

# 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

- ∠  $\psi$  - угол курса;
- ∠  $\gamma$  - угол крена;
- ∠  $\beta$  - угол скольжения;
- ∠  $\theta$  - угол наклона траектории.

## **Управляемость ЛА**

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

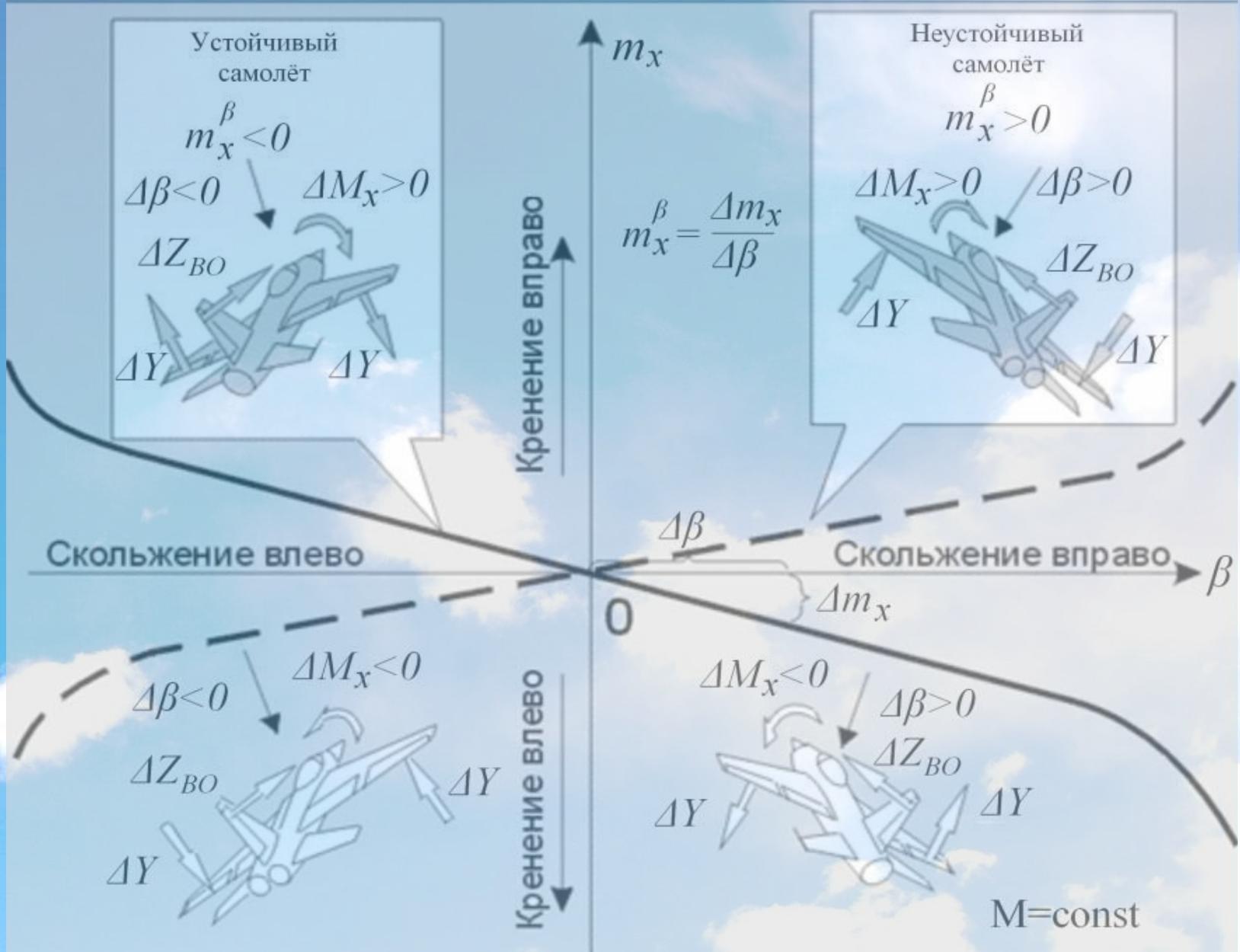
## **Устойчивость ЛА**

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

## **Поперечная устойчивость (*по крену*)**

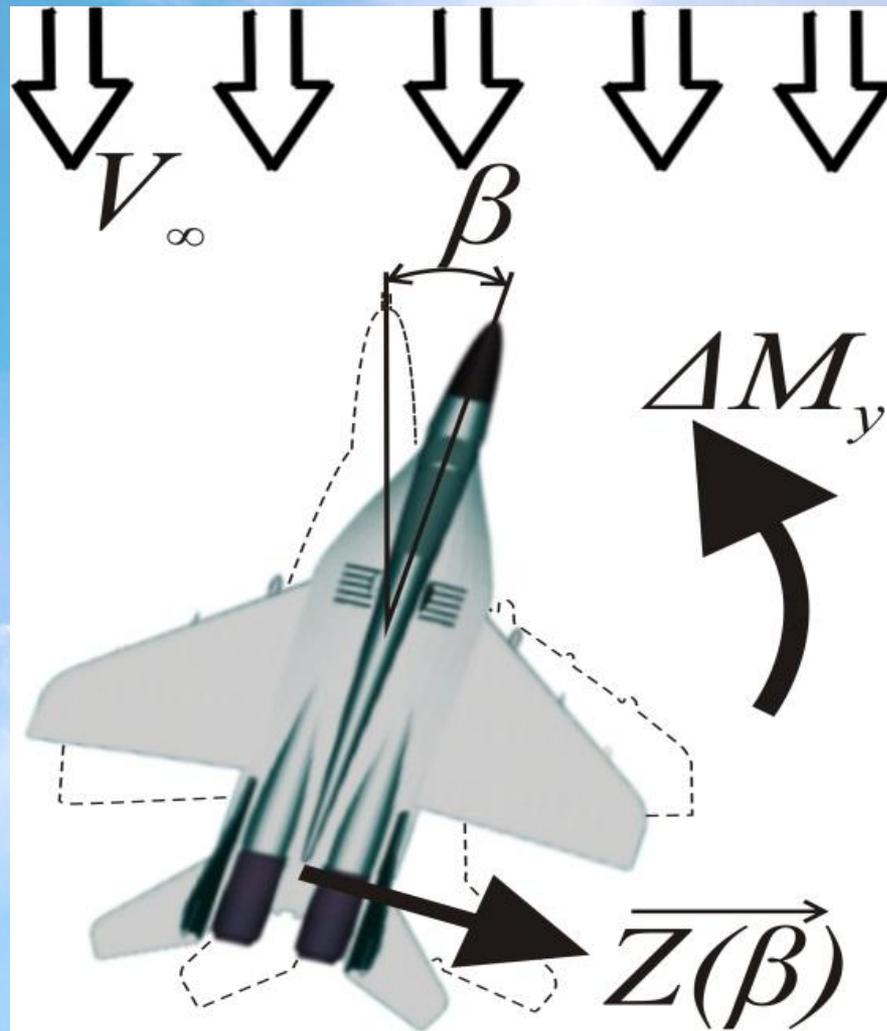
Это способность самолета самостоятельно возвращаться к исходному значению угла крена при случайном его изменении после прекращения действия возмущения.

