

М В С С О Р С Ф С Р

Куйбышевский авиационный институт
имени академика С.П.Королёва
ВОЕННАЯ КАФЕДРА

"У Т В Е Р Ж Д А Ю"

НАЧАЛЬНИК ВОЕННОЙ КАФЕДРЫ
П о л к о в н и к

СОНИН

4 октября 1985 года

Л Е К Ц И Я

по теме № 3 "ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА"

дисциплина "Эксплуатация и ремонт самолётов, вертолётов
и авиационных двигателей"

ВУС-461000

Учебное время - 2 часа

Рассмотрена на заседании
цикла № 2

от Протокол № 20
18.03. 1985 года

ЗАНЯТИЕ № 1

" Общие сведения о взлётно-посадочных устройствах летательных аппаратов "

Учебное время - 2 ч.

Цель занятия - Ознакомить студентов с назначением, принципиальными схемами и работой взлётно-посадочных устройств летательных аппаратов.

Место проведения - специализированная аудитория.

Материальное обеспечение

- " Полилюкс "
- слайды

ОРГАНИЗАЦИОННО-МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ.

Лекция читается взводу на одном двухчасовом занятии. При подготовке к занятию проверить соответствие посадочных мест, наличие и работоспособность ТСО. Кроме того, необходимо подготовить стенды и схемы, которые будут использоваться на лекции.

В начале занятия преподаватель принимает доклад дежурного по учебному взводу о готовности к занятию, проводит переключку, контролирует выдачу рабочих тетрадей. Объявляет тему занятия, основные вопросы, которые будут рассмотрены на занятии.

При составлении индивидуального плана проведения занятия учебное время распределяется следующим образом:

- вводная часть - 15 мин.
- основная часть - 70 мин.
- заключительная часть - 5 мин.

Вводная часть включает рапорт дежурного, переключку, объявление темы занятия, выдачу рабочих тетрадей и контрольный опрос.

УЧЕБНЫЕ ВОПРОСЫ:

1. Назначение, классификация, требования предъявляемые к взлётно-посадочным устройствам.
2. Устройства увеличивающие несущую способность крыла: типы, принципы работы.
3. Шасси летательных аппаратов. Компоновочные схемы. Основные элементы шасси.
4. Принцип действия амортизаторов, различные типы амортизаторов. Диаграмма работы амортизаторов.

3.1. Вопрос: Назначение, классификация и требования предъявляемые к ВПУ.

Назначение: Элементы конструкции самолёта, предназначенные для обеспечения его взлёта и посадки, называются взлётно-посадочными устройствами.

Классификация: При взлёте и посадке осуществляется постепенная смена опорных сред самолёта (земли на воздух при взлёте и воздуха на землю при посадке) с одновременным изменением скорости движения. В соответствии с этим взлётно-посадочные устройства подразделяются на шасси и устройства, способствующие либо уменьшению взлётной и посадочной скорости, либо более быстрому изменению скорости движения при разбеге и пробеге.

К этим устройствам относятся:

1. Механизация крыла
2. ускорители скорости разбега (стартовые ускорители)
3. тормозные устройства
4. шасси

3.1.1. Требования предъявляемые к механизации крыла.

Назначение механизации крыла - уменьшение длины разбега и пробега.

При взлёте и посадке подъёмная сила крыла Υ примерно равна весу самолёта G .

$$\Upsilon = C_y S \frac{\rho V^2}{2} \approx G.$$

При этом условии можно определить минимальную скорость полёта, соответствующую максимальному значению

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\max}} S}}$$

Для уменьшения длины разбега и пробега самолёта при взлёте и посадке стараются обеспечить минимальное значение взлётной и посадочной скоростей. Уменьшить эти скорости за счёт увеличения площади S невозможно, т.к. для уменьшения веса и сопротивления самолёта стремятся площадь крыла делать как можно меньше. Поэтому как видно из формулы, для уменьшения взлётно-посадочных скоростей необходимо увеличить $C_{y_{\max}}$ крыла. Для увеличения $C_{y_{\max}}$ используют механизацию крыла и управление пограничным слоем. Кроме общих требований к механизации крыла предъявляются следующие специфические требова-

НИЯ:

- незначительное увеличение угла атаки, которое трудно реализуется на практике;
- малое изменение продольного момента, нарушающего балансировку самолёта.

3.1.2. Требования предъявляемые к стартовым ускорителям.

Назначение стартовых ускорителей - уменьшение длины разбега.

При большой тяговооруженности самолет быстрее и на меньшем пути разгоняется до скорости отрыва. Значительное уменьшение длины разбега и взлетной дистанции можно получить с помощью стартовых ускорителей. Увеличение тяговооруженности до 1.0 и больше позволяет создать самолеты с очень коротким разбегом и даже с вертикальным взлетом.

Поскольку стартовые ускорители создадут дополнительную тягу на короткое время, то после их использования они должны быть сброшены с самолета.

3.1.3. Требования предъявляемые к тормозным устройствам.

Назначение тормозных устройств - уменьшение длины пробега.

Поскольку:

$$L_{проб} = \frac{2G}{g \rho S C_{y_{нос}} \left(\frac{1}{K_{нос}} + f_{тр} \right)}$$

где: $K_{нос} = \frac{Y_{нос}}{Q_{нос}}$ - аэродинамическое качество самолета при приземлении,

то из формулы видно, что для уменьшения длины пробега нужно увеличивать кроме всего прочего силу сопротивления $Q_{нос}$.

Эту задачу выполняют интерцепторы, воздушные тормоза (тормозные щитки) и тормозные парашюты. Их комплексное применение позволяет сократить длину пробега в 1,5-2,0 раза.

Применение тормозного парашюта позволяет сократить длину пробега на 30-40%.

Значительно сократить длину пробега (на 25-30%) удастся с помощью реверса - изменения направления тяги двигателя.

3.1.4. Требования предъявляемые к шасси.

Назначение шасси является - обеспечение разбега и пробега самолета при взлете и посадке и передвижения его по аэродрому

К шасси предъявляется ряд требований, шасси должно быть легким и компактным. Оно должно обеспечить самолету:

- хорошую маневренность при рулении;
- устойчивость движения по аэродрому;
- достаточную проходимость по грунту (искусственному покрытию);

шасси должно иметь:

- амортизационные устройства для поглощения и рассеивания кинетических энергий ударных нагрузок при посадке и движении по неровной поверхности аэродрома;
- тормоза для поглощения и рассеивания кинетической энергии поступательного движения.

3.2.1. Вопрос: Устройства, увеличивающие несущие способности крыла, типы, принцип работы.

Устройства, служащие для увеличения несущих способностей крыла, называются механизацией крыла.

Одним из важных тактико-технических требований, предъявляемых к самолетам, является наличие возможно меньших посадочных и взлетных скоростей, что важно для обеспечения безопасности при взлете и посадке, сокращение длины разбега и пробега.

Из аэродинамики известно, что основными способами уменьшения величины минимальной (взлетно-посадочной скорости) скорости полета самолета являются способы, позволяющие увеличить несущую способность крыла.

Различают три вида механизации крыла:

1. Аэродинамическая механизация крыла
2. Управление пограничным слоем (струйная механизация крыла)
3. Комбинация двух первых видов

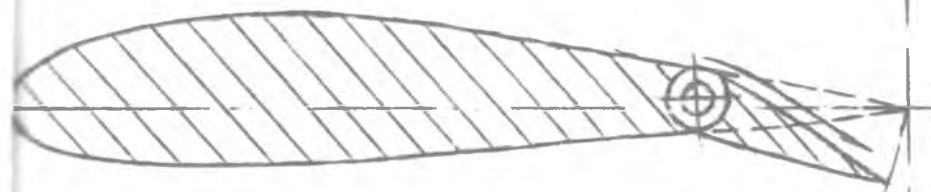
1. Аэродинамическая механизация крыла.

Аэродинамическая механизация предназначена для увеличения кривизны профиля или изменения геометрии крыла.

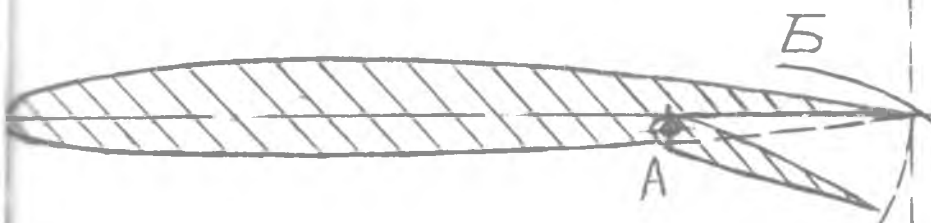
Многочисленные типы аэродинамической механизации крыла можно разделить на следующие группы: простые закрылки, подкрылки, носовые щитки, изменение угла стреловидности.

