

Эксплуатация и ремонт авиационного оборудования самолетов и вертолетов

Раздел №2

Электронная автоматика авиационного оборудования, приборное, кислородное и высотное оборудование



**Тема №16:
Системы автоматизированного и
автоматического управления**

**Занятие №1:
Основные понятия теории автоматического
управления полетом ВС**

Вопросы занятия:

1. Воздушное судно как объект управления.
2. Общая характеристика систем управления.
3. Назначение и общая характеристика основных устройств систем управления.
4. Общие сведения о системе управления самолета МиГ-29

Вопрос № 1.

Воздушное судно как объект управления.

Управление ЛА – это процесс изменения сил и моментов, действующих на самолет в целях обеспечения его движения по заданной траектории.

Продольное движение

– это движение в вертикальной плоскости.

Параметры продольного движения:

V – воздушная скорость;

H – высота;

$\angle \vartheta$ – угол тангажа;

$\angle \alpha$ – угол атаки.

Боковое движение

– это движение в плоскости крыла, в простейшем случае это движение в горизонтальной плоскости.

Параметры бокового движения

- ∠ ψ - угол курса;
- ∠ γ - угол крена;
- ∠ β - угол скольжения;
- ∠ θ - угол наклона траектории.

Управляемость ЛА

Это способность Л.А. изменять свое положение в пространстве под действием управляющих сил и моментов.

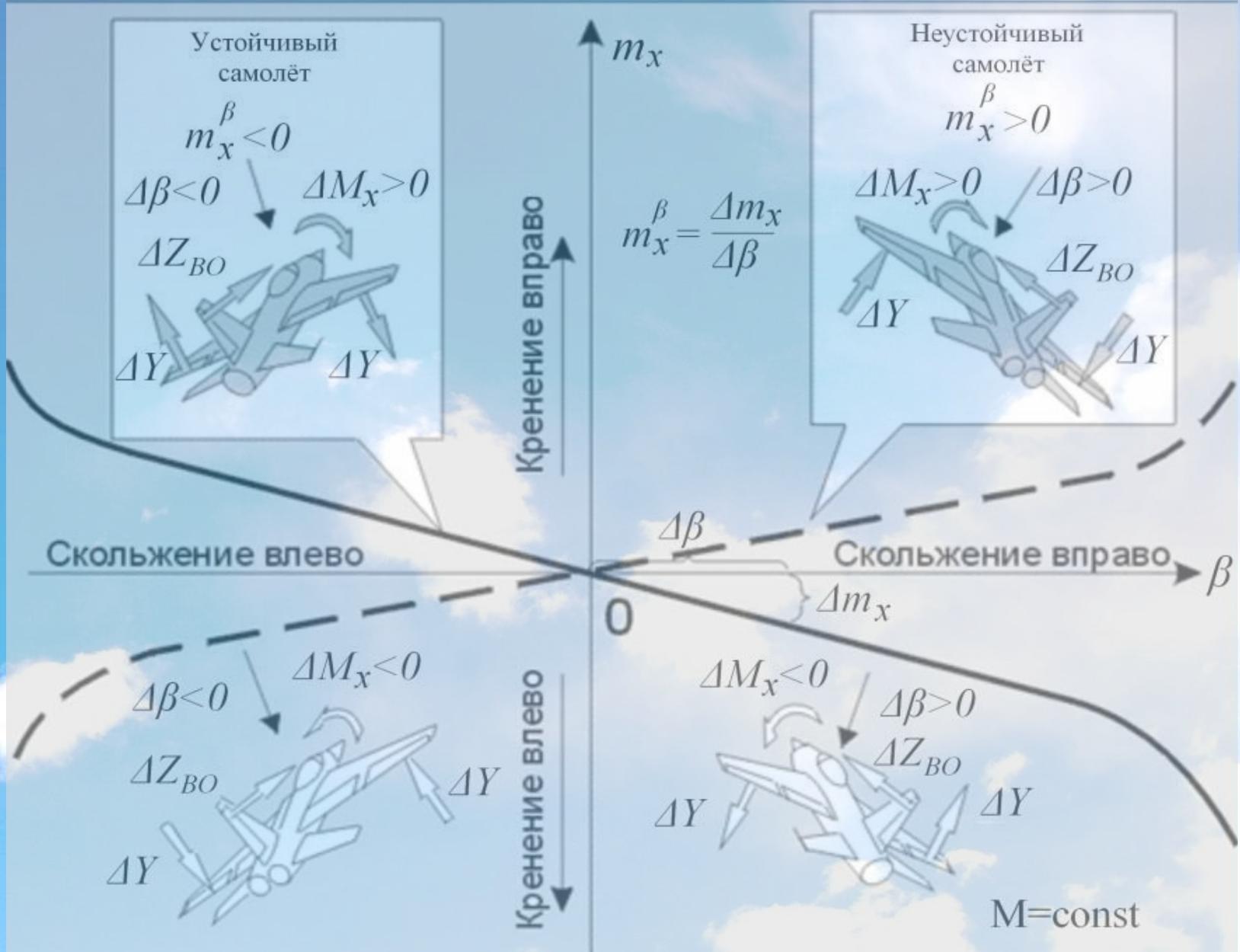
Устойчивость ЛА

Это способность самолета без участия летчика сохранять заданный режим полёта и возвращаться к исходным параметрам полёта после прекращения действия возмущения.

Поперечная устойчивость (*по крену*)

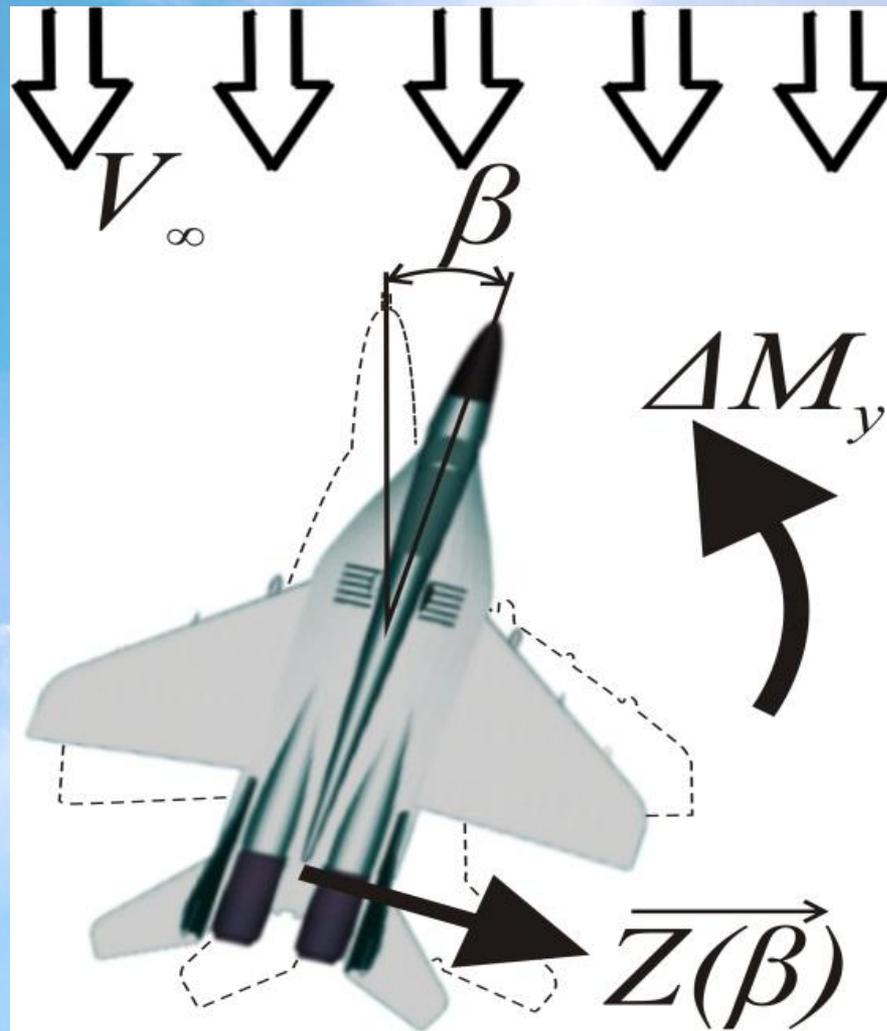
Это способность самолета самостоятельно возвращаться к исходному значению угла крена при случайном его изменении после прекращения действия возмущения.