# 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

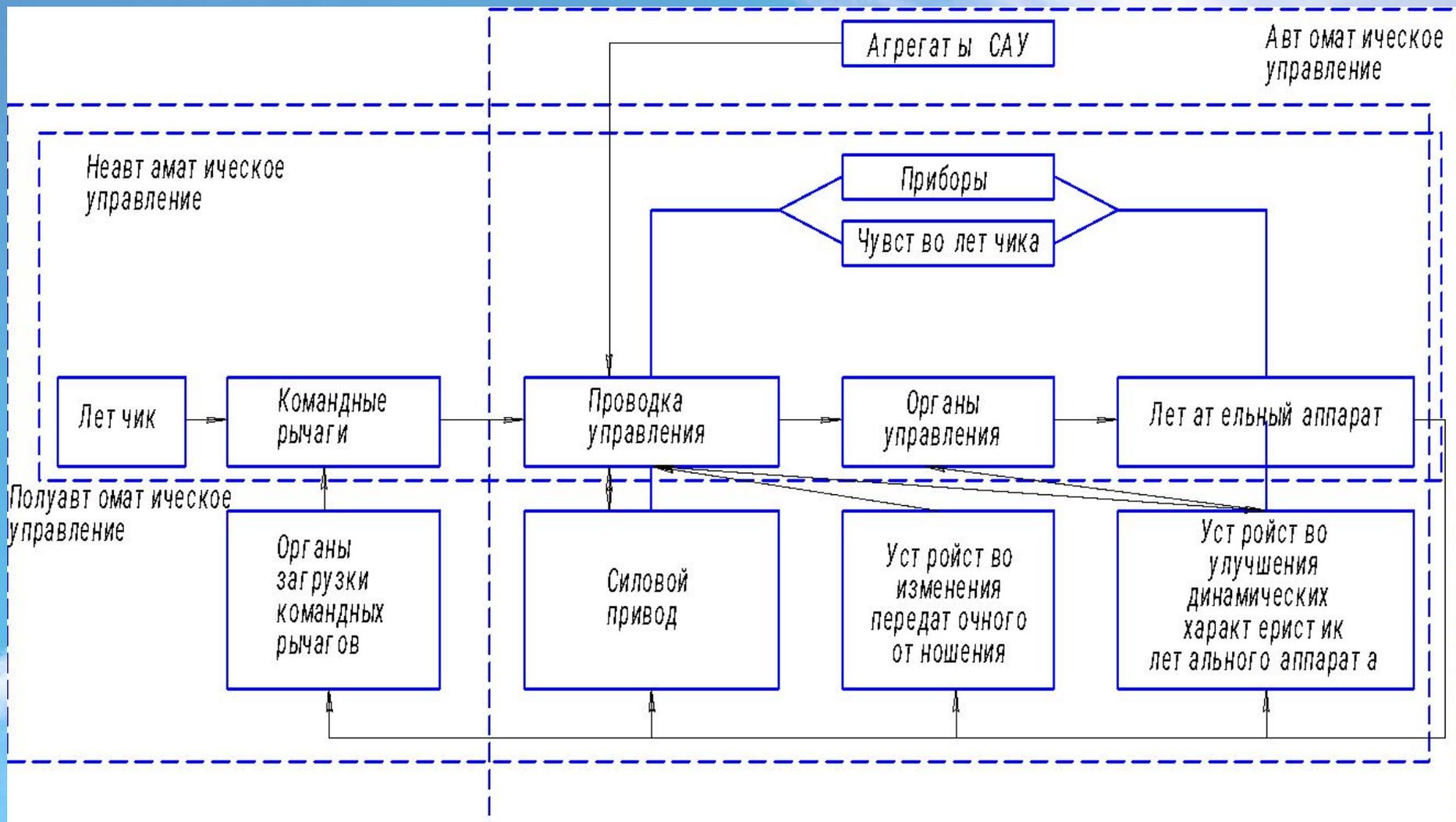
- 1. Ручное управление**  
(за счет мускульной силы летчика);
- 2. Бустерное управление**  
(использование энергии посторонних источников).