а/. Простой закрылок / Рис.1.а / располагается вдоль задней кромки крыла, не занятой элеронами. При отклонении закрылка вниз, увеличивается кривизна профиля. При этом увеличивается C_y при постоянном угле атаки крыла. Прирост коэффициента

а) простой
закрылок



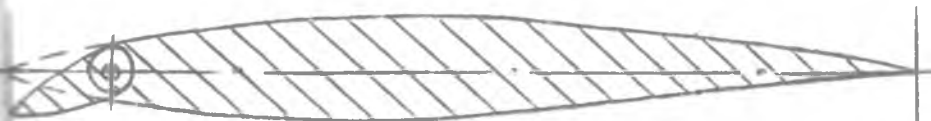
б) простой
щиток
(подкрылок)



в) щиток
ЦАГИ



г) отклоняющийся
носик



д) изменение угла
стреловидности крыла
в полёте

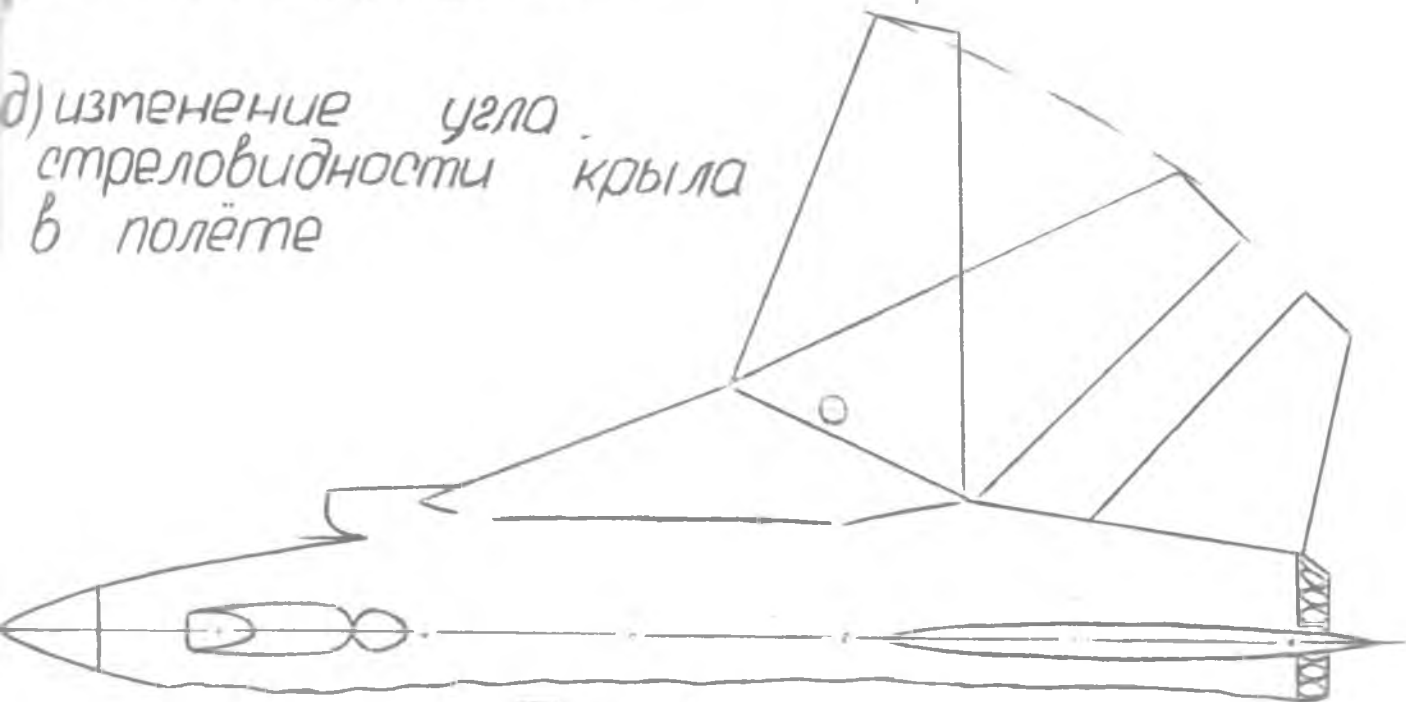


Рис. 1

подъемной силы ΔC_y получается тем больше, чем угол отклонения закрылка δ_3 . Наибольшее значение ΔC_y достигает при $\delta_3 = 50-60^\circ$. Но при увеличении δ_3 увеличивается и сопротивление крыла, поэтому δ_3 используют при посадке, а при взлете для получения наименьшей длины разбега уменьшают до $15-25^\circ$.

Максимальный ΔC_y получаемый при закрылке и других видах механизации, зависит от профиля крыла и формы крыла в плане. Чем меньше относительная толщина крыла и чем больше его стреловидность, тем меньше ΔC_y . Поэтому при данном типе механизации у современных тонких и стреловидных крыльев $C_{y_{max}}$ меньше, чем у толстых нестреловидных.

Механизацию крыла (закрылки и подкрылки) не удастся размещать вдоль всего размаха крыла. немеханизованными остаются участки крыла, занятые элеронами, фюзеляжем, двигателем и другими устройствами, расположенными на крыле. Прирост коэффициента подъемной силы ΔC_y всего крыла зависит лишь от площади его механизированной части.

б./ Подкрылки / Рис. I.б,в/

Простой щиток / Рис. I.б/ отклоняется вниз, поворачиваясь вокруг неподвижной оси А. Этот простейший вид механизации создает увеличение давления под крылом и разряжение над крылом, т.к. струя Б-В ускоряется, стремясь в область разряжения за крылом.

Щиток Ц, А.Г.И. /Рис. I,в/ не только отклоняется вниз, но его передняя точка, кроме того, смещается назад и вниз. При посадке она занимает положение I.а. При взлете I.г.

в./ Отклоняющийся носок /Рис. I.г/ отклоняется вниз при увеличении угла атаки и обеспечивает плавный вход струи на носок крыла, предотвращая срыв потока с передней кромки крыла. Применяют отклоняющиеся носки при тонких остроносых профилях, у которых срыв потока начинается при малых углах атаки. Отклоняющийся носок обычно применяют вместе с другими видами механизации, например с закрылками.

г./ Изменение угла стреловидности крыла / Рис. I.д./ Для полета на сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях нужна большая стреловидность крыла. Но придание крылу стреловидности ухудшает его несущие свойства и кроме того, из-за стреловидности крыла, задней кромки его, резко снижается эффективность обычных средств

механизации на малых скоростях. На дозвуковых скоростях, при взлете и посадке выгоднее прямое крыло. Это обстоятельство продиктовало необходимость создания самолетов с крылом изменяемой геометрии (с изменяемым углом стреловидности крыла).

2. Управление пограничным слоем. (У.П.С.)

У.П.С. позволяет обеспечить безотрывное обтекание профиля крыла (а следовательно и увеличение $C_{y_{max}}$) до больших углов атаки за счет увеличения кинетической энергии частичек воздуха в зоне срыва. Срыв пограничного слоя приводит к уменьшению подъемной силы и увеличению сопротивления крыла. Этих нежелательных последствий можно избежать, применяя У.П.С. В настоящее время используют два основных способа У.П.С. - сдув и отсос пограничного слоя. Сдув и отсос пограничного слоя реализуется с помощью струйной механизации.

а). Сдув пограничного слоя осуществляют с участков крыла, на которых он находится в предсрывном состоянии. Рис. 2. /а, б, в./. Направляя струи воздуха 1 из отверстий или щелей 2 /рис. 2. а, б/, мы добавляем кинетическую энергию в заторможенный пограничный слой. При этом отрыв пограничного слоя или не происходит, или место отрыва перемещается ближе к задней кромке крыла.

Струйный закрылок / Рис. 2. в./ - вид струйной механизации крыла при которой из задней кромки крыла истекает вниз под углом к хорде струя пелена воздуха. Струя при этом работает аналогично твердому закрылку, она как бы увеличивает ширину крыла (ее хорду), над струей появляется разрежение, а под ней повышение давления. Кроме того струя увеличивает кинетическую энергию пограничного слоя. В результате создается дополнительная подъемная сила. Прирост коэффициента подъемной силы получается значительным. Однако этот вид механизации не получил распространения из-за существенного увеличения веса крыла в связи с наличием вдоль задней кромки крыла канала с высоким давлением воздуха (газа).

При сдуве от вспомогательного источника - от компрессора В.Р.Д., вспомогательного Т.Р.Д. или насоса с электрическим приводом. Воздух по трубам поступает в крыло и выдувается через специальные сопла на закрылок и переднюю часть профиля крыла.

Наиболее рационально применять сдув потока на отклоненных закрылках. В этом случае из канала через щель подается струя воздуха или газа, уменьшая срыв потока. В результате уве-

личивается под"емная сила. Кроме того, выходящая струя воздуха как бы увеличивает на некоторую величину хорду крыла, это также является причиной роста под"емной силы. Эффект сдува тем больше, чем больше расход и скорость воздуха, подаваемого на сдув.

б). Отсос пограничного слоя осуществляется всасыванием внутрь крыла нижней заторможенной части слоя / Рис. 2.г./ в области находящейся в предсрывном состоянии.

3. К третьей группе механизации крыла относятся такие устройства которые обеспечивают приращение под"емной силы одновременно за счет увеличения кинетической энергии частичек воздуха в зоне срыва. К этому виду механизации относятся: щелевой закрылок, выдвижной закрылок, многощелевой закрылок, щелевой предкрылок / РИС . 3 /. В отличии от струйной механизации увеличение кинетической энергии частичек воздуха в зоне срыва, происходит не за счет постороннего источника давления, а за счет перепуска уплотненного воздуха под крылом через щели в зону над крылом.

а). Щелевой закрылок /Рис.3а/ при отклонении образует щель, через которую протекает струя воздуха, уменьшающая интенсивность срыва потока. Поэтому этот закрылок может иметь больший чем у простого закрылка.

б). Выдвижной закрылок / Рис.3б/ выдвигается из-под крыла, образуя щель, увеличивая кривизну профиля и площадь крыла. Это вызывает еще большее приращение , чем у пред"идущих видов закрылков.

в). Многощелевой закрылок (двух-, трехщелевой) /Рис. 3в/ выдвигается из-под крыла, образуя специально профилированные щели. Воздух из зоны под крылом перетекает через щели в зону срыва. Проходя через эти щели воздух увеличивает свою скорость (кинетическую энергию), сообщает ее пограничному слою и предотвращает срыв потока.

г). Щелевой предкрылок /Рис.3г/ располагается на передней кромке крыла. Их делают или неподвижными, или автоматически отходящими от крыла вследствие разряжения, которое пиявляется над ними при большом угле атаки. При открытом предкрылке струя воздуха проходящая через щель увеличивает скорость воздуха на верхней поверхности крыла. Это на малых углах атаки предотвращает срыв потока или уменьшает интенсивность срыва на больших углах.