Поперечная устойчивость



Путевая устойчивость

Характеризуется стремлением самолета устранять возникшее скольжение.



Вопрос № 2.

Общая характеристика систем управления.

Системы управления обеспечивают изменение пространственного положения ЛА.

Требования предъявляемые к системам управления:

1. Обеспечение требуемой управляемости на всех режимах полета.
2. Плавность управления, малая инерционность, возможность парирование летчиком отказов отдельных систем управления.
3. Своевременное предупреждение летчика о попадании ВС в недопустимый режим полета.

Классификация систем управления:

По характеру воздействия на ВС

1. Основные

(продольное управление, поперечное управление, путевое управление, у вертолета управление величиной и направлением вектора тяги несущего винта и путевое управление).

2. Дополнительные системы управления

(управление положением стоек шасси, управление режимами работы двигателя);

Классификация систем управления:

По источнику энергии, затрачиваемой на отклонение органов управления

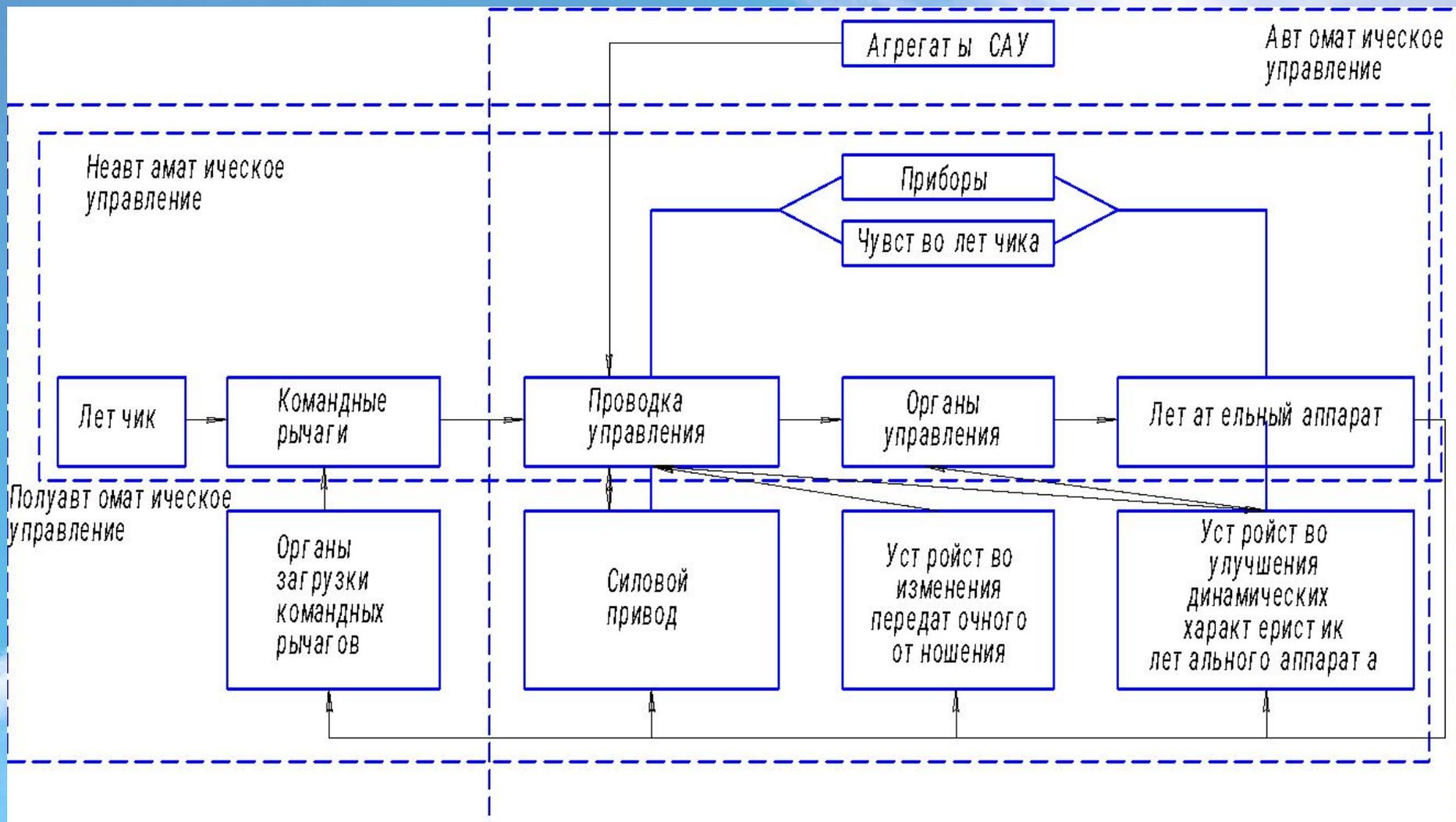
- 1. Ручное управление**
(за счет мускульной силы летчика);
- 2. Бустерное управление**
(использование энергии посторонних источников).

Классификация систем управления:

По степени участия летчика в процессе управления ВС

- 1. Неавтоматическое управление**
(все задачи по управлению выполняет летчик);
- 2. Директорное управление**
(управление осуществляет летчик совместно с САУ);
- 3. Автоматическое управление.**

Блок-схема системы управления

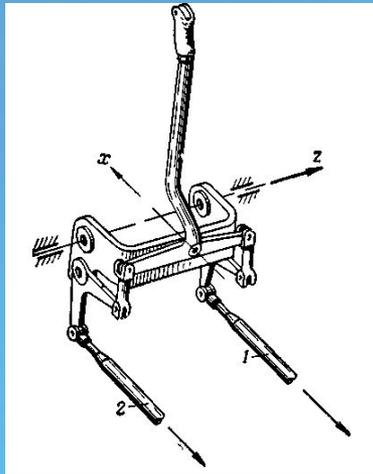


Вопрос №3.

**Назначение и общая характеристика
основных устройств
систем управления.**

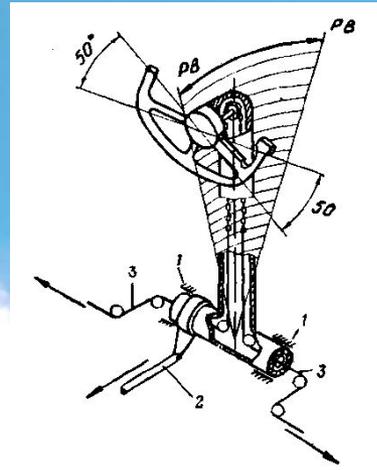
Командные рычаги

Это устройства, посредством которых летчик вводит в систему управления управляющие сигналы и осуществляет их дозировку.



