
4.8. Возможные отказы автопилотного контура САУ и их проявление в полёте.....	153

## **Глава 5. Системы автоматического управления движением центра масс летательных аппаратов.....**

5.1. Автоматическое управление движением центра масс в горизонтальной плоскости.....	155
5.1.1. Системы координат, применяемые в навигационных комплексах.....	155
5.1.2. Методы определения координат местоположения ЛА. Структура типового навигационного комплекса.....	158
5.1.3. Методы управления движением центра масс ЛА на маршруте.....	162
5.1.4. Состав и законы управления САУ.....	164
5.1.5. Динамические свойства системы «САУ – самолёт» при управлении траекторией в горизонтальной плоскости.....	165
5.1.6. Работа САУ в режиме управления траекторией в горизонтальной плоскости.....	167
5.1.7. Влияние законов управления САУ и внешних воздействий на движение центра масс в горизонтальной плоскости.....	168
5.2. Автоматическое управление скоростью полёта .....	171
5.3. Автоматическое управление высотой полёта.....	174

5.3.1. Законы управления и принцип работы САУ при управлении высотой полёта.....	174
5.3.2. Динамические свойства системы «САУ – самолёт» в режиме стабилизации высоты полёта.....	175
5.3.3. Влияние внешних возмущений на контур стабилизации высоты.....	176
5.4. Автоматическое управление самолётом на этапе посадки.....	178
5.4.1. Средства обеспечения посадки самолёта.....	178
5.4.2. Управление самолётом на этапе посадки.....	180
5.4.3. Автоматизированный возврат на аэродром посадки (режим «Возврат»).....	181
5.4.4. Автоматическое управление самолётом на этапе захода на посадку.....	185
5.5. Возможные отказы элементов САУ и их проявление в полёте....	188
<b>Глава 6. Системы полуавтоматического управления.....</b>	<b>189</b>
6.1. Принципы построения и области применения систем полуавтоматического управления.....	189
6.2. Директорное управление траекторным движением по командным индикаторам.....	190
<b>Заключение.....</b>	<b>196</b>
<b>Литература.....</b>	<b>197</b>

***СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ***

Под редакцией В.В. Воробьева

Учебник

Технический редактор В.П. Попова  
Корректор Н.М. Адамова

Сдано в производство 16.01.2007 г. Подписано в печать 18.03.2008 г.

Формат 60x84/16 12,75 п. л. 11,9 усл. п. л.

Изд. № 9998 Тираж 310 экз. Зак. № 874

Свободная цена

Издательство ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского  
Типография ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского  
125190 Москва, ул. Планетная, д. 3. Тел. 614-29-90