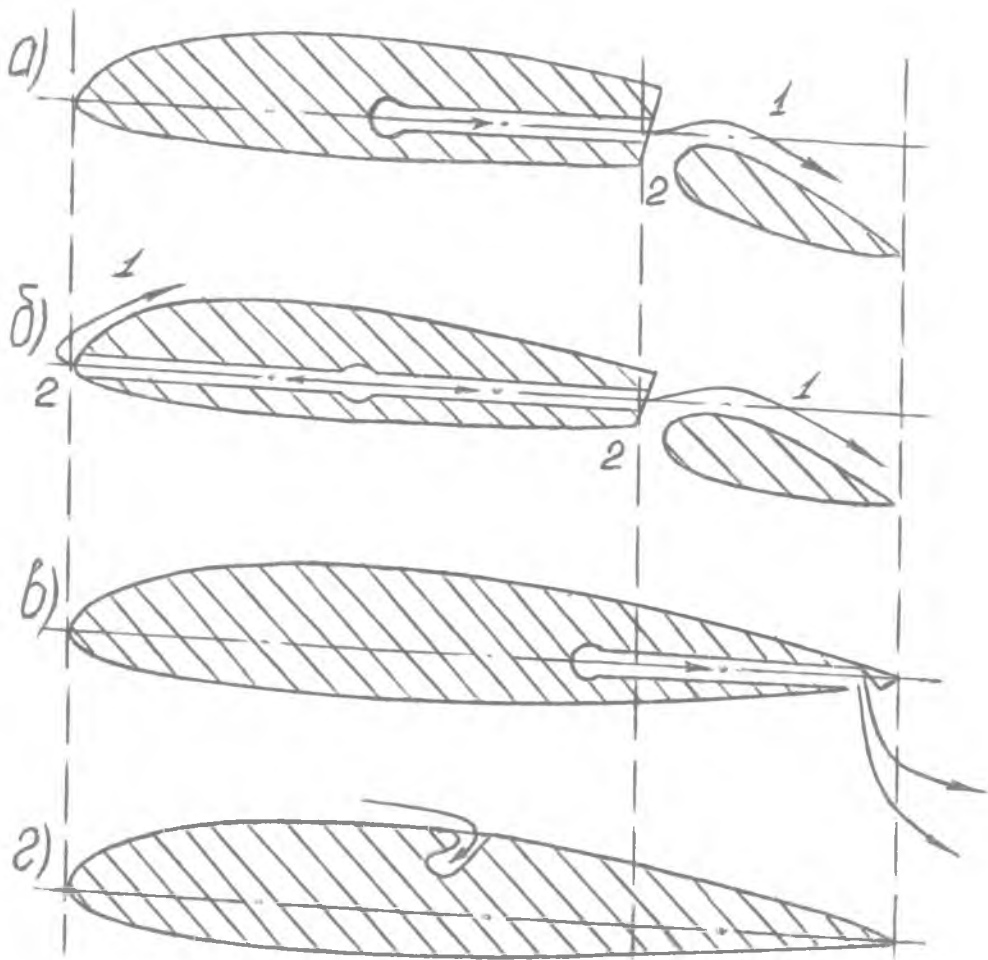


Рис. 2

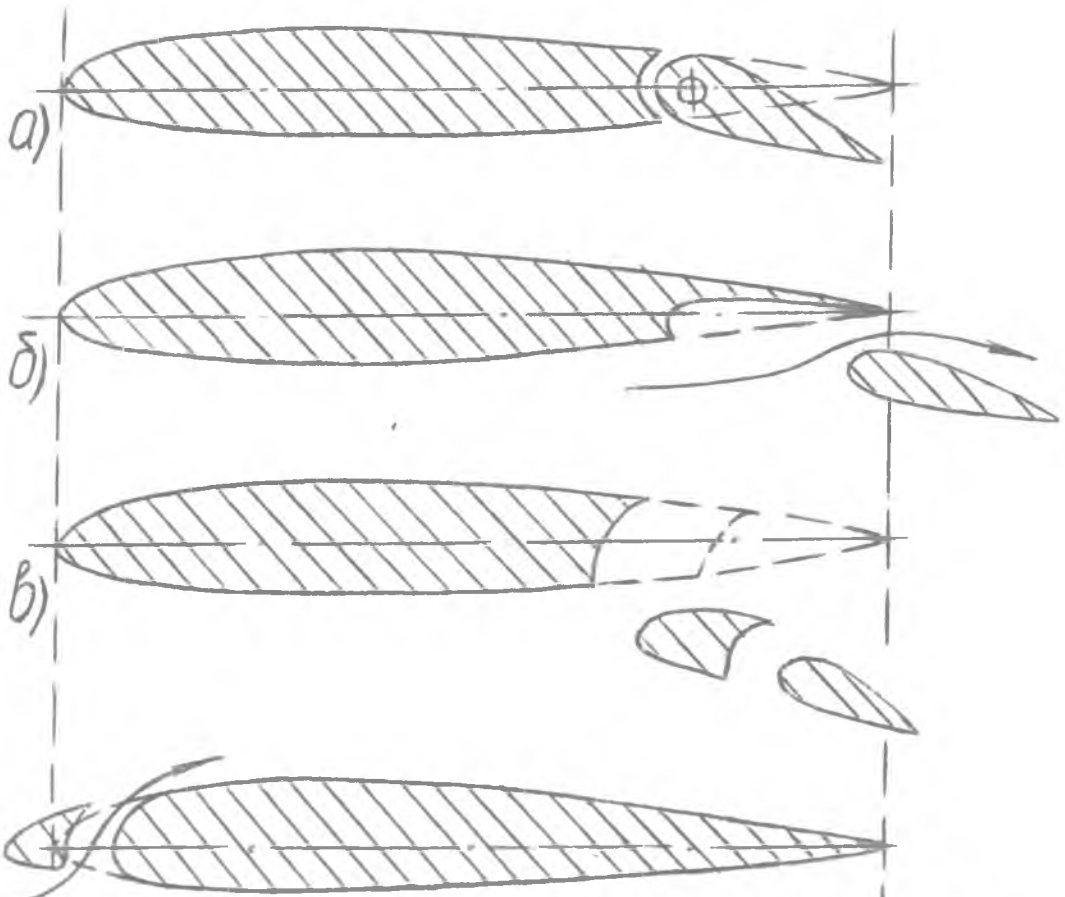


Рис. 3

Из всех распространенных видов механизации крыла на МиГ-23 имеется:

1. отклоняемые носки
2. простой закрылок

3.3.1. Шасси Л.А. Компоновочные схемы шасси. Основные элементы шасси, типы, принцип работы.

Компоновка шасси определяется количеством опор и расположением их относительно центра тяжести самолета. Каждая опора может иметь несколько колес и даже несколько стоек. Определяющим при выборе той или иной схемы шасси является устойчивость движения самолета на земле. Компоновка шасси оказывает также влияние на удобство уборки шасси и на его вес.

По типу и характера расположения опор различают:

- трехопорное шасси с хвостовой опорой / Рис. 4/, где основная нагрузка приходится на две главные опоры, расположенные впереди центра тяжести самолета.
- трехопорное шасси с передней (носовой) опорой (Рис.5), где основная нагрузка также приходится на две главные опоры, расположенные позади центра тяжести самолета.
- двухопорная или велосипедное шасси (рис.6), где всю нагрузку воспринимают опоры, расположенные под фюзеляжем, впереди и позади центра тяжести самолета.

3.1.3.1.

Трехопорное шасси с хвостовой опорой применялось в основном на винтомоторных малоскоростных самолетах. Ограниченное применение данной схемы вызваны следующими существенными недостатками:

- при энергичном торможении возможны капотирование самолета.
- при случайном развороте самолета (рис.7) боковые силы трения T_1 и T_2 создают разворачивающий (дестабилизирующий) момент $M_{дейст.} = (T_1 + T_2) \cdot l_1$, т.е. устойчивость самолета в поперечном направлении недостаточна. Для создания восстанавливающего момента $M_B = T_3 \cdot l_2$ колесо хвостовой опоры необходимо застопорить, но это вызывает увеличение нагрузок на хвостовую опору.
- невозможность применения для самолетов с реактивными двигателями из-за наличия большого стояночного угла и разрушения струей газа взлетно-посадочной полосы.