## 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

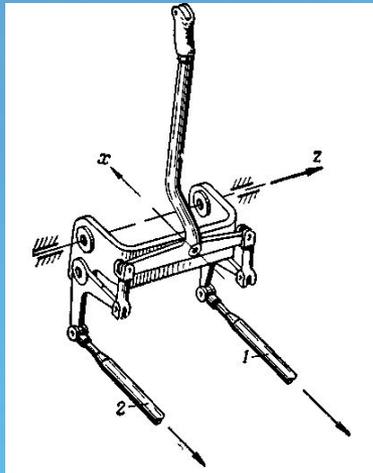


## **Вопрос №3.**

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

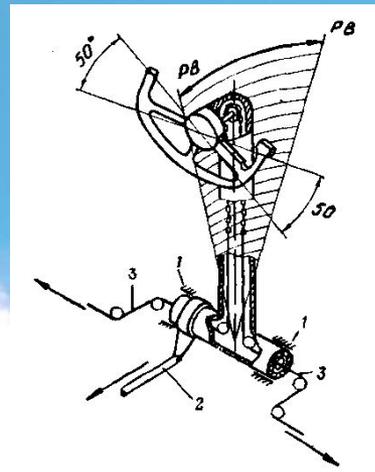
# Командные рычаги

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



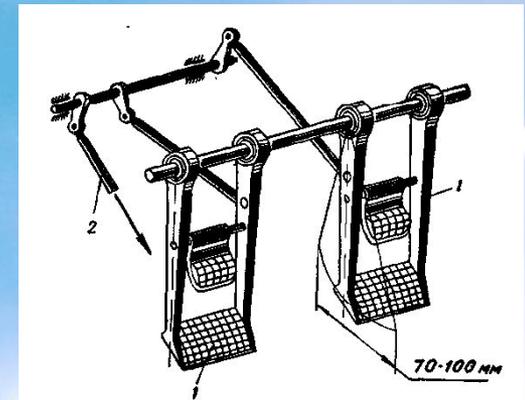
**Ручка управления самолетом:**

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

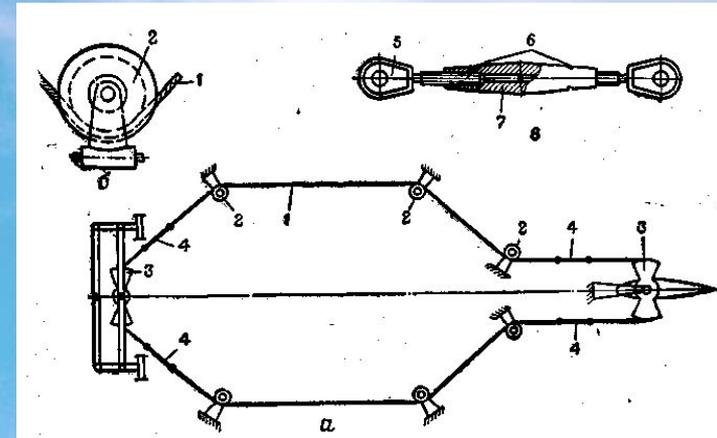
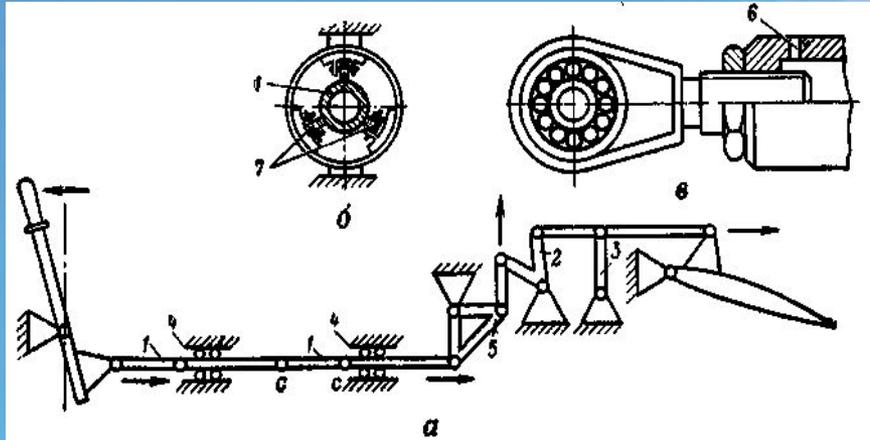
Предназначена для передачи управляющих сигналов к органам управления *(или к гидроусилителям – силовым приводам)*.

## 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:

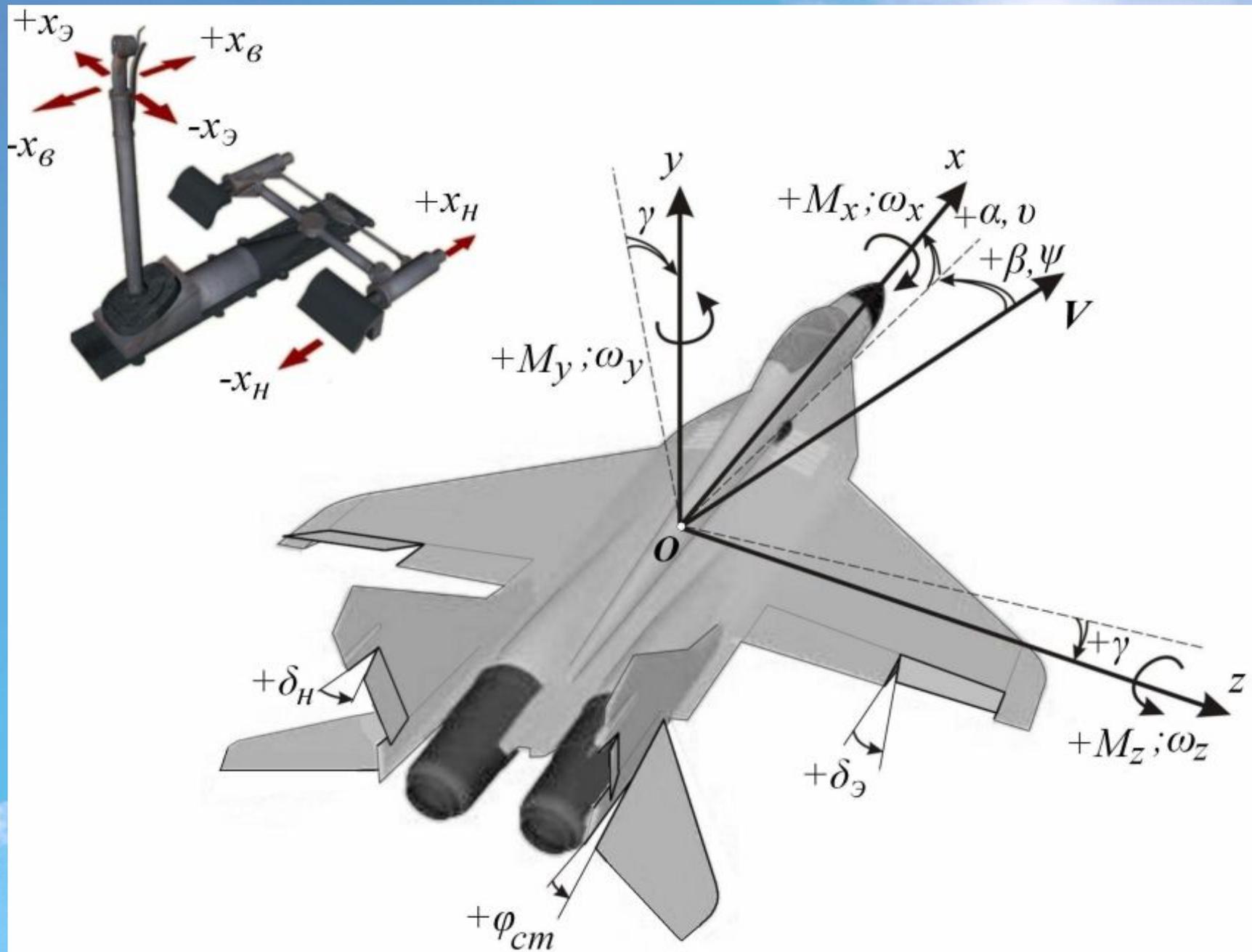
- вытягивание тросов и разрыв нитей тросов в местах перегибов;
- необходимость прокладывания двух тросов .