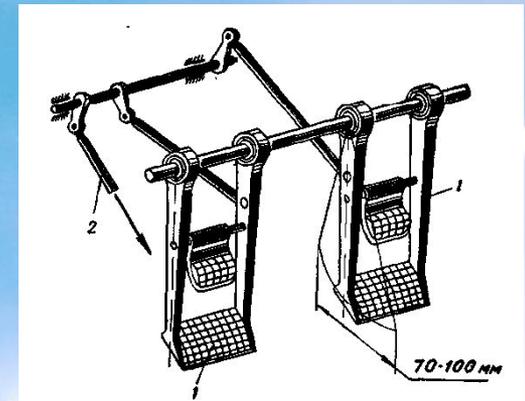
Ручка управления самолетом:

1, 2 - тяги отклонения половин руля



Штурвальная колонка:

1 - шарнир;
2 - тяга управления рулем высоты,
3 - трос управления элеронами



Ножные педали подвесного типа:

1 - педали;
2 - тяга руля управления

Требования, предъявляемые к командным рычагам

1. Усилия не должны превышать предельных значений:
 $P_{В \max} = 15-20$ кгс. (на ручке управления самолетом в направлении на себя, от себя);
 $P_{Э \max} = 8-10$ кгс. (на ручке управления самолетом в направлении влево - вправо);
 $P_{Н \max} = 20-30$ кгс. (на педалях);
2. Должны допускать регулировку по росту летчика;
3. Независимость перемещений;
4. Перемещения должны соответствовать естественным рефлексам человека.

Проводка управления

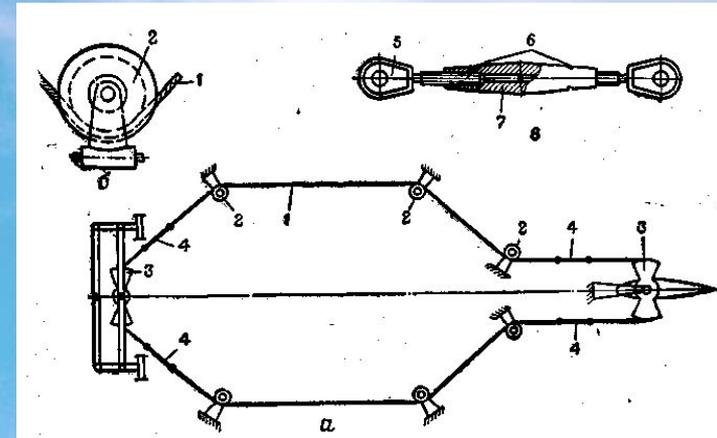
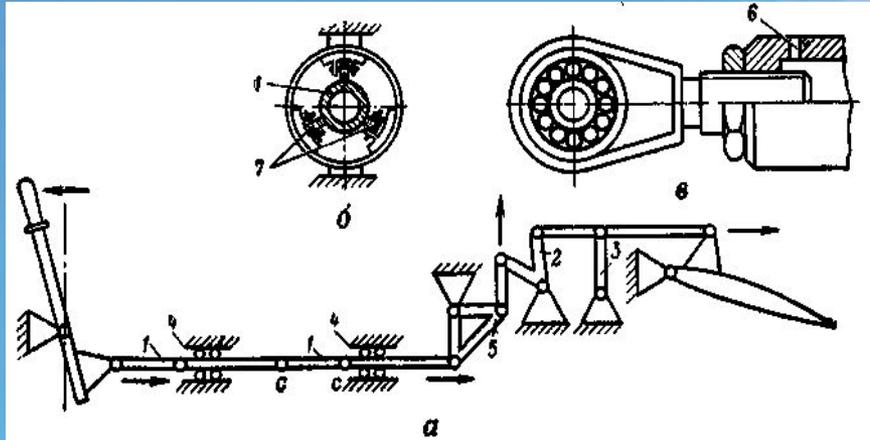
Предназначена для передачи управляющих сигналов к органам управления *(или к гидроусилителям – силовым приводам)*.

Предъявляемые требования:

1. При деформации планера не должно быть заклинивания или обрыва проводки управления;
2. Минимальные трение и люфты;
3. Отсутствие резонансных колебаний.

Классификация проводки управления :

1. Жесткая (тяги, качалки и детали их крепления),



2. Гибкая (тросы, направляющие ролики, устройства регулирования натяжения тросов и детали их крепления),

Недостатки гибкой проводки:

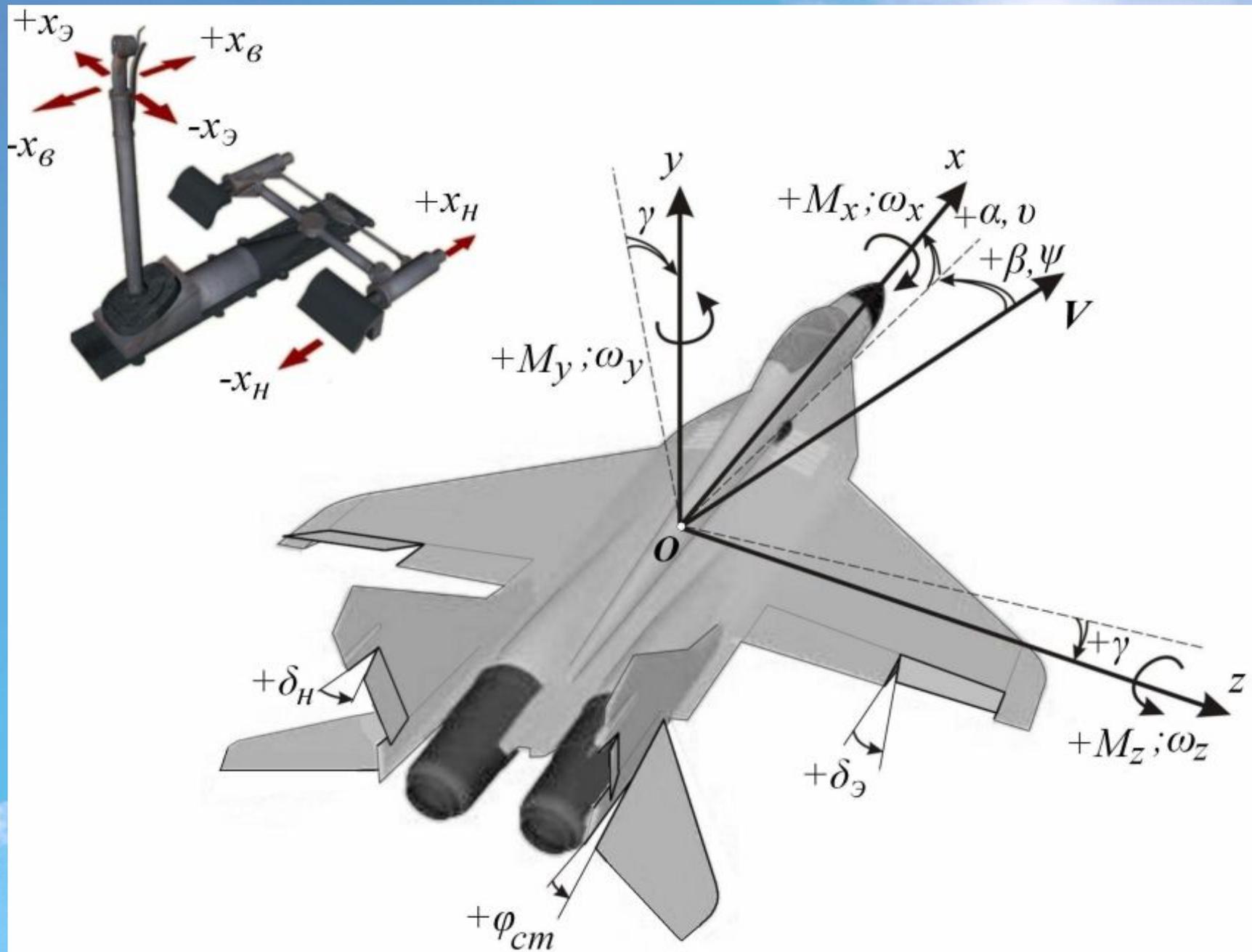
- вытягивание тросов и разрыв нитей тросов в местах перегибов;
- необходимость прокладывания двух тросов .