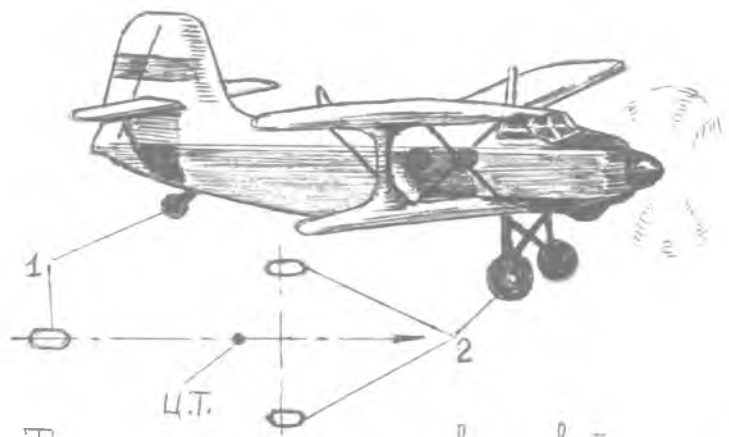


Рис 4 Трехопорное шасси с хвостовой опорой:
1-хвостовая опора ; 2-главные опоры

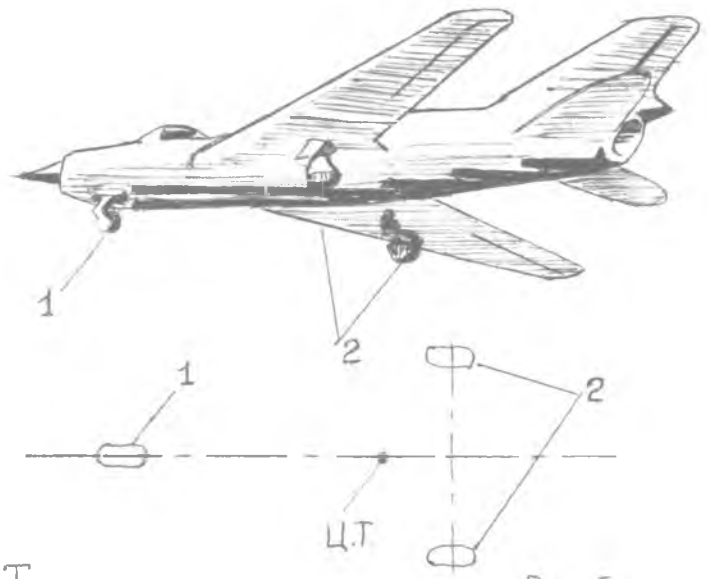


Рис 5 Трехопорное шасси с передней опорой
1-передняя опора ; 2-главные опоры

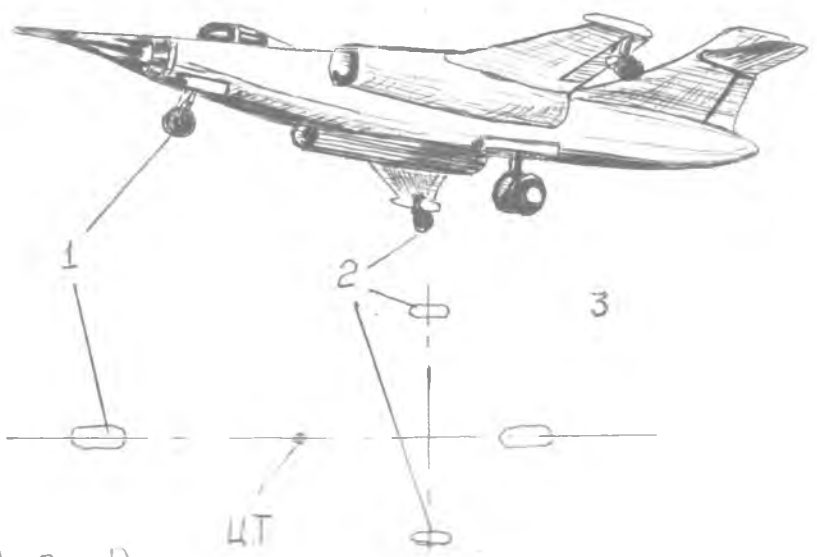
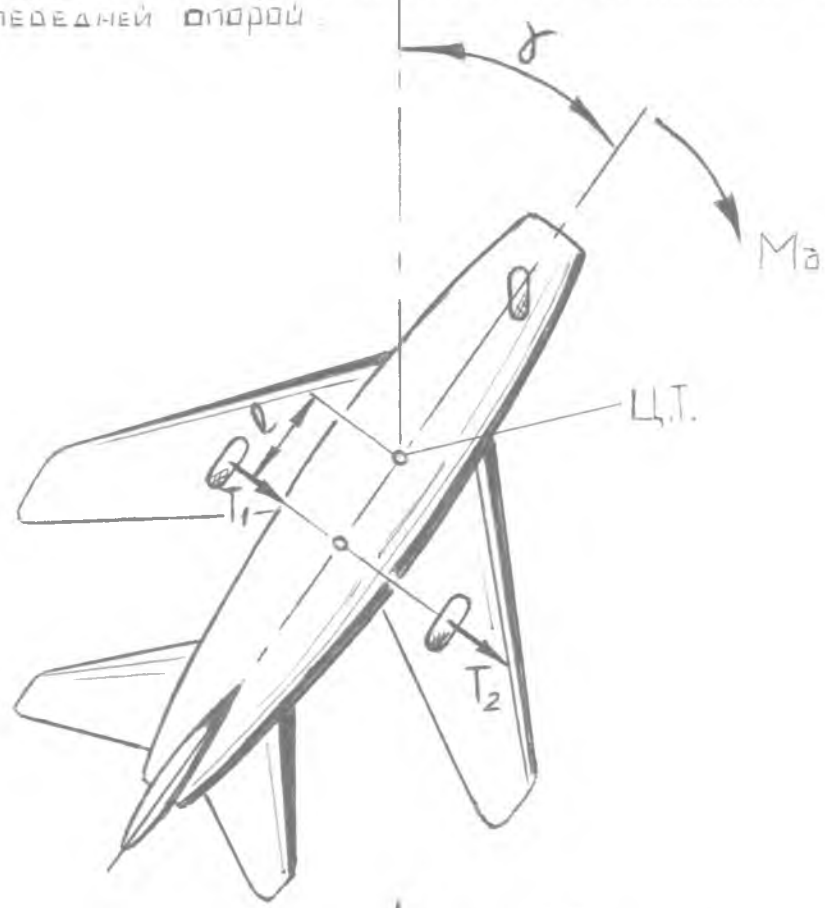


Рис 6 Велосипедное шасси:
1,3-главные опоры, 2-подкрыльевые опоры

Рис 8. Обеспечение путевой устойчивости на самолете с передней опорой



Колеса застыпорены

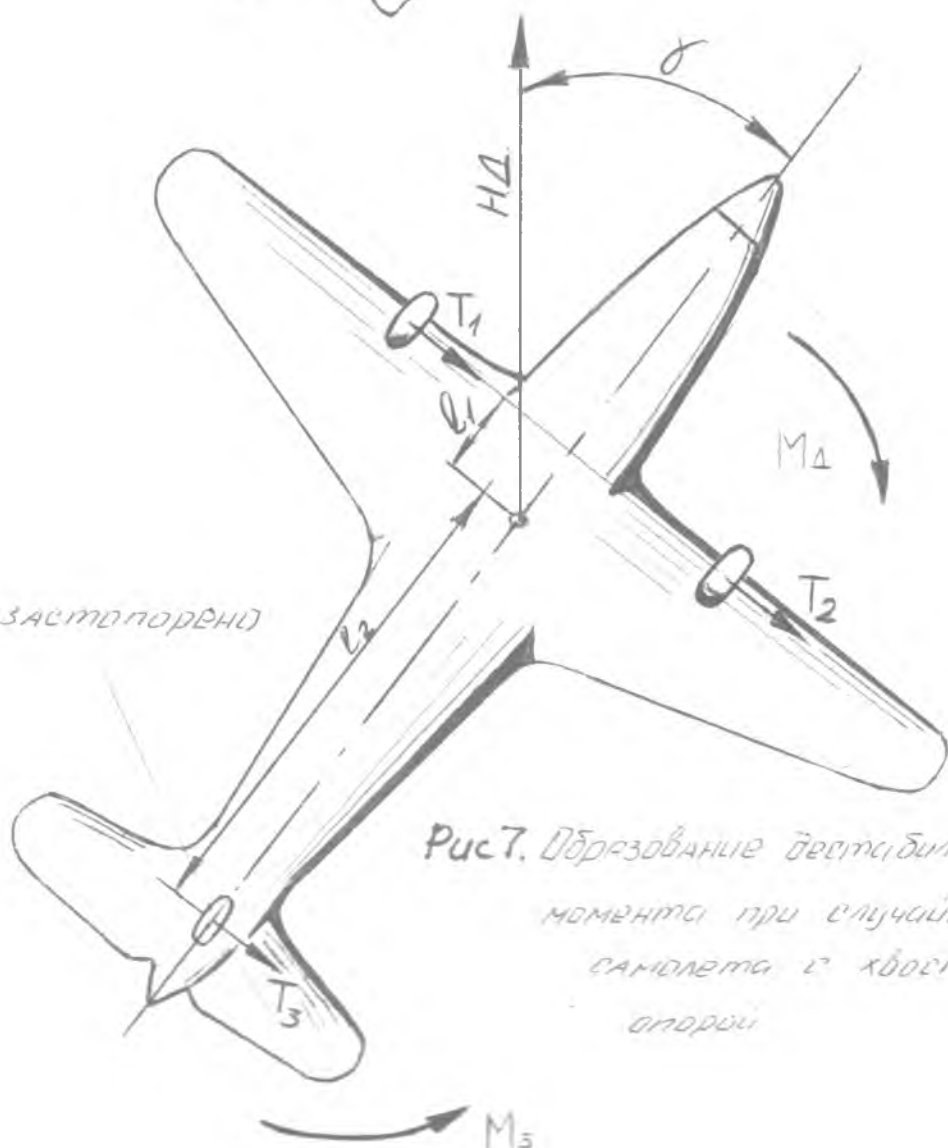


Рис 7. Образование стабилизирующего момента при случайном развороте самолета с хвостовой опорой

- при скоростной посадке ($\alpha \leq \alpha_{кр}$) при ударе в основные стойки может произойти взмывание самолета.

3.1.3.2.

Трехопорное шасси с передней опорой получило наибольшее распространение на современных самолетах. Преимущества схемы: отсутствие опасности капотирования через переднюю стойку, при энергичном торможении самолет устойчив и в путевом направлении (рис.8). При случайном развороте боковые силы трения T_1 и T_2 стремятся вернуть самолет в первоначальное положение. Стопование передней опоры могло бы привести при этом к появлению на ней боковых сил трения и созданию разворачивающего (дестабилизирующего) момента. Поэтому переднюю опору делают свободно ориентирующейся. К недостаткам схемы относятся: большой вес шасси и возможность зарывания переднего колеса при движении по мягкому грунту.

3.1.3.3.

Велосипедное шасси может применяться для самолетов с тонким стреловидным крылом где убрать главные опоры в крыло, не нарушив его аэродинамики, практически трудно. Для обеспечения достаточной поперечной устойчивости при движении самолета по земле с малыми скоростями и на стоянке устанавливают специальные подкрыльевые опоры.

Распределение нагрузки между основными опорами иногда делают почти равными. Вес велосипедного шасси получается меньше, чем вес шасси с носовой опорой.

3.1.3.4.

Основные параметры шасси.

Схемы шасси характеризуются геометрическими параметрами. Ст величина этих параметров зависит устойчивость и управляемость самолета при движении по земле, а также распределения нагрузок между опорами.