## 3. Смешанная.

# Органы управления

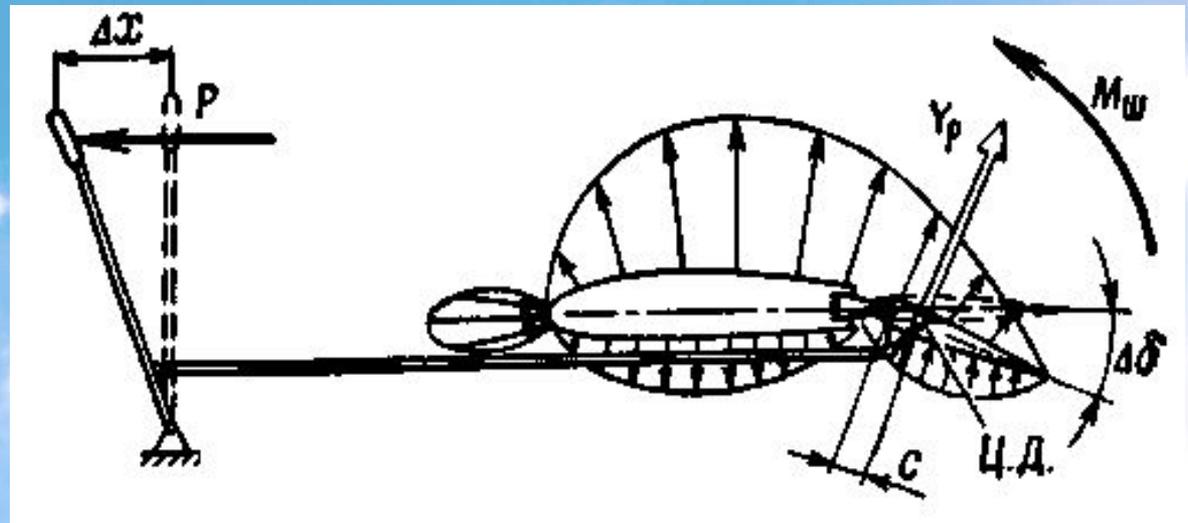
## Виды:

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).



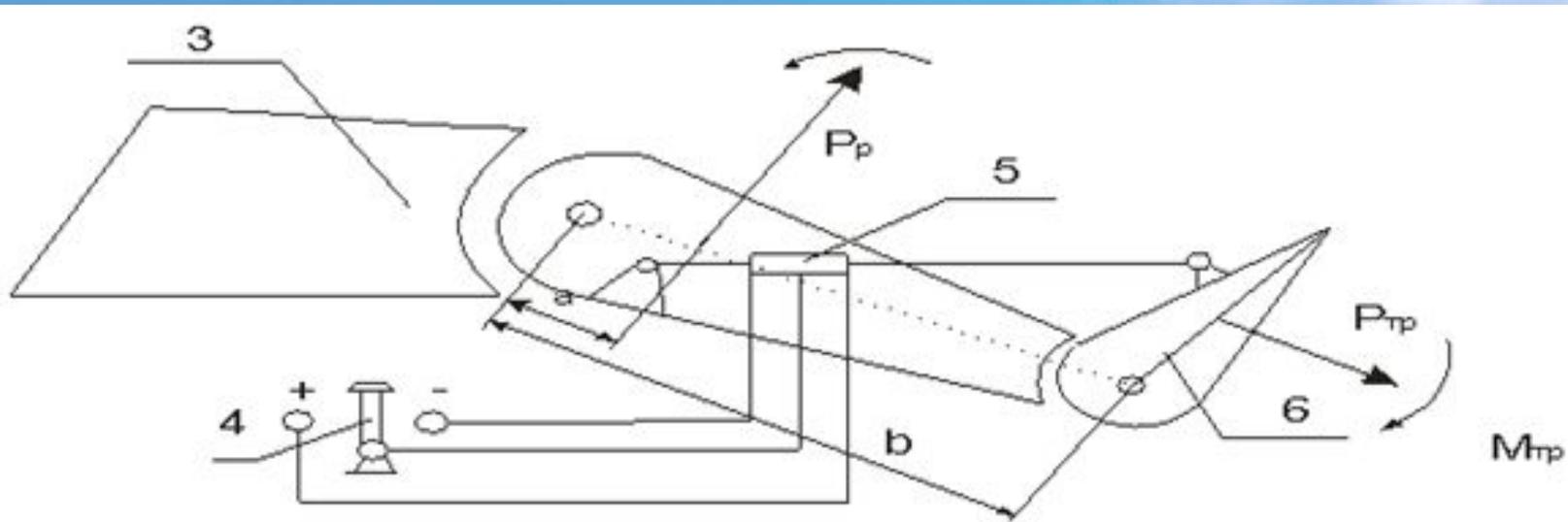
# Шарнирный момент

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 – кнопка «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.

