

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР**

**Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени авиационный  
институт имени академика С.П.Королева**

**Д.В.Карши**

**ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА АН-2**

**Методические указания**

**Куйбышев 1974**

Цель работы: знакомство с техническим обслуживанием самолёта АН-2 и приобретение навыков выполнения практических работ на нём.

Содержание работы: I. Повторение теоретических вопросов технического обслуживания самолётов.

2. Изучение технологии технического обслуживания и проведение комплекса работ по:

- а) обслуживанию системы управления;
- б) обслуживанию амортизаторов основного шасси.

3. Составление технического отчета о проделанной работе.

## I. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ

К управлению самолётом относятся системы управления рулями высоты и поворота, элеронами и закрылками (рис. I).

Управление рулём высоты и элеронами обеспечивается штурвальной колонкой и штурвалом. Передача управления от штурвальной колонки к рулю высоты осуществляется посредством тросовой проводки, а от штурвала к элеронам – посредством тросовой проводки и жестких тяг.

Управление рулём поворота осуществляется педалями ногого управления через тросовую проводку.

Управление закрылками – электродистанционное, обеспечивается от двух электромеханизмов УЗ-1АМ, а передача от них к закрылкам осуществляется посредством жестких тяг.

При техническом обслуживании системы управления самолётом нужно учитывать особенности работы жесткой и мягкой (тросовой) проводок управления. Так, при ремонте или замене элементов жесткой проводки управления не допускается установка тяг несоответствующей длины или материала. Зазоры в проводке должны быть исключены.

Установка тят из другого материала приводит к изменению прочности и жесткости проводки управления. Изменение длины или диаметров тят влечет за собой изменение частотных характеристик проводки и увеличение вибрационных нагрузок.

Наличие зазоров приводит к появлению люфтов и ударных нагрузок в системе управления.

### 1.1. О выборе величины предварительного натяжения в тросовой проводке

Тросовая проводка для обеспечения безударной работы должна иметь предварительное натяжение. Поясним это на примере управления рулём поворота ( рис.2а ). Будем считать, что на руль поворота действует аэродинамическая сила  $P_3$ , педали управления жестко закреплены, материалы и поперечные сечения тросов одинаковы. При этом, если тросовая проводка не имела предварительного натяжения, то в тросе 1 будет действовать сила  $P_1$ , равная

$$P_1 = \frac{\rho}{h} P_3 = \frac{E F \delta_1}{L}, \quad (1)$$

где  $E$  - модуль упругости материала троса;

$F$  - площадь поперечного сечения;

$L$  - длина;

$\delta_1$  - удлинение троса.

Зависимость удлинения троса  $\delta_1$  от величины силы  $P_1$  изображена на рис.2в линией  $od_1$ . Так как трос 1 удлинится под действием силы  $P_1$  на величину  $\delta_1$ , трос 2 провиснет.

При смене направления силы  $P_3$  в тросе 2 будет действовать сила  $P_2$ , равная по величине  $P_1$ . ( Зависимость  $P_2 = \psi(\delta)$  показана на рис.2в линией  $a,0$ . При этом трос 2 удлинится на величину  $\delta_2 = \delta_1$ , а трос 1 - провиснет.

Провисание тросов недопустимо, так как при прекращении действия силы  $P_3$  упругие силы растянутого троса будут стремиться сократить его до первоначальной величины. В тот момент, когда трос примет первоначальную длину, из-за инерционности системы управления рулём поворота провисший трос будет испытывать удар.

Полет самолета в реальных условиях происходит в беспокойном воздухе, когда аэродинамические нагрузки могут изменяться как по величине, так и по направлению. Смена направления силы  $P_3$  приведет к появлению больших ударных перегрузок в проводке управления, что может вызвать обрыв тросов. Кроме того, провисший трос может соскочить с направляющих роликов, вызвав потерю управляемости самолётом.