3. Смешанная.

Органы управления

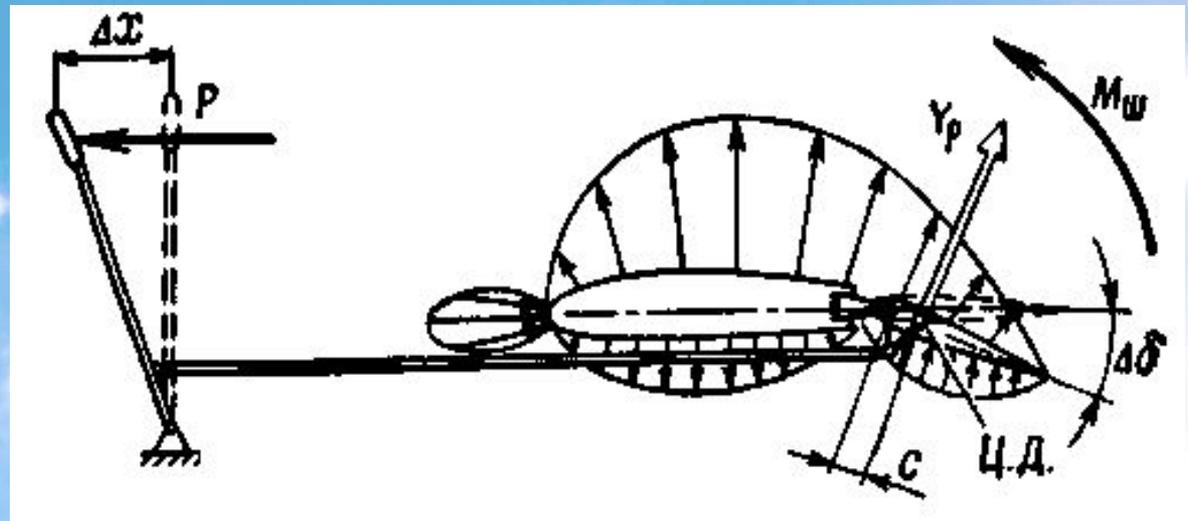
Виды:

1. Реактивные органы управления;
2. Аэродинамические органы управления:
 - органы продольного управления
(синхронно отклоняемые половинки стабилизатора или рули высоты);
 - органы поперечного управления
(элероны; дифференциально отклоняемые половинки стабилизатора (в режиме ножницы), интерцепторы);
 - органы путевого управления
(руль направления или цельноповоротный киль).



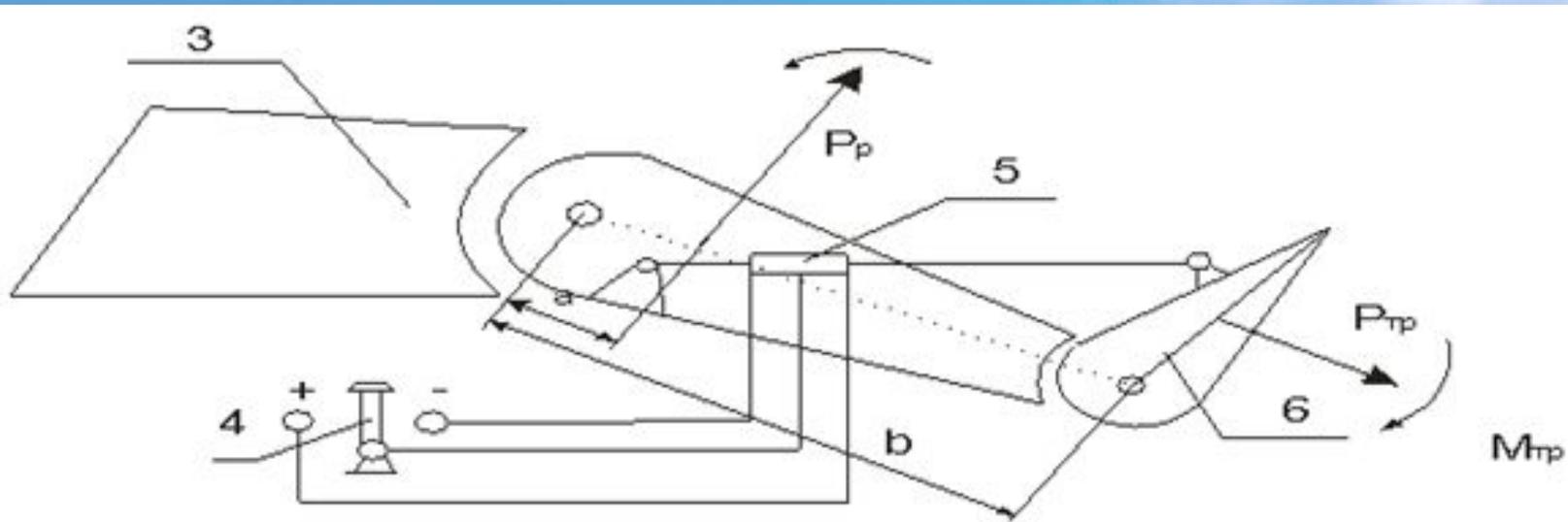
Шарнирный момент

Это момент, возникающий на аэродинамическом органе управления и передаваемый на командный рычаг при ручном управлении.



$$M_{\text{шар}} = P_{\text{руля}} \times a, \text{ где } a - \text{плечо.}$$

Для уменьшения M шар. при длительном отклонении командных рычагов применяют триммеры.



- 3 – стабилизатор
- 4 – кнЮппель «триммер»
- 5 – электромеханизм
- 6 – триммер

Силовые приводы

Обеспечивают усилия и перемещения необходимые для отклонения аэродинамических органов управления.

Предъявляемые требования:

- Достаточная мощность,
- Плавность и точность работы.