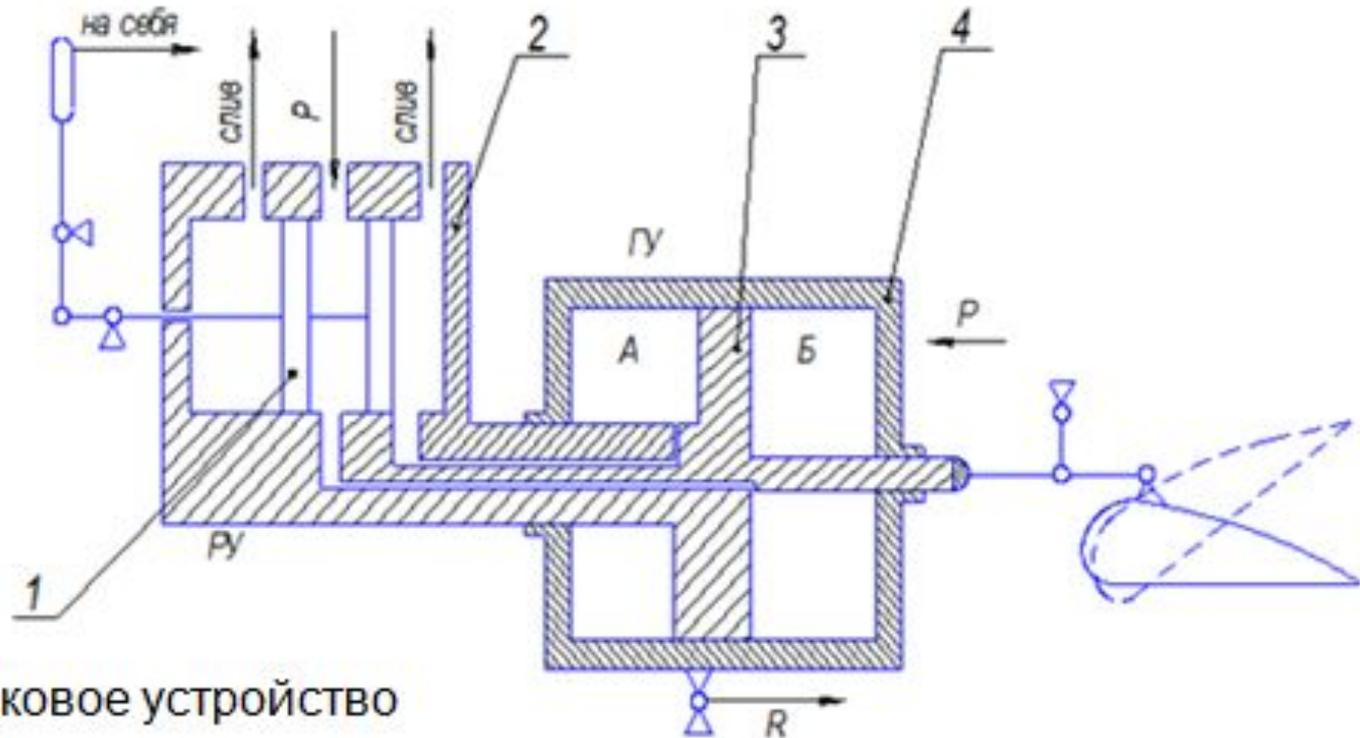
# Виды силовых приводов в зависимости от используемой энергии:

- Гидравлические,
- Пневматические,
- Электрические.

Достоинства гидравлических приводов:

- малая инерционность;
- возможность фиксации в промежуточных положениях.

# Принцип работы гидроусилителя

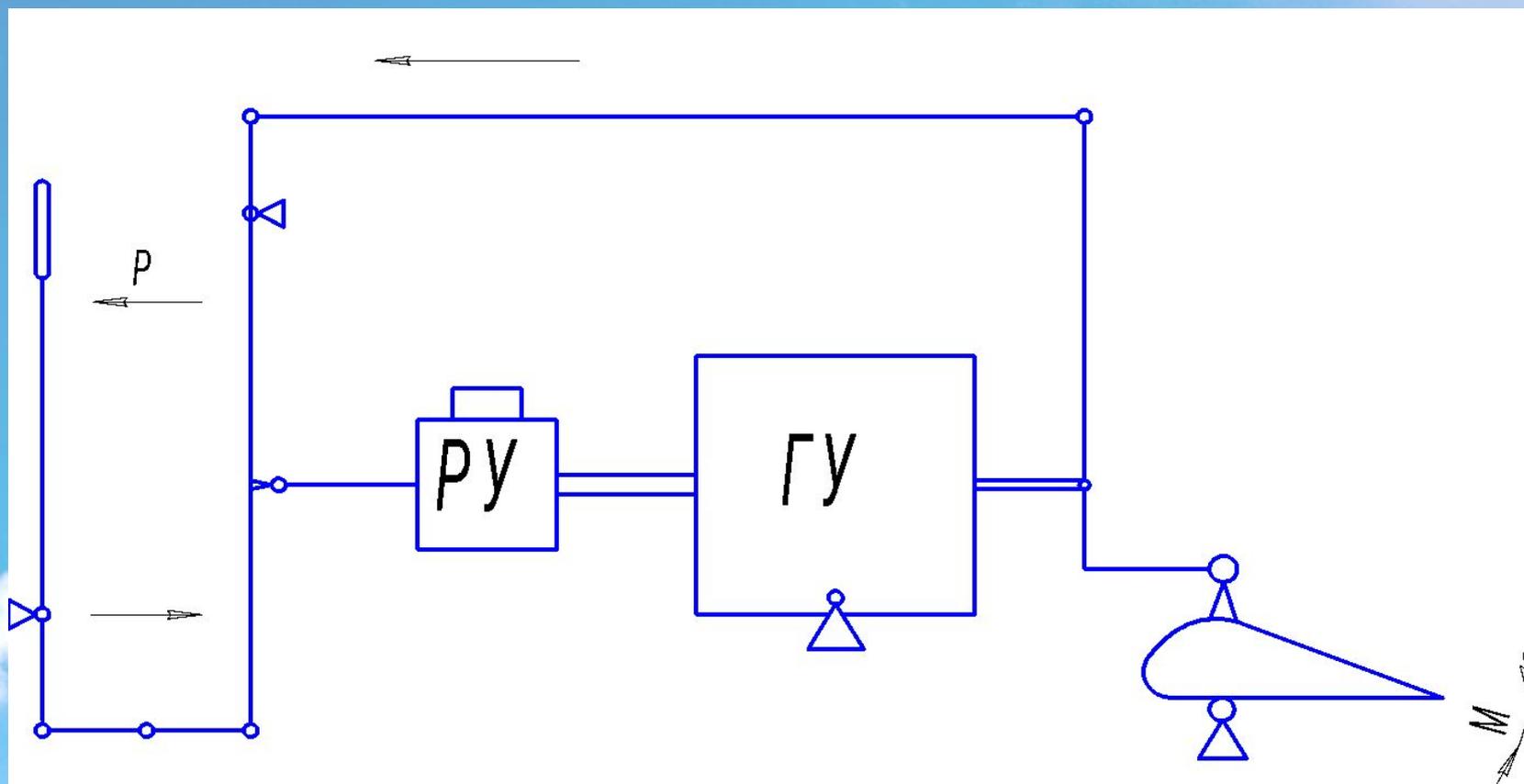


- 1 – золотниковое устройство
- 2 – корпус
- 3 – поршень
- 4 – силовой шлейф
- РУ – распределительное устройство
- ГУ – гидроусилитель