Основными параметрами трехопорной схемы шасси с носовым колесом (рис.9) являются :

- база шасси "в", которая делается обычно равной 0,3-0,35 длины фюзеляжа; при малой базе происходит продольное раскачивание самолета; большая база утяжеляет конструкцию, так как удлиняется носовая часть самолета и смещаются назад главные стойки шасси.
- внос основных стоек шасси "е", которая для большинства самолетов делают равным 0,1-0,2 величины базы шасси, при этом на переднюю стойку приходится 10-20% веса самолета, что позволяет достаточно легко оторвать переднюю стойку от

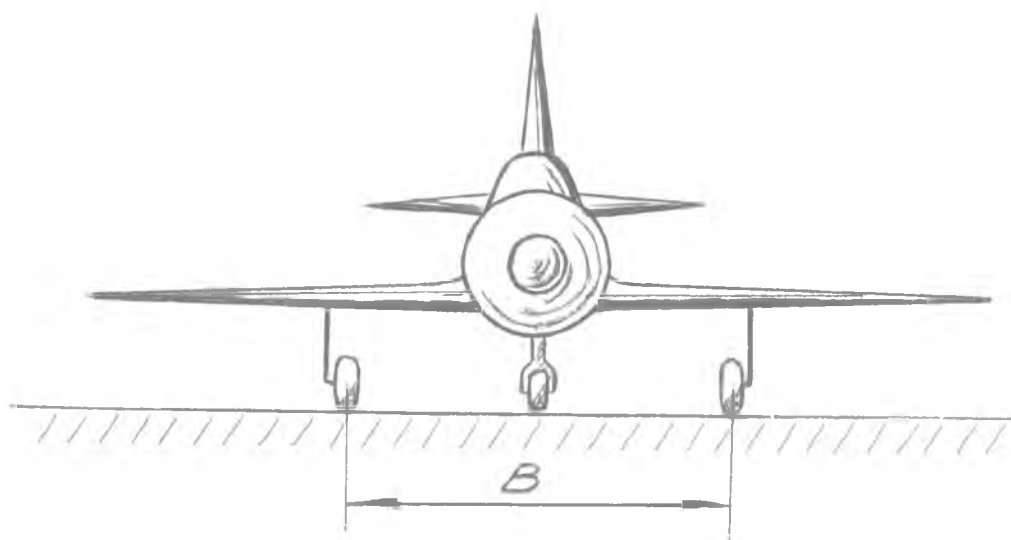
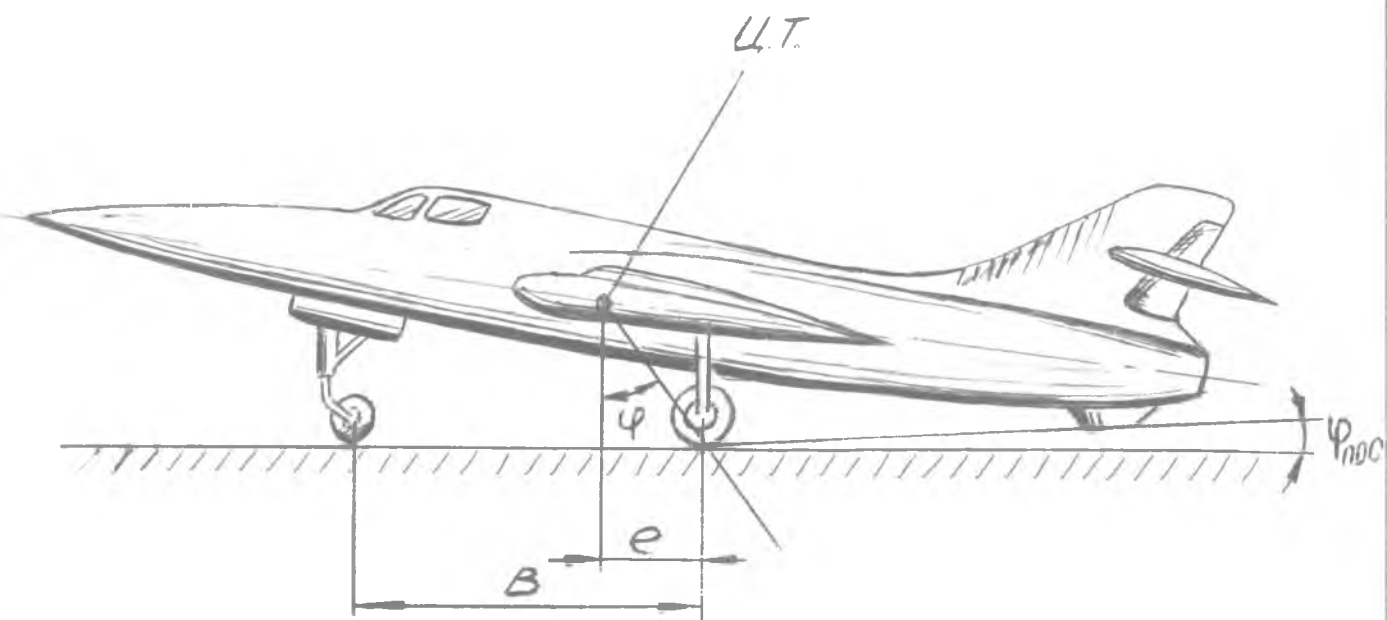


Рис. 9 Основные параметры шасси.

при взлете самолета.

- угол выноса φ - основных стоек, который должен быть больше посадочного угла самолета $\varphi_{\text{пос.}}$; это необходимо для того, чтобы при посадке самолета его центр тяжести не оказался сзади точки касания земли основными колесами; таким образом обеспечивается возможность самолета вернуться в стояночное положение из посадочного, если самолет хвостовой частью касается земли.
- ширина колеи "В", которая для обеспечения поперечной устойчивости самолета при движении его по земле равна $0,15-0,25$ размаха крыла

Шасси включает в себя:

- элементы, непосредственно соприкасающиеся с грунтом - колеса, лыжи.
- элементы, передающие нагрузки от колес (лыж) планера самолета - стойки
- тормозные устройства
- амортизационное устройство
- механизм уборки и выпуска шасси

Краткая характеристика элементов шасси

1. Авиационное колесо (рис. 10) состоит из барабана 2, пневматика 4 и тормоза 6. Тормоза в колесе может и не быть. Нетормозные колеса используются на передних и подкрыльевых стойках. Для контроля допустимой величины износа на большинстве покрышек выполнены контрольные углубления. Если одно контрольное углубление в результате износа исчезает, эксплуатация покрышки запрещается.

При нагружении колеса радиальной нагрузкой P_R пневматик деформируется на некоторую величину δ . С увеличением нагрузки обжатие пневматик возрастает. На рис. 11 представлена зависимость обжатия колеса от величины нагрузки. Обжатие пневматика $\delta_{\text{м.д.}}$ при котором происходит соприкосновение его внутренних стенок, называется максимально допустимым обжатием. Большая деформация пневматика в эксплуатации недопустима из-за возможности его разрушения. Нагрузка $P_{\text{м.д.}}$, колеса соответствующая максимально допустимому обжатию $\delta_{\text{м.д.}}$, называется максимально допустимой.

При обжатии пневматика, давление газа в нем практически остается постоянным. Заштрихованная площадь под кривой $\delta = f(P_R)$ характеризует энергию, которую пневматик поглощает при обжатии.

2. Тормоза колес служат для торможения колес, кроме того, они обеспечивают маневрирование при рудении. Наибольшее распространение получили два типа конструкции тормозов:

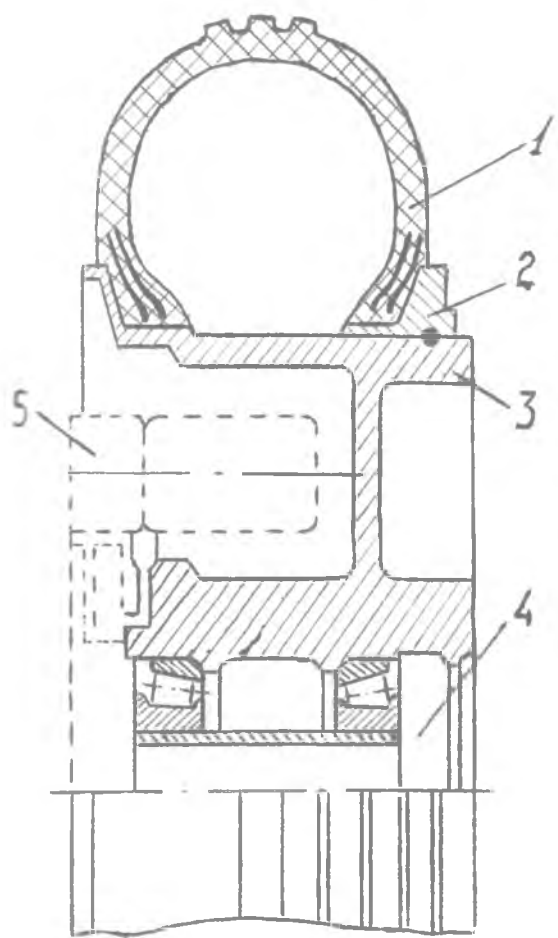


Рис. 10. Автомобильное колесо

1- пневматик; 2- съемная реборда;
 3- барабан; 4- роликовые подшипники;
 5- тормозная система.

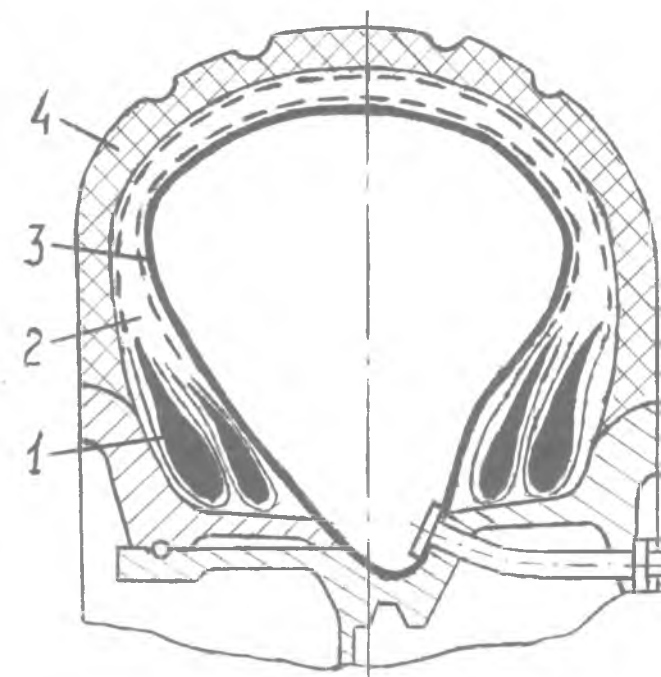


Рис. 10. Пневматик колеса

1- силовые кольца; 2- корд;
 3- канера; 4- протектор.