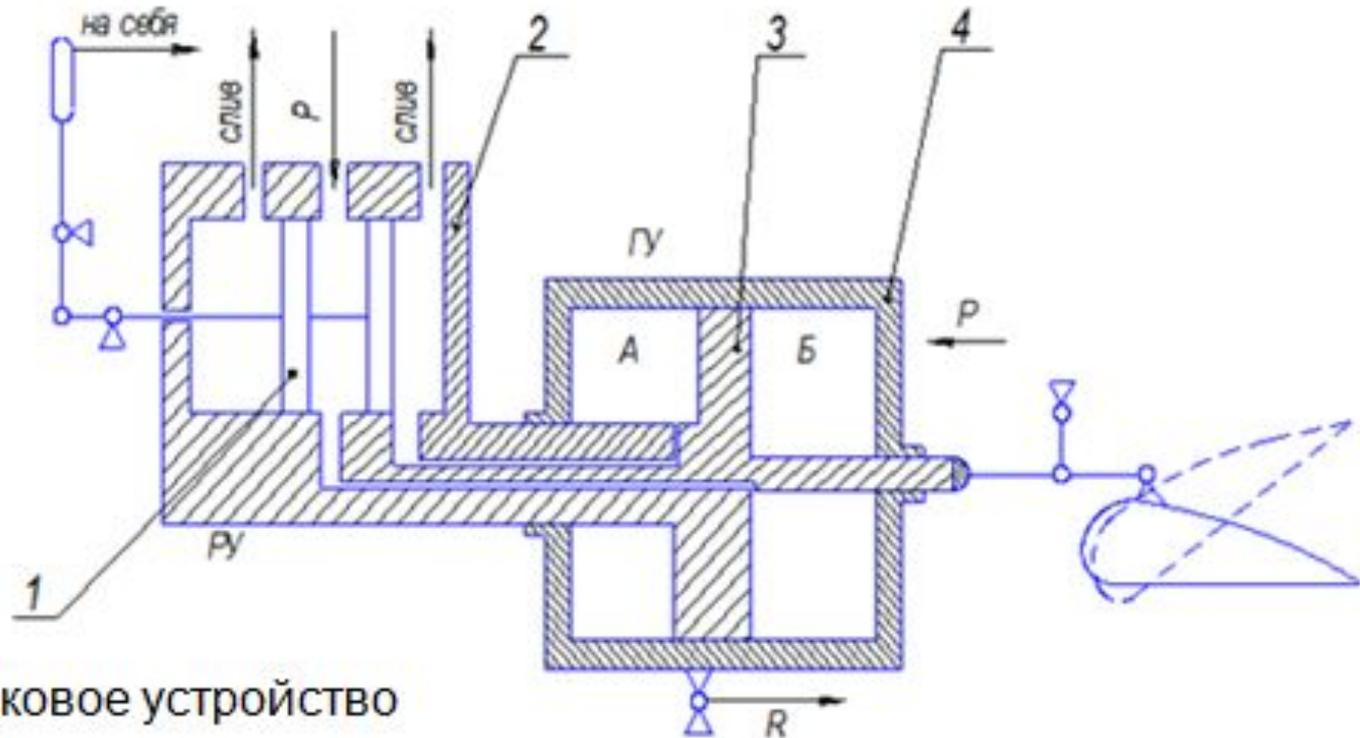
Виды силовых приводов в зависимости от используемой энергии:

- Гидравлические,
- Пневматические,
- Электрические.

Достоинства гидравлических приводов:

- малая инерционность;
- возможность фиксации в промежуточных положениях.

Принцип работы гидроусилителя

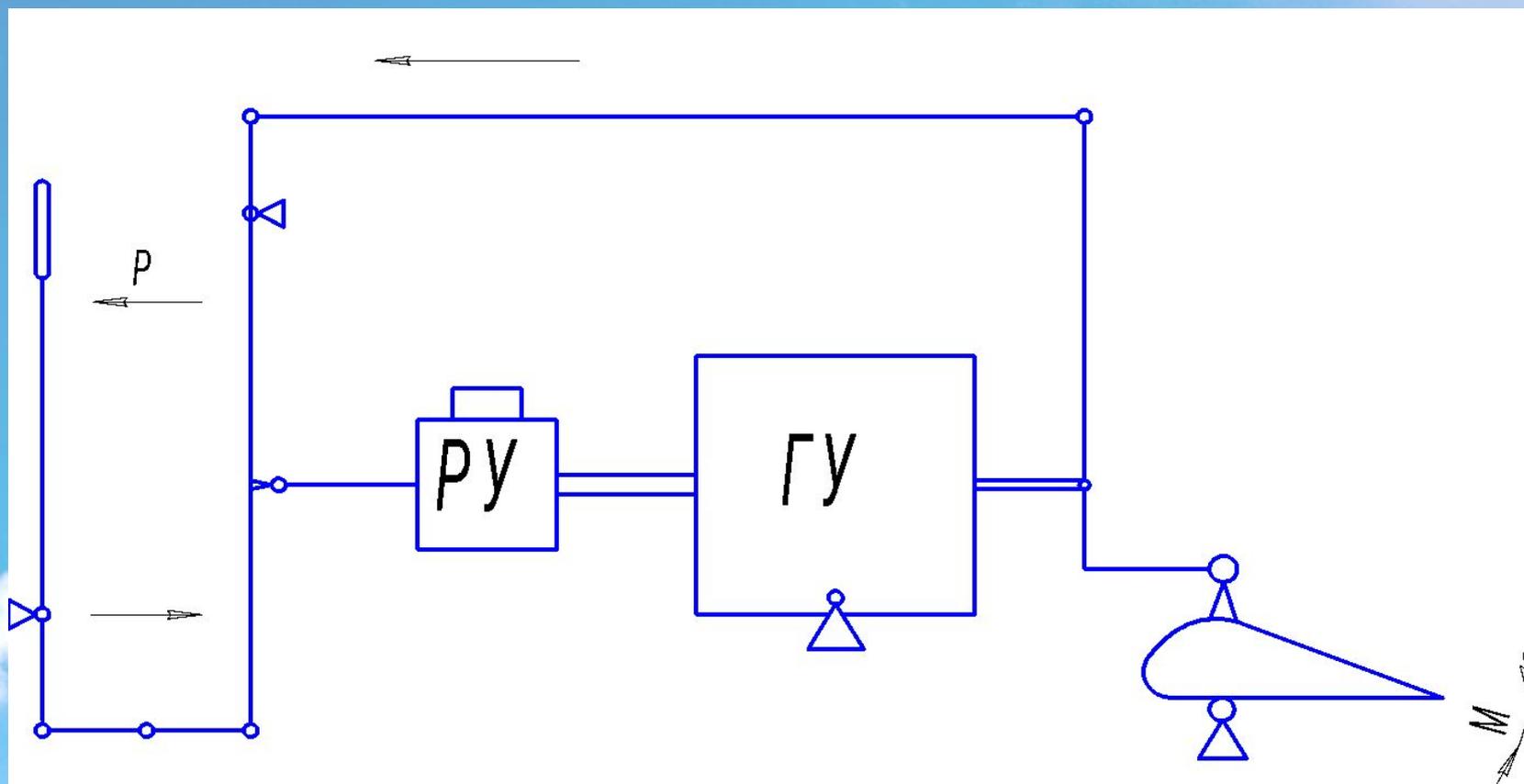


- 1 – золотниковое устройство
- 2 – корпус
- 3 – поршень
- 4 – силовой шлейф
- РУ – распределительное устройство
- ГУ – гидроусилитель