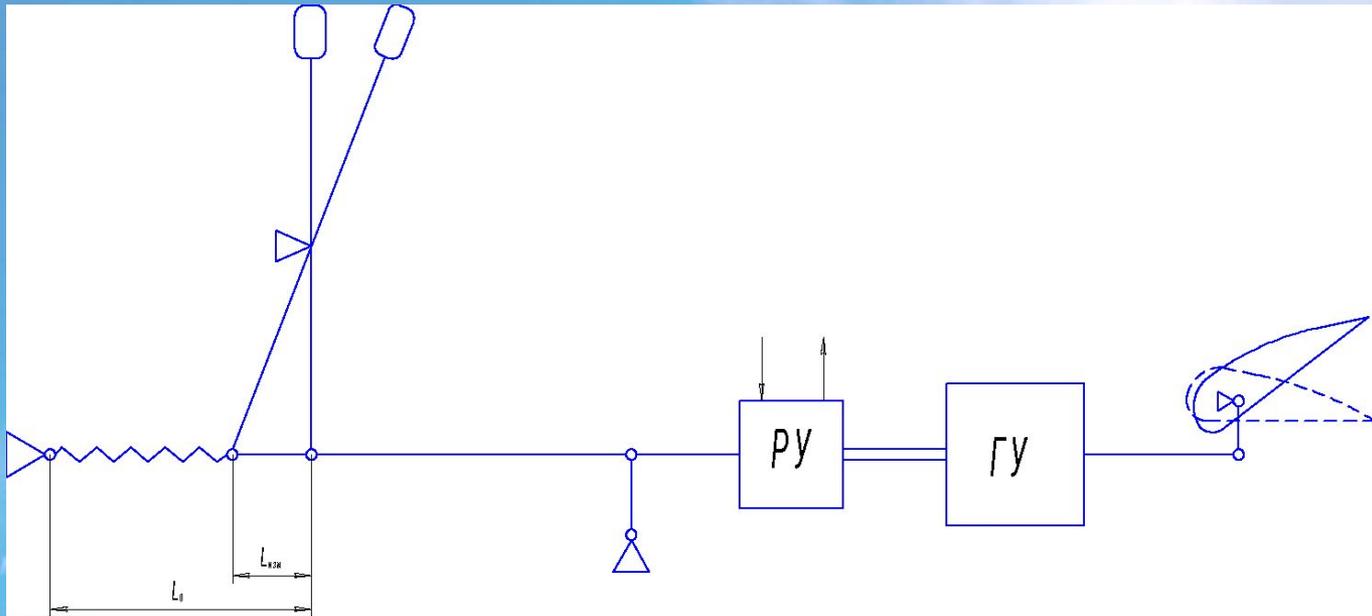
# Виды схем включения силовых приводов

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

# Включение гидроусилителей 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

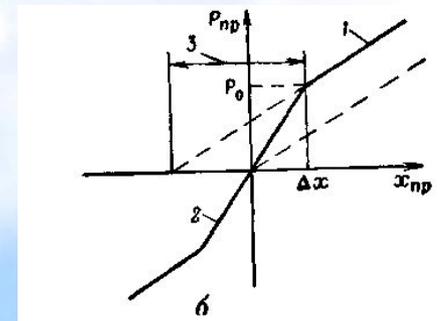
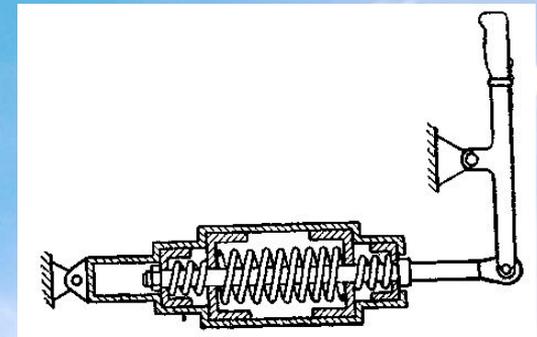
## Загрузочные механизмы

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

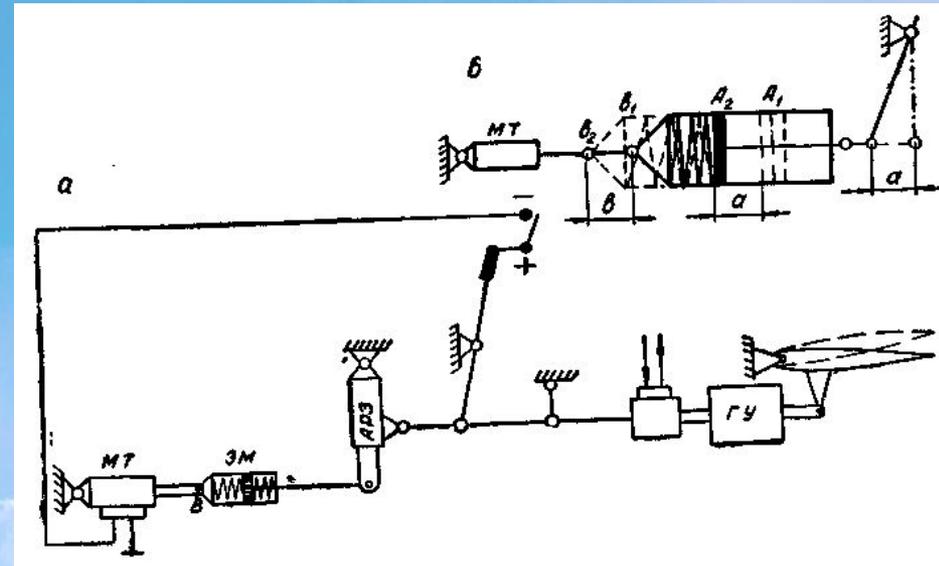
Двухпружинный загрузочный механизм



# Механизмы триммерного эффекта

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

Конструктивно представляют электромеханическую раздвижную тягу.