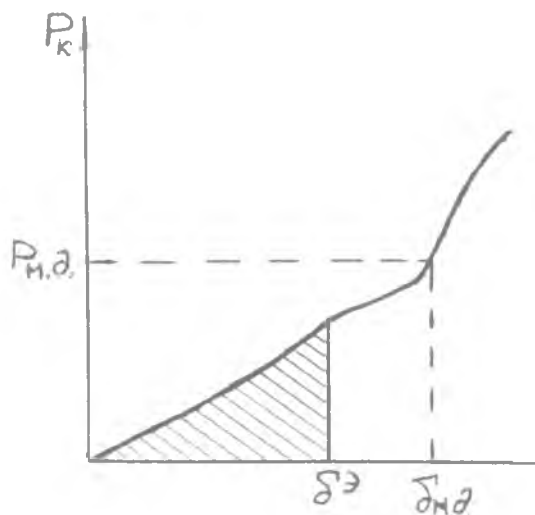
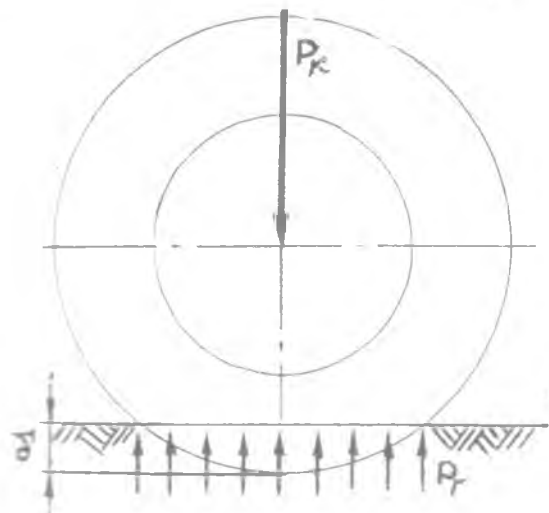


Рис. 11. Диаграмма обжатия колеса

вал и дисковый. Рис. 12.

Автомат расторможения служит для предотвращения юза колеса.

Для сокращения длины пробега при посадке летчик стремится создать наибольший тормозной момент колеса. При этом может оказаться, что момент тормоза будет больше момента сил трения колеса о грунт и колесо начнет проскальзывать относительно поверхности аэродрома, т.е. появиться юз. Юз колеса по твердому грунту или бетону, даже если он кратковременный, приводит к разрушению пневматика.

Автомат обычно состоит из инерционного датчика, закрепленного на тормозном диске колеса, и электромагнитного клапана, которой по сигналу датчика уменьшает давление в тормозах.

Принцип работы инерционного датчика (рис. 13) заключается в следующем. Шестерня 7 валика 6 датчика входит в зацепление с шестерней колеса. Вращение колеса вызывает вращение валика 6 в направлении стрелки, указанной на рисунке. Впазу валика находится толкатель 4, которая вращает маховик 5. Если вращение колеса резко замедляется, маховик 5 за счет сил инерции обгоняет валик 6. Поворот маховика относительно валика сопровождается скольжением толкателя по наклонным пазам маховика и перемещает его вдоль оси валика. Перемещение толкателя вызывает поворот качалки 2 и замыкание микровыключателя I, который посылает импульс тока в электромагнитный клапан. При уменьшении инерционных сил толкатель 4 под действием пружины 3 возвращается в исходное положение. Таким образом, работа инерционного датчика заключается в последовательных включениях и выключениях электромагнитного клапана торможения.

Конструкция и работа амортизатора разного типа.

Диаграмма работы амортизатора.

Авиационное колесо обладает одним неприятным свойством: его пневматик хорошо поглощает энергию удара, но практически не рассеивает ее, а возвращает обратно самолету при уменьшении нагрузки. Это приводит к тому, что самолет, имеющий в качестве амортизирующих устройств одни авиационные колеса, склонен к незатухающим колебаниям (прыжкам).

В настоящее время на самолетах применяются, как правило, жидкостно-газовые амортизаторы, у которых упругим элементом является газ (обычно азот, как взрывобезопасный), а рассеивающим элементом - жидкость (чаще АМГ-10) и трущиеся детали.

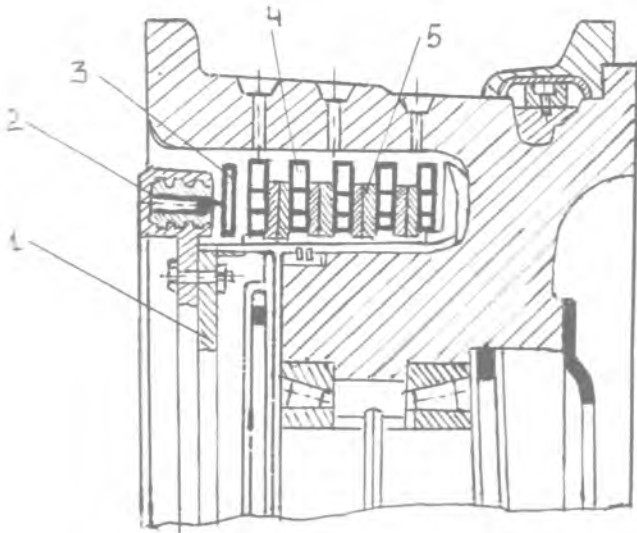


Рис 12 Дисковый тормоз: 1 - корпус, 2 - цилиндр, 3 - нажимной диск, 4 - подвижный диск; 5 - неподвижный диск,

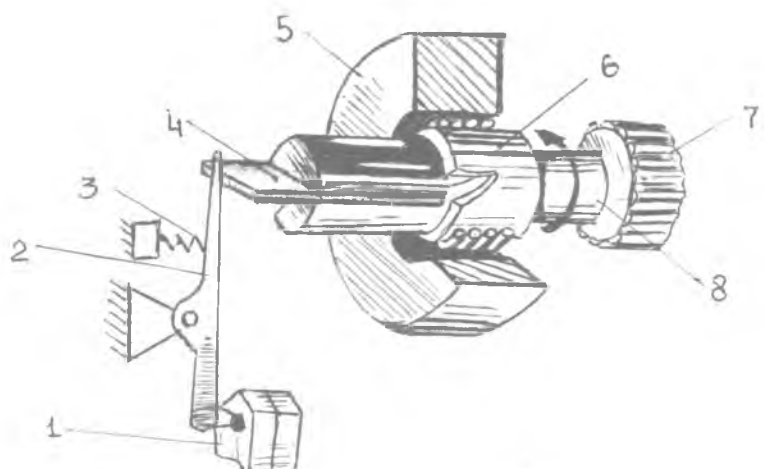


Рис 13 Инерционный датчик: 1 - микровыключатель, 2 - двойная качалка, 3 - возвратная пружина, 4 - толкатель; 5 - маятник, 6 - втулка, 7 - шестерня, 8 - вал.

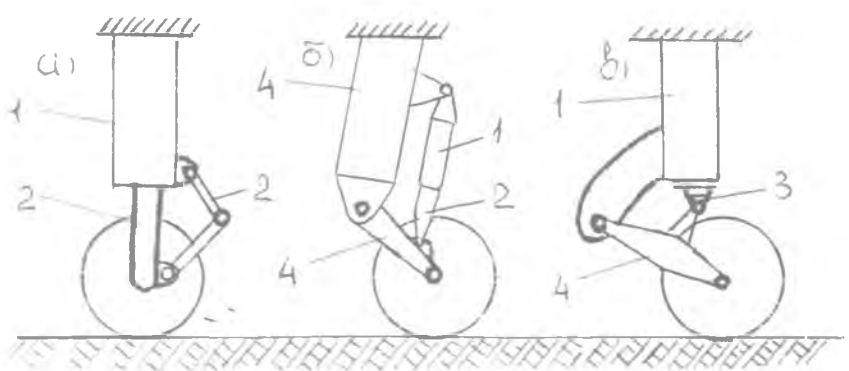


Рис 20 а) - телескопическая б) с рычажной подвеской; в) с внешней амортизацией б) с рычажной подвеской и внутренним амортизатором 1 - цилиндр, 2 - амортизатор, 3 - шток, 4 - рычаг, 5 - стойка

При высоких температурах, возникающих в амортизаторе при его сжатии, взрывоопасно. Поэтому амортизаторы заряжают азотом.

Амортизатор представляет собой цилиндр 3 со штоком 9 (рис. 14). Шток опирается на буксы 4 и 8. Букса 4 перемещается со штоком, а букса 8 неподвижна в нижней части цилиндра. Уплотнение между цилиндрами и штоком осуществляется с помощью маслостойких манжет 7 и распорных колец 6. Для лучшей работы уплотнения трущиеся поверхности (внутренняя поверхность цилиндра и внешняя поверхность штока) полируются. Появление на этих поверхностях рисок или царапин может быстро вывести уплотнение из строя.

Внутри цилиндра устанавливается плунжир I с отверстиями для торможения жидкости. Для увеличения сопротивления жидкости при распрямлении амортизатора (на обратном ходе) в запоршневом пространстве установлен обратный клапан 5 (обратные клапаны могут быть и в плунжере). Клапан при распрямлении амортизатора уменьшает отверстие для прохода жидкости и тем самым сильнее тормозит жидкость, что приводит к лучшему рассеиванию энергии.

В амортизатор через штуцер 2 заливается жидкость, а затем заряжают азотом до давления 20-100 кг/см². При ударе колеса о землю шток 9 движется вверх и азот в полости А сжимается в результате уменьшения занимаемого им объема. На сжатие азота затрачивается работа, которая аккумулируется и расходуется затем на возвращение амортизатора в исходное положение (при обратном ходе).

Работа амортизатора.