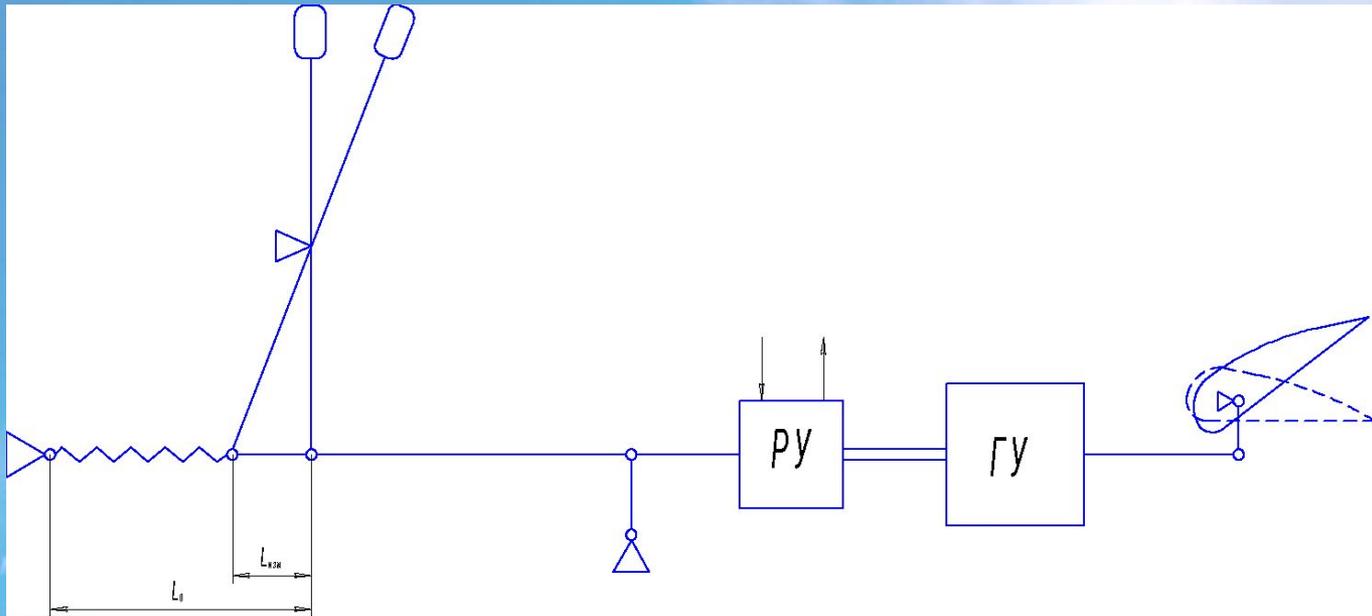
Виды схем включения силовых приводов

- Обратимая схема включения(часть М шар. воспринимается силовым приводом, а часть летчиком);
- Необратимая схема включения(весь М шар. воспринимается силовым приводом).

Включение гидросилителей по обратной схеме



Включение загрузочного механизма по необратимой схеме



При необратимой схеме включения силовых приводов для восстановления физиологического восприятия процессов управления применяют дополнительную загрузку командных рычагов (пружинные и гидравлические загрузочные устройства).

Агрегаты загрузки командных рычагов

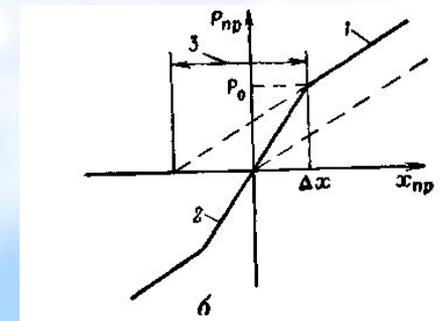
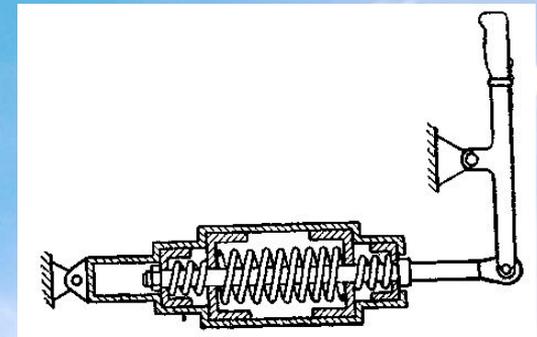
Загрузочные механизмы

применяются на ЛА с необратимой схемой включения силовых приводов и предназначены для имитации усилий на командных рычагах. Наибольшее распространение получили двухпружинные загрузочные устройства.

Конструктивные особенности:

- Предварительная затяжка исключает случайные отклонения командных рычагов.
- Жесткая пружина улучшает дозировку усилий при малых перемещениях командных рычагов.
- Мягкая пружина не допускает повышенных нагрузок на командных рычаги при больших их отклонениях

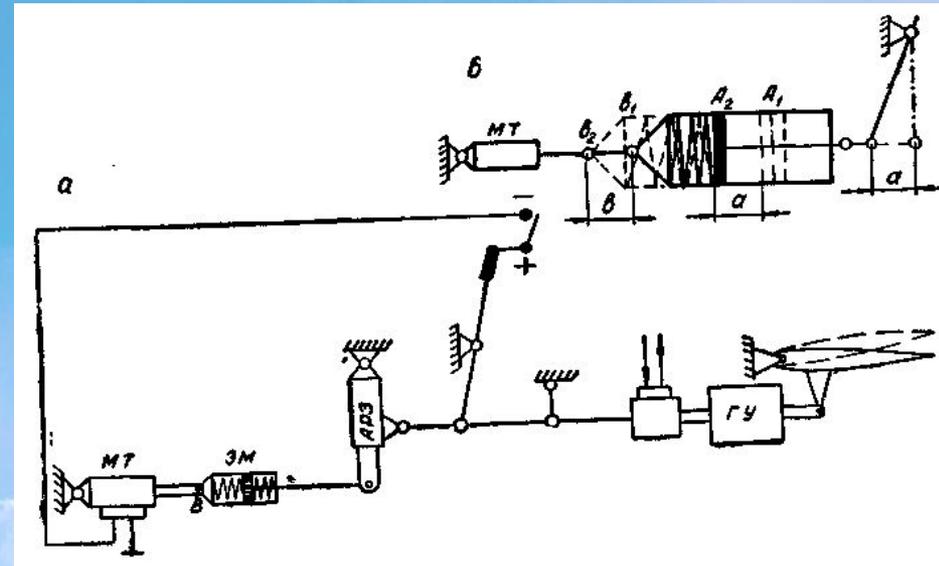
Двухпружинный загрузочный механизм



Механизмы триммерного эффекта

Предназначены для снятия нагрузок с командных рычагов при длительном их отклонении.

Конструктивно представляют электромеханическую раздвижную тягу.



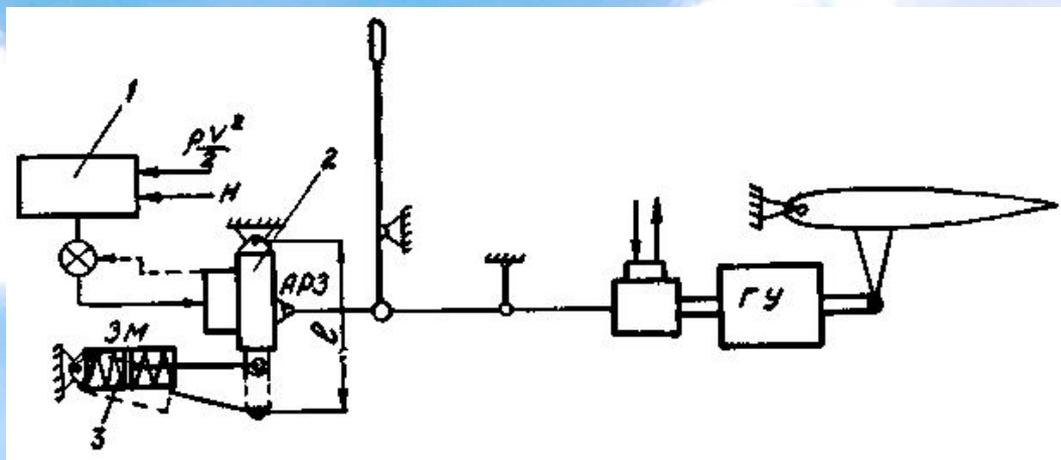
Включение механизма триммерного эффекта

а – система непрямого управления с механизмом триммерного эффекта

б – принцип действия механизма триммерного эффекта

Агрегаты регулирования загрузки командных рычагов

Предназначены для изменения нагрузки командных рычагов в зависимости от высоты и скорости полета. Конструктивно представляют из себя электромеханическую раздвижную тягу изменяющую передаточные отношения в проводке управления между командным рычагом и загрузочным устройством.