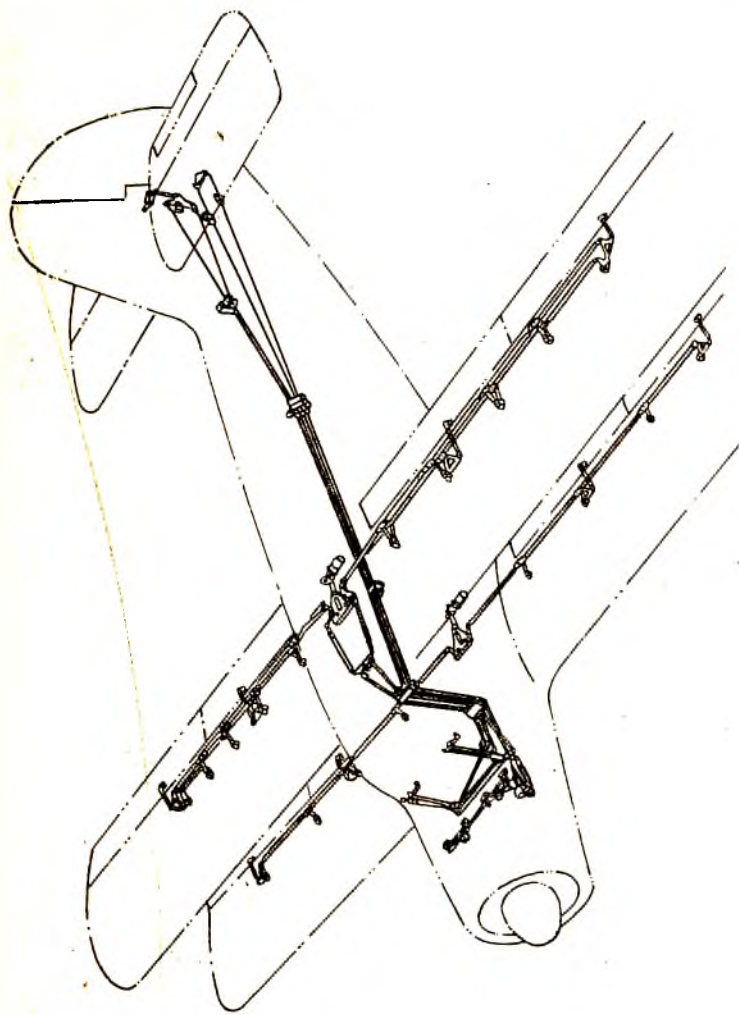


Рис. I. Схема управления самолётом

Предварительное натяжение в тросовой проводке качественно меняет работу системы управления.

В результате предварительного натяжения оба троса получают удлинение  $\delta_0$ , и в них будет действовать упругая сила, равная

$$P_0 = \frac{E \cdot F}{L} \delta_0. \quad (2)$$

(Графически эта зависимость изображена линиями  $oed$  и  $fab$  на рис.2в).

Действие внешней нагрузки приведёт к удлинению одного троса и сжатию другого, то есть второй трос при этом не провиснет, а лишь уменьшится величина его предварительного удлинения  $\delta_0$ .

Следовательно, при наличии предварительного натяжения  $P_0$  оба троса будут воспринимать внешнюю нагрузку. Действие силы  $P_3$  вызовет в каждом тросе (см. рис.2б) силу  $P$ , равную

$$P = \frac{\ell}{2h} \cdot P_3 = \frac{E \cdot F}{L} \delta, \quad (3)$$

где  $\delta$  - удлинение (укорочение), возникающее в тросах при совместной работе.

Причем из равенств (1) и (3) видно, что при наличии предварительного натяжения величина внешней силы, действующей на трос, а следовательно и его деформация, уменьшается в два раза.

Суммируя силы, приложенные к каждому тросу, получим:

$$\left. \begin{aligned} P_{01} &= P_0 + P \\ P_{02} &= P_0 - P \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

$$\text{или} \quad \left. \begin{aligned} P_{01} &= \frac{E \cdot F}{L} (\delta_0 + \delta) \\ P_{02} &= \frac{E \cdot F}{L} (\delta_0 - \delta) \end{aligned} \right\}, \quad (5)$$

где  $P_{01}$  и  $P_{02}$  - силы, действующие в тросах 1 и 2 при наличии предварительного натяжения.