При прямом ходе штока 9 с буксой 4 объем кольцевого пространства С увеличивается и часть жидкости, вытесняемой из полости В через отверстие в плунжере и буксе, отжимая обратный клапан 5, перетекает в полость С. На вытеснение жидкости из полости В в полость С тратится работа, которая преобразуется в тепло. Кроме того, затрачивается работа на преодоление сил трения манжет и буксы, которая тоже преобразуется в тепло и рассеивается в окружающую среду. Таким образом, энергия удара при прямом ходе затрачивается на сжатие азота, преодоление гидравлических сопротивлений, возникающих при перетекании жидкости, и на преодоление сил трения между подвижными частями амортизатора. Когда энергия, затраченная при прямом ходе амортизатора, станет равной энергии удара, шток остановится.

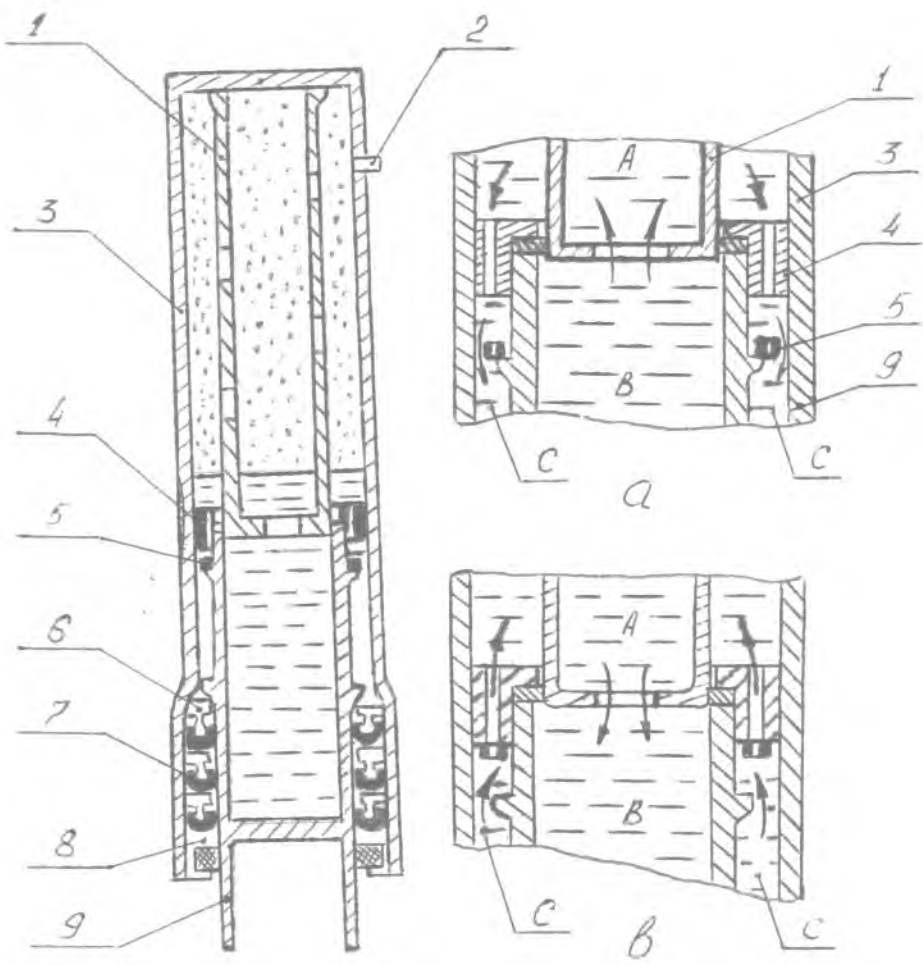
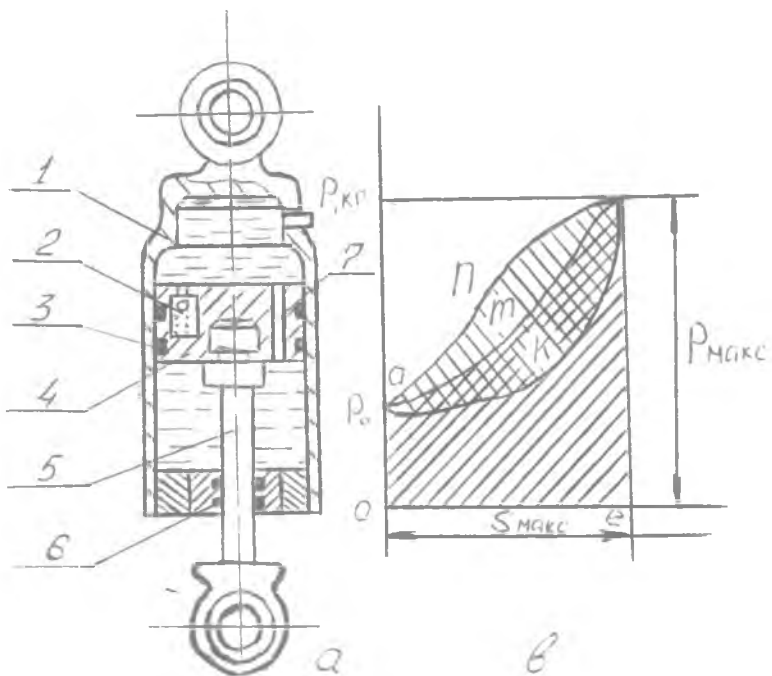


Рис.14. Жидкостно-газовый амортизатор.



Жидкостный амортизатор

При обратном ходе шток под давлением газа, сжатого в полости А, идет вниз, а жидкость из кольцевой полости С начинает перетекать в полость В. При этом обратный клапан 5 прижимается к буксе 4 и перекрывает все отверстия, через которое протекала жидкость при прямом ходе, оставляя для проточка жидкости только малые отверстия в самом клапане. На вытеснение жидкости из полости С затрачивается механическая работа, которая преобразуется в тепловую энергию и полностью рассеивается.

График работы жидкостно-газового амортизатора

Графиком работы амортизатора называется зависимость силы Q_k , действующей на шток амортизатора, от хода штока S . Усилие, необходимое для обжатия амортизатора (на прямом ходе), равно сумме усилий, идущих на преодоление сопротивления газа Q_r , жидкости $Q_{ж}$ и сил трения $Q_{тр}$. (рис. 15)

$$Q_k = Q_r + Q_{ж} + Q_{тр}$$

При распрямлении амортизатора обратном ходе (рис. 15) шток движется за счет усилия газа Q_r . Часть этого усилия затрачивается на преодоление гидравлического сопротивления жидкости.

Усилие от сопротивления газа:

$$Q_r = P_r F$$

P_r - давление газа

F - площадь поперечного сечения штока

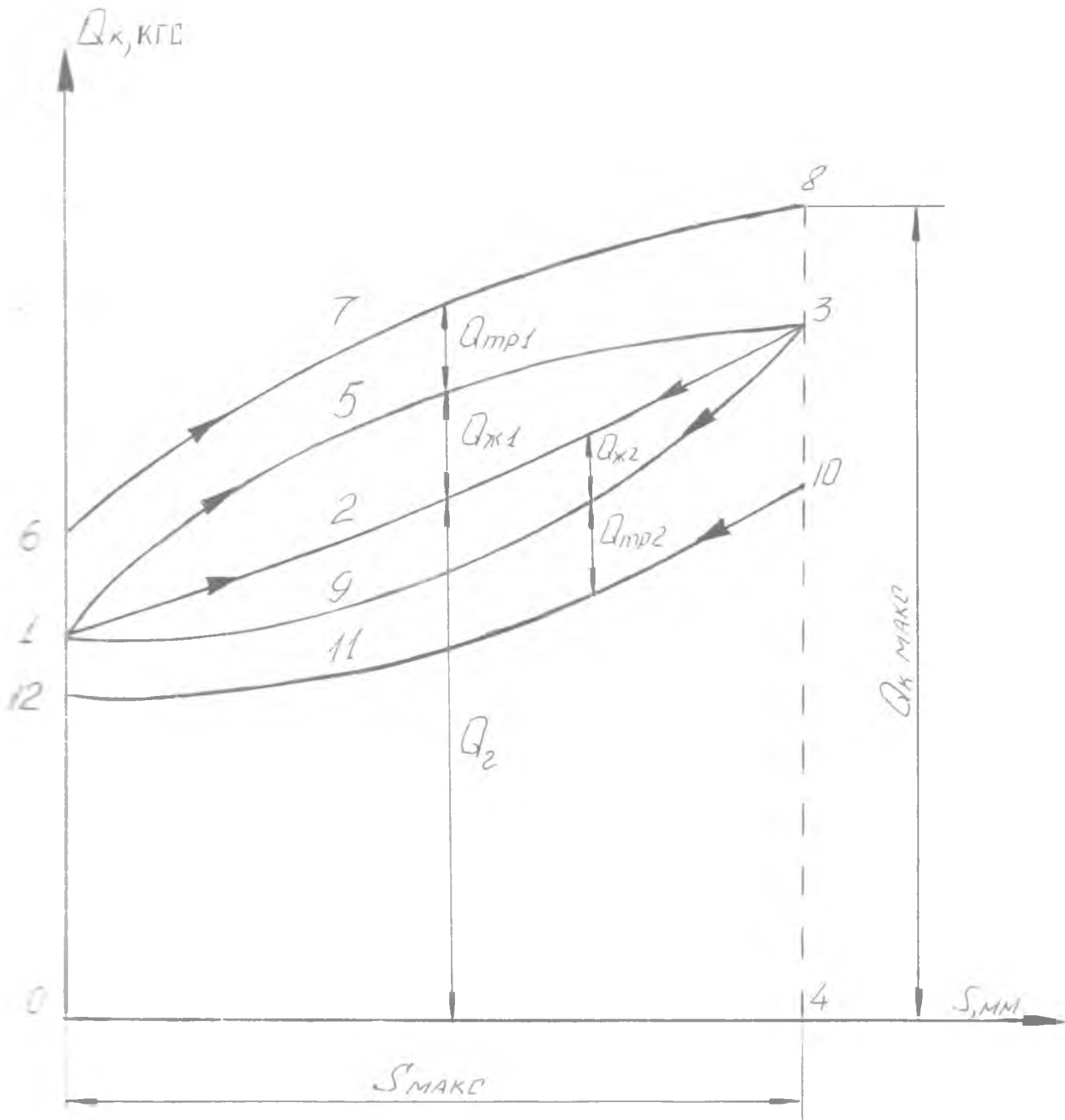
Усилие от сопротивления жидкости:

$$Q_{ж} = \frac{\alpha V^2}{4 \rho_{ж} \text{amb.}}$$

Площадь диаграммы 0-6-7-8-4-0 соответствуют той работе, которую воспринял амортизатор на прямом ходе.