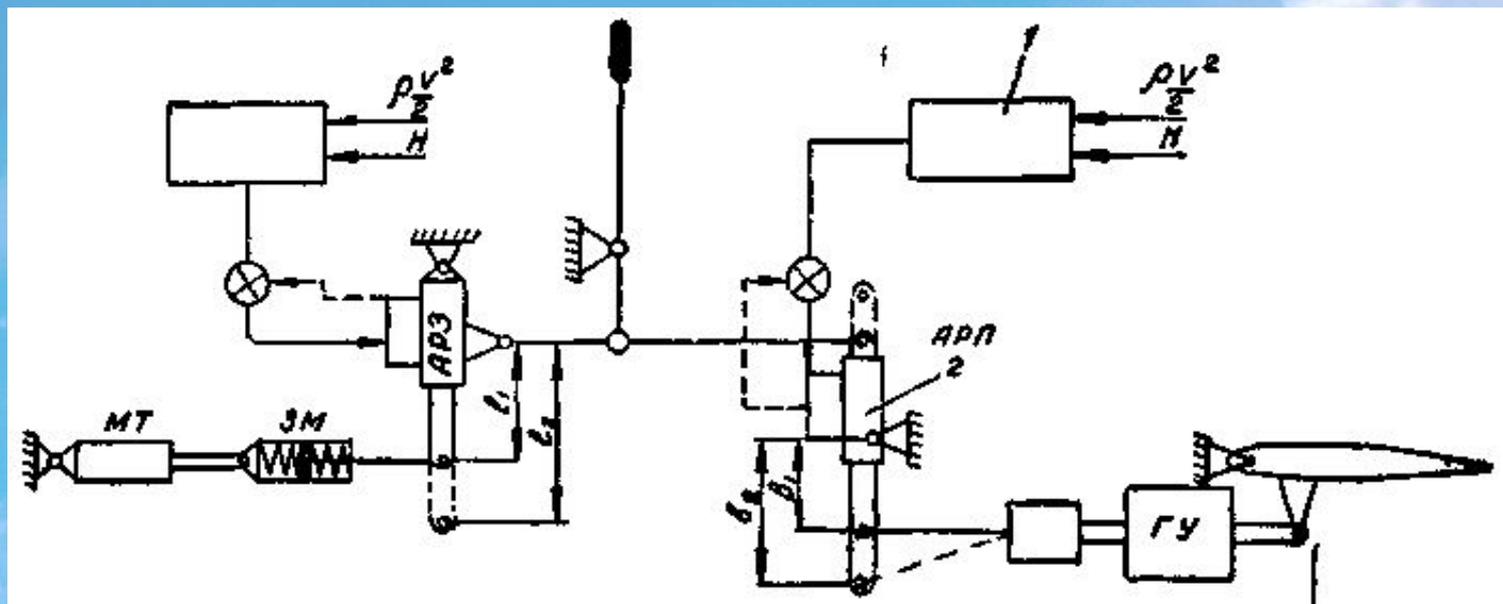


Включение автомата регулирования загрузки:

- 1 - командный блок;
- 2 - автомат регулирования загрузки;
- 3 - загрузочный механизм.

Устройства изменения передаточных отношений

Обеспечивают изменения углов, отклонения аэродинамических органов в зависимости от высоты и скорости полета.



Система непрямого управления с автоматом, регулирующим передаточное отношение

1 - командный блок АРП,

2 - автомат, регулирующий передаточное отношение.

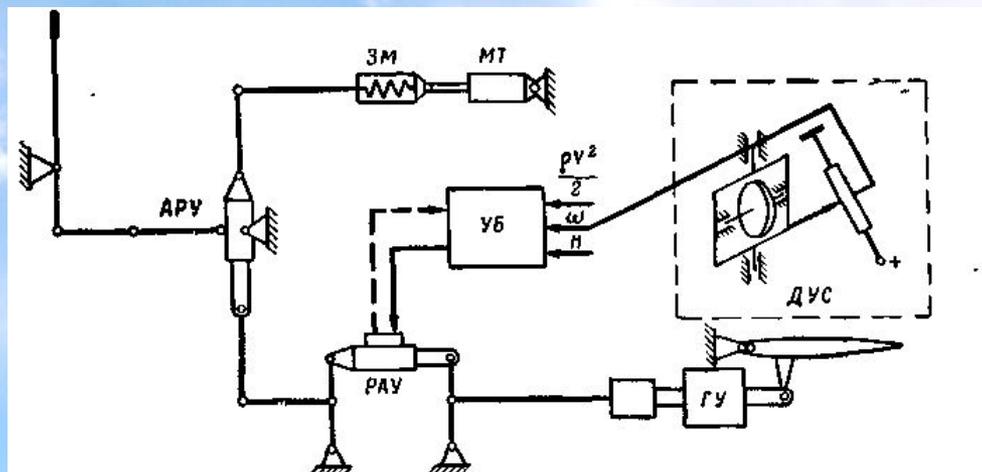
Агрегаты, предупреждающие об опасных режимах полета

Обеспечивают сигнализацию и дополнительное нагружение командных рычагов или постановку их на упор при приближении к опасному режиму полета. При этом направление нагрузки направлено в сторону вывода самолета из опасного режима.

Устройства улучшения динамических характеристик самолета

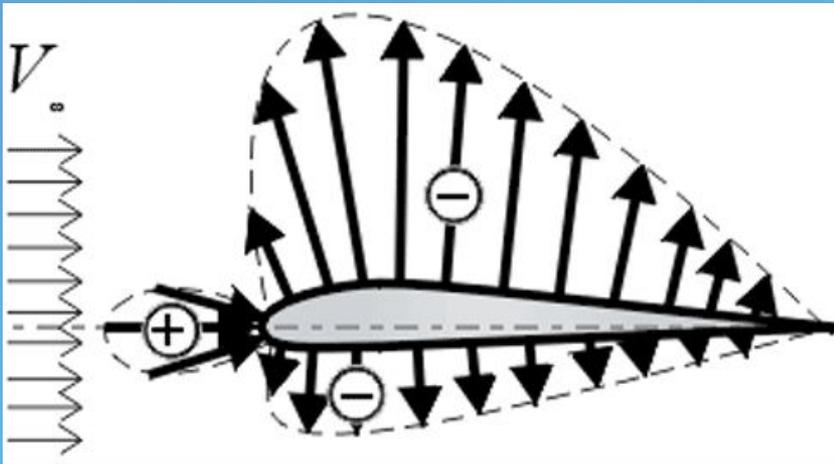
Демпферы - снижают амплитуду и длительность колебаний Л.А. на переходных режимах путем дополнительного отклонения аэродинамических органов управления.