Откуда следует, что сила в тросе 1 будет возрастать и он удлинится на величину  $\delta$ , а сила в тросе 2 уменьшится, и он укоротится на величину  $\delta$ . Сила, действующая в обоих тросах, будет равна

$$P_{01} - P_{02} = 2P. \quad (6)$$

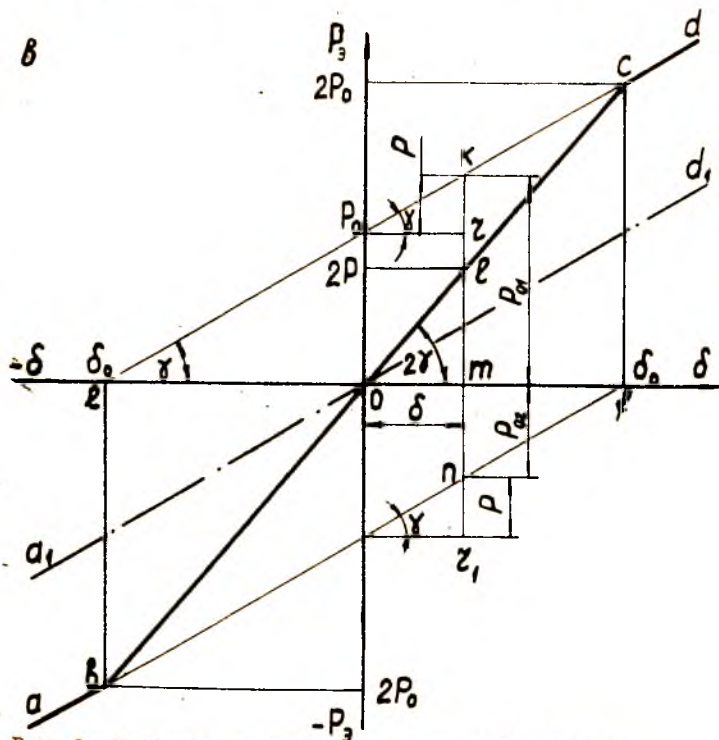
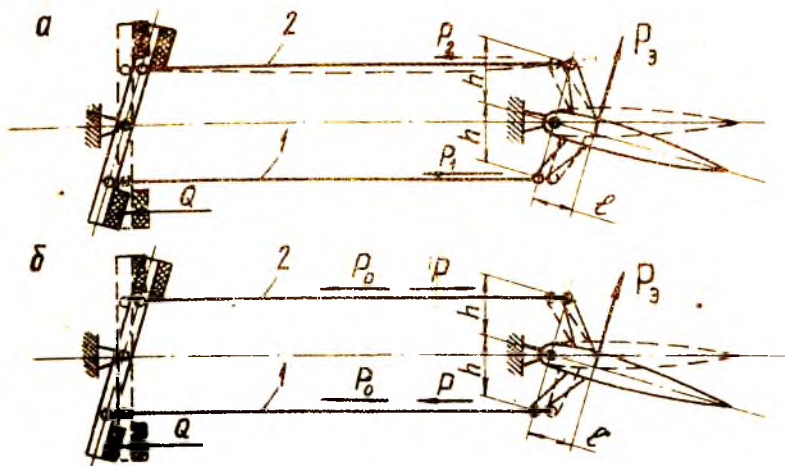


Рис. 2. Схема сил, действующих в тросовой проводке:  
 а - без предварительного натяжения;  
 б - при наличии предварительного натяжения;  
 в - диаграмма работы тросовой проводки управления

В том случае, когда трос 2 полностью разгрузится ( $P_{02} = 0$ ), в тросе 1 будет действовать сила

$$P_{01} = 2P,$$

а так как  $P_{02} = 0$  при  $P = P_0$ , то можно записать, что

$$P_{01} = 2P_0. \quad (7)$$

Деформация троса 1, с учётом выражения (2), будет равна  $2\delta_0$ . Этот случай нагружения соответствует точке С на рис.2в.

В случае, когда трос 1 полностью разгрузится ( $P_{01} = 0$ ), в тросе 2 будет действовать сила

$$P_{02} = 2P = 2P_