Площадь петли диаграммы 12-6-7-8-10-11-12 соответствует работе, рассеянной силами жидкости и трения на прямом и обратном ходе, т.е. энергии, превращенной в тепло. Величина ее зависит от площади отверстий, через которые проталкивается жидкость.

Площадь диаграммы 0-12-11-10-4-0 соответствует энергии, возвращенной самолету и расходуемой на его подпрыгивание. Чем больше площадь петли диаграммы 12-6-7-8-10-11-12, тем меньше площадь диаграммы 0-12-11-10-4-0 и тем быстрее прекратятся вертикальные колебания самолета после удара. Однако величина площади петли диаграммы лимитируется ограничением времени полного срабатывания амортизатора (0,8-1 с.), т.е. временем, обеспечивающим подготовку амортизатора к повторному удару.



Р. 5 ДИАГРАММА РАБОТЫ ЖИДКОСТНО-ГАЗОВОГО АМОРТИЗАТОРА.

Жидкостный амортизатор. Конструкция.

В этом амортизаторе используются упругие свойства жидкости. Начальное давление в нем $P_0 = 3000-4000 \text{ кг/см}^2$. Жидкостный амортизатор (рис. 16) состоит из цилиндра 1, поршня 4 с уплотнением 3, калиброванного отверстия 7, обратного клапана 2, штока 5, уплотнения 6 штока и зарядного штуцера 8. Наиболее сложным узлом является уплотнение 6 штока, которое должно обеспечить надежную гермитизацию и легкость хода.

Работа: при отсутствии внешней нагрузки поршень со штоком находится в крайнем нижнем положении, т.к. при равных давлениях жидкости в верхней и нижней камерах усилие сверху будет больше, чем снизу, на величину $P_0 F_{шт}$ где $F_{шт}$ - площадь штока. Таким образом, диаграмма работы такого амортизатора аналогично диаграмме жидкостно-газового амортизатора, но при той же работоспособности он имеет меньшие габариты.

При прямом ходе амортизатора работа затрачивается на сжатие жидкости и проталкивание ее через калиброванное отверстие 7 и обратный клапан 2, при обратном ходе жидкость проталкивается только через калиброванное отверстие 7.

На диаграмме работы (рис. 17а, б):

- кривая а-м-б- политропа сжатия и расширения жидкости при прямом и обратном ходе;
- площадь а-м-б-е-о-а- работа, затраченная на сжатие жидкости при прямом ходе амортизатора; она аккумулируется и возвращается на распрямление амортизатора и "подбрасывание" самолета
- площадь а-н-б-м-а- работа, затраченная на проталкивание жидкости через калиброванное отверстие 7 и обратный клапан 2 при прямом ходе амортизатора; это работа превращается в тепло и рассеивается
- площадь а-б-к-а- работа, затраченная на проталкивание жидкости только через калиброванное отверстие 7, так как обратный клапан закрыт; в результате работа, превращенная в тепло, при обратном ходе больше, чем при прямом
- площадь а-н-б-к-а- вся работа, превращенная в тепло при прямом ходе, т.е. гистерезис амортизатора
- площадь а-к-б-е-о-а- работа жидкости, возвращаемая на "подбрасывание" самолета и преодоление трения в уплотнениях амортизатора

Устройства, уменьшающие нагрузки при передвижении самолета по неровной поверхности аэродрома.

При движении самолета по неровной поверхности амортизация шасси, рассчитанная на поглощение работы при приземлении может оказаться недостаточной и элементы самолета будут подвержены значительным перегрузкам. При переезде самолета на большой скорости

через неровности грунта скорость обжатия амортизатора может достигать более десятка метров в секунду. Увеличение скорости тока увеличивает силу сопротивления жидкости ж, а следовательно увеличивает усилие, действующая на шток К.

Для уменьшения усилий К применяют следующие конструктивные меры:

- в амортизаторах предусматривают устройства, которые при малых обжатиях увеличивают проток жидкости в начале хода плунжера. К таким устройствам относятся профилированная игла (рис. 18а), плунжер с проточками (рис. 18б)
- в плунжере амортизатора устанавливают предохранительный клапан, который при определённом давлении обеспечивает проток жидкости
- Применяют двухкамерные амортизаторы (рис. 19); в этих амортизаторах вторая газовая камера А₂ изолирована от газовой камеры А₁ и рабочей жидкости; начальное давление азота в камере А₁ значительно ниже чем в камере А₂. При резком возрастании нагрузки на колесо во второй газовой камере сразу начинается сжатие, снижающее усилия, передаваемые на конструкцию самолёта.

Типы стоек шасси

Все амортизационные стойки в зависимости от характера крепления амортизатора можно разделить на два типа: телескопические стойки и стойки с рычажной подвеской колёс.

В телескопических стойках (рис. 20а) колёса крепятся непосредственно к штоку 3 амортизатора. Для передачи крутящего момента со стороны колёс на цилиндр I амортизатора имеется специальное устройство — двухзвенник 2. Такая стойка отличается малым весом и простой конструкцией. Но она способна амортизировать удары только в направлении оси амортизатора. Поэтому такие стойки, как правило, рассчитываются на эксплуатацию с бетонированных полос.

У стойки с рычажной подвеской колёс (рис. 20б) ось колёс крепится к стойке 5 через подвижный элемент — рычаг 4. Широкое распространение получили два вида стоек с рычажной подвеской: с внешним креплением амортизатора (рис. 20б) и с внутренним амортизатором (рис. 20в).

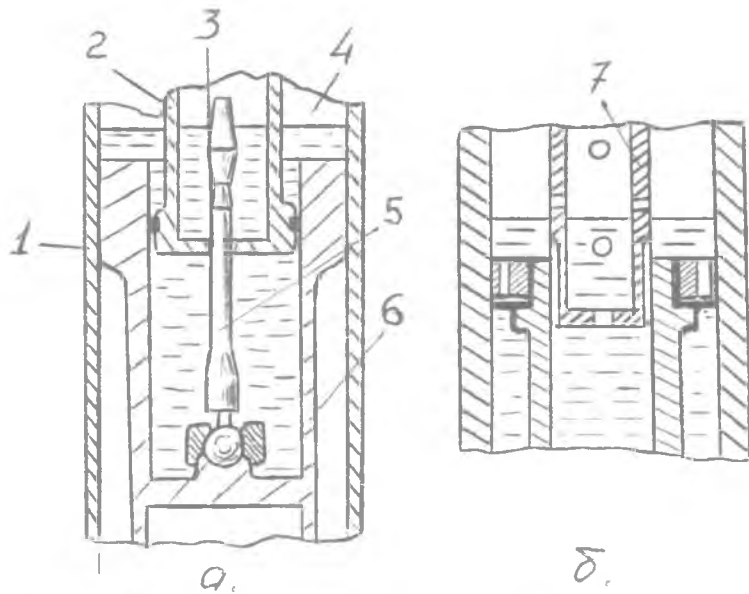


Рис 18 (а б) Устройства для уменьшения нагрузки действующей на самолет при движении по неровной поверхности

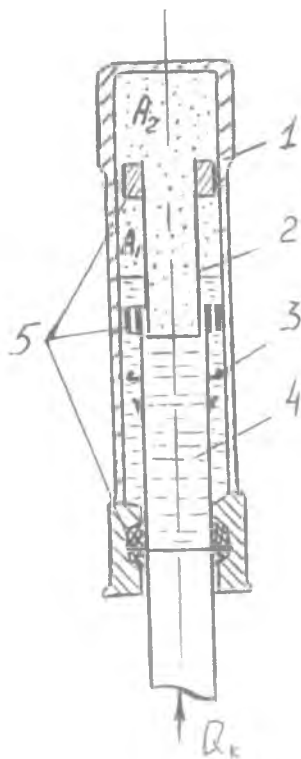


Рис 19 Двухкамерный амортизатор

1 - цилиндр; 2 - плунжер; 3 - клапан; 4 - шток; 5 - бочка

Заключительная часть.

На лекции рассмотрены вопросы назначения, состава взлётно-посадочных устройств самолёта, требования, предъявляемые к ним, их классификация, принципиальные схемы взлётно-посадочных устройств, принципы действия их основных частей.

Вопросы контроля.

1. Что называется взлётно-посадочными устройствами?
2. Пути уменьшения пробега самолёта по взлётно-посадочной полосе?
3. Типы шасси.
4. Диаграмма работы жидкостно-газового амортизатора.

Задание на самоподготовку.

Повторить назначение, классификацию шасси. Работу жидкостно-газового амортизатора по учебнику "Основы конструкции самолёта" под редакцией К.Д. Туркина, стр.125-129, 145-151.

Подведение итогов занятия.

Преподаватель отмечает:

1. Готовность аудитории.
2. Дисциплину на занятии.
3. Выполнение уставных требований.
4. Выполнение правил режима секретности.

ЛИТЕРАТУРА.

1. "Основы конструкции самолёта" под редакцией К.Д.Туркина
М.О. МОСКВА , 1974г.
2. "ВЕРТОЛЁТ-МИ-8Т". В.А.Данилов, МОСКВА,ТРАНСПОРТ,1979г.
3. "Аэродинамика и конструкция самолётов" под редакцией
Э.М.Соболева. М.О. МОСКВА, 1972г.
4. "Самолёт, его оборудование и вооружение"
под редакцией П.И.Чинаева, М.О. МОСКВА, 1976г .
5. "Проектирование самолётов" под редакцией С.М.Егера,
МОСКВА, МАШИНОСТРОЕНИЕ , 1983г.
6. "Руководство по эксплуатации самолёта З-12. 1979г.
7. "Особенности конструкции изделия З" под редакцией
К.Д.Туркина", МОСКВА, В.В.И.А. имени И.Е.Жуковского,
1981г.