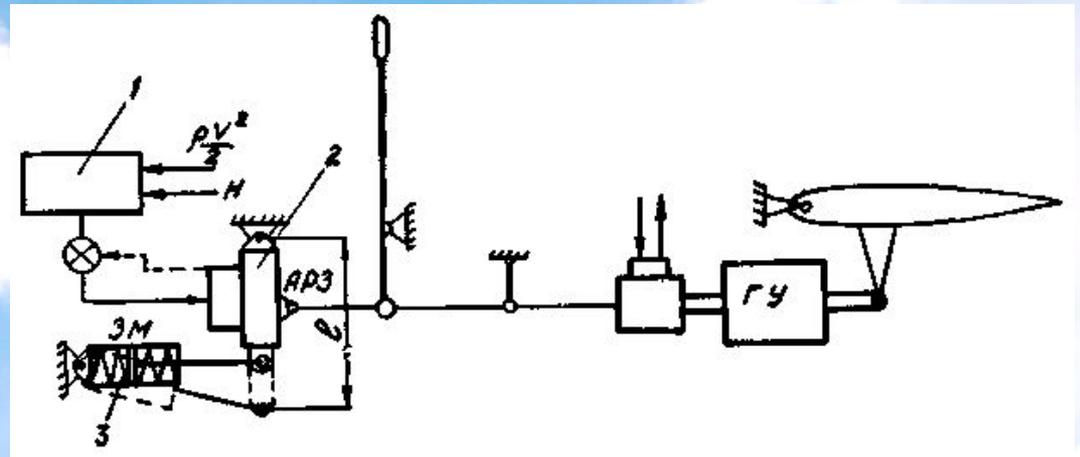
## Включение механизма триммерного эффекта

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.

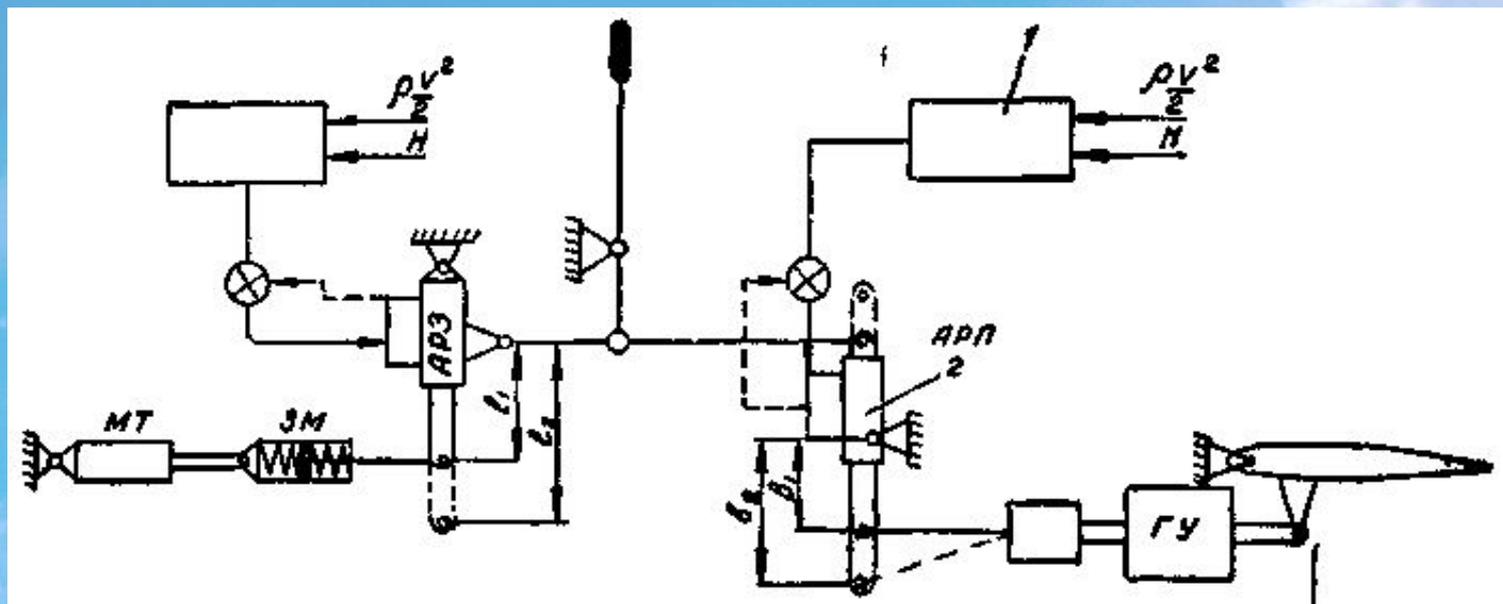


**Включение автомата регулирования загрузки:**

- 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.

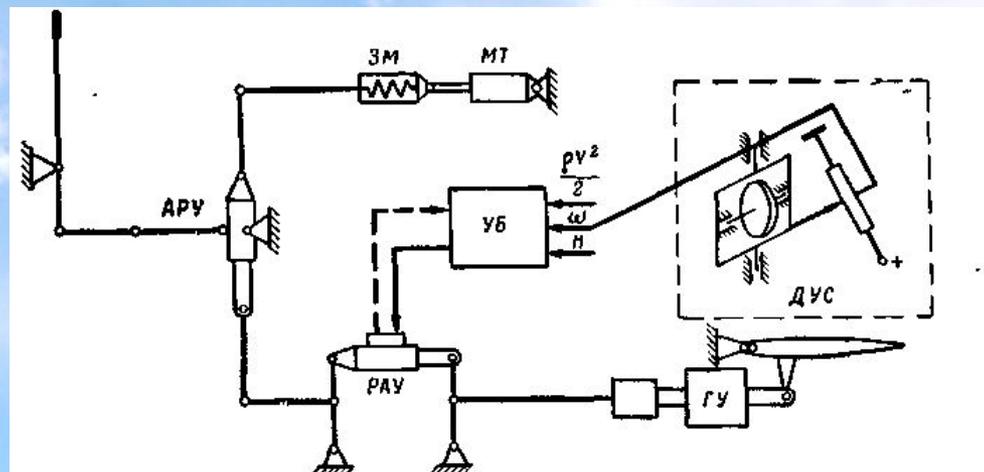
# Агрегаты, предупреждающие об опасных режимах полета

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

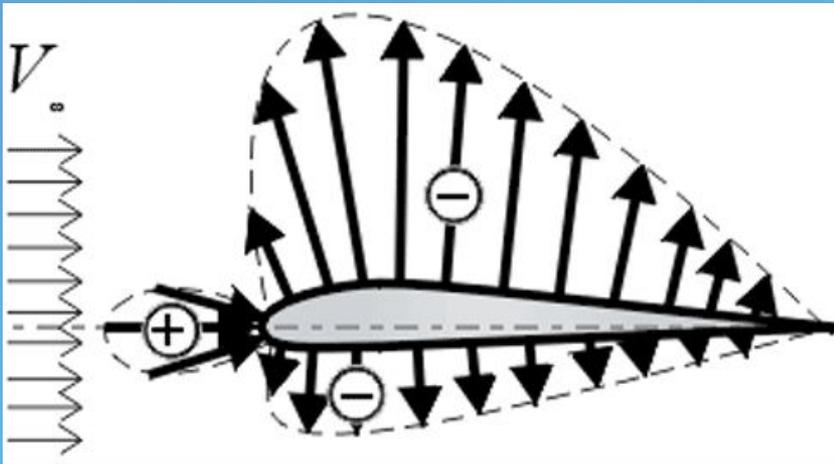
**Демпферы** - снижают амплитуду и длительность колебаний Л.А. на переходных режимах путем дополнительного отклонения аэродинамических органов управления.

Система непрямого управления с демпфером колебаний самолета

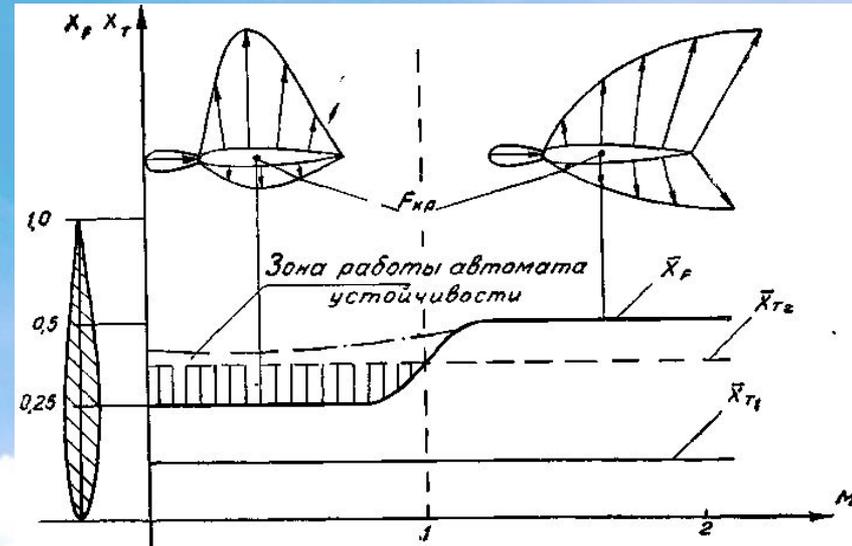


# Устройства улучшения продольной устойчивости

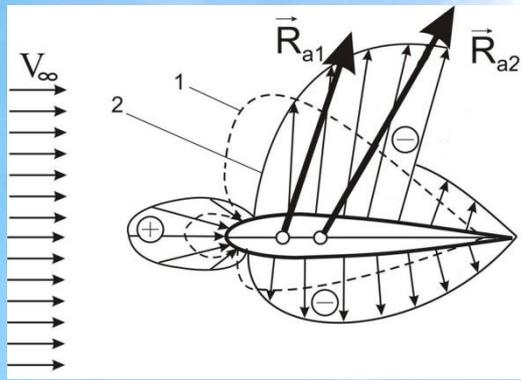
При переходе к сверхзвуковым скоростям полета за счет перераспределения давлений по несущим поверхностям фокус самолета значительно смещается назад. В результате возникает М пик.

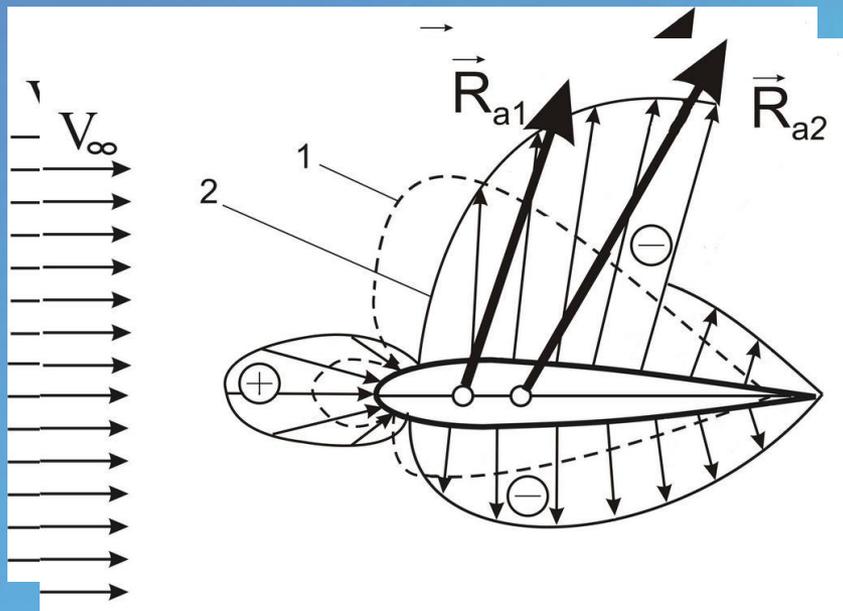


Векторная диаграмма распределения давления по профилю

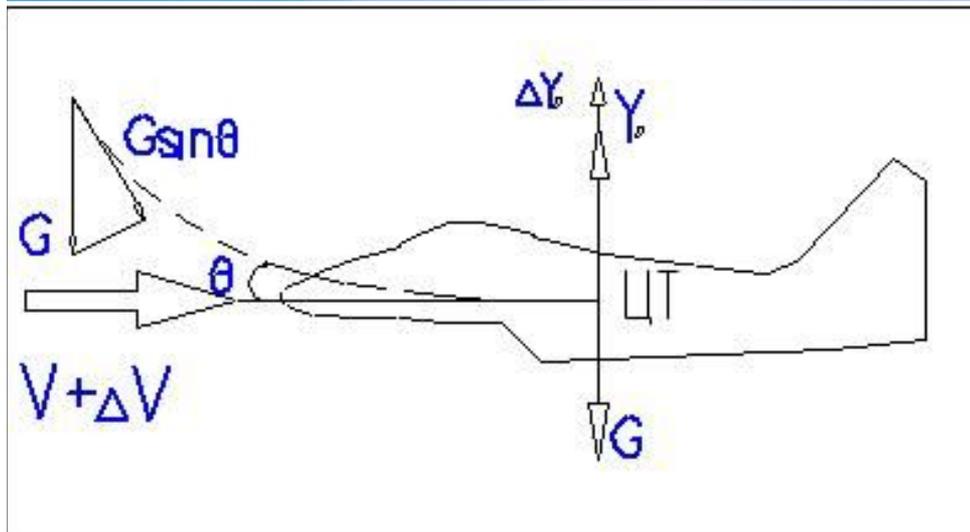


Зависимость положения фокуса крыла самолета от числа  $M$  полета





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;