Система непрямого управления с демпфером колебаний самолета

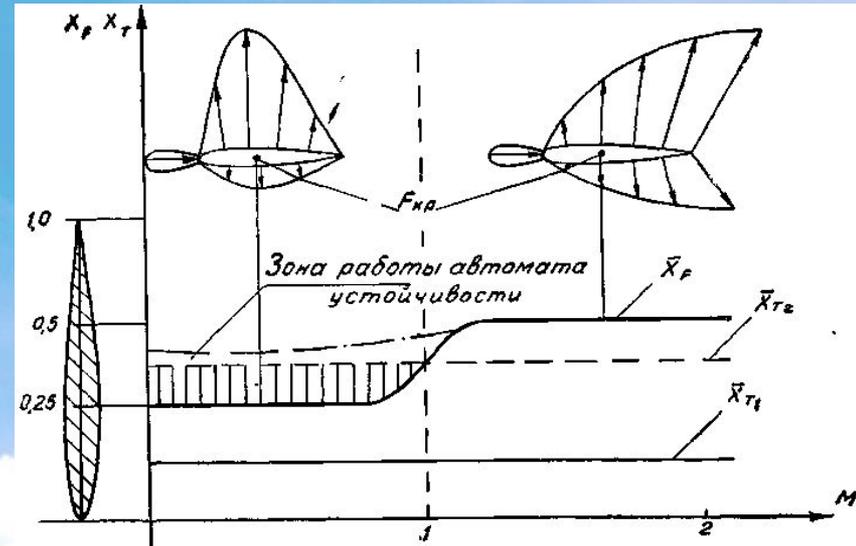
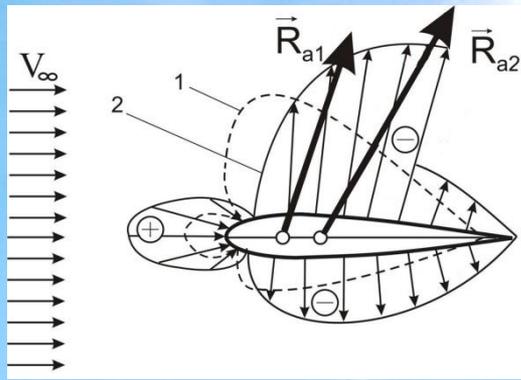


Устройства улучшения продольной устойчивости

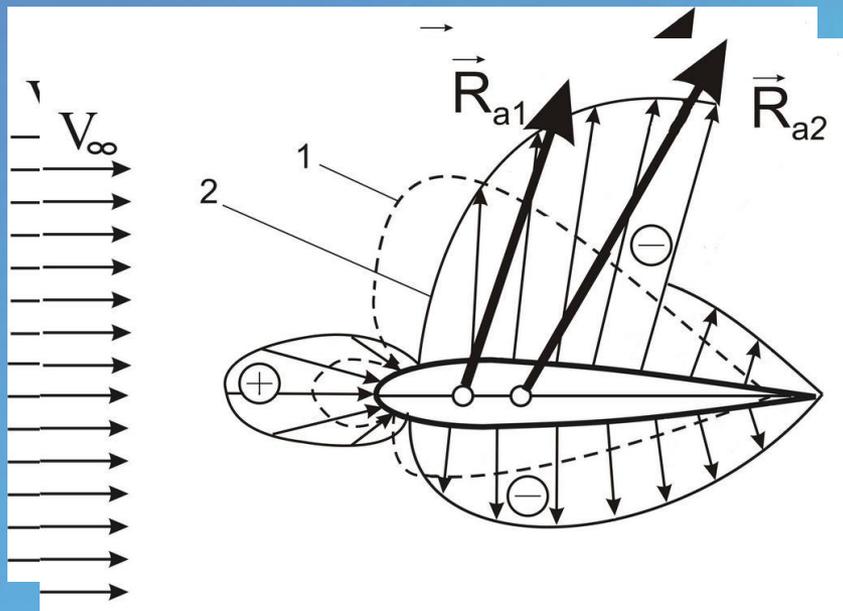
При переходе к сверхзвуковым скоростям полета за счет перераспределения давлений по несущим поверхностям фокус самолета значительно смещается назад. В результате возникает М пик.



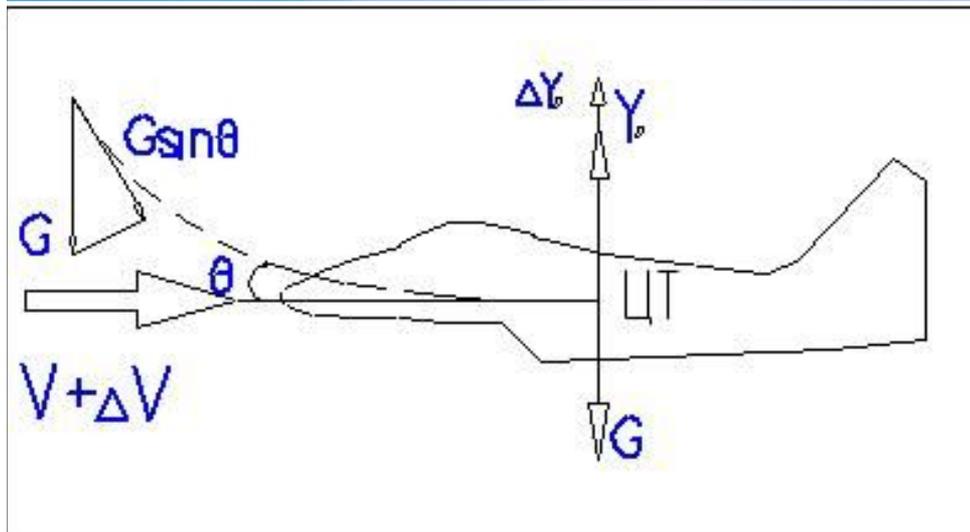
Векторная диаграмма распределения давления по профилю



Зависимость положения фокуса крыла самолета от числа M полета



Распределение давления при докритических (1) и закритических (2) скоростях полёта



Продольная устойчивость самолёта по скорости

Возможные варианты для устранения М пик. и улучшения устойчивости:

1. Дополнительное отклонение аэродинамических органов управления, для компенсации М пик. (МиГ – 29).
2. Перемещение центра давления (изменение стреловидности крыла, МиГ-23, Су-24).
3. Перемещение центра тяжести (Конкорд – перекачка топлива).

Вопрос № 4:

**Общие сведения о системе управления
самолета МиГ-29**

Состав системы управления самолета МиГ-29

- 1. Система продольного управления** (органы продольного управления: синхронно отклоняемые половинки стабилизатора);
- 2. Система поперечного управления** (органы поперечного управления: элероны, дифференциально отклоняемые половинки стабилизатора (в режиме ножницы));
- 3. Система путевого управления** (органы путевого управления: руль направления);
- 4. Дополнительные системы улучшения устойчивости управляемости и безопасности полета:**
 - Система автоматического регулирования управления АРУ-29-2;
 - Система ограничительных сигналов СОС-3М;
 - Система автоматического управления САУ-451-03.

Система автоматического управления (САУ):

Режимы работы:

- режим согласования
- режим демпфирования
- режим стабилизации
- режим приведения к горизонту
- режим траекторного управления

Задание на самоподготовку:

Изучить основные понятия теории автоматического управления полетом ВС, состав системы управления самолета МиГ-29.

Литература:

1. Осовский В. П. «Комплексы авиационного оборудования», ВВИА им. Проф. Н. Е. Жуковского, М., 2004 г., с 191...194;
2. Шабалов П. Г. «Системы автоматического управления», ВК СГАУ, инв. № 16.3, 2005 г., с. 5...16, 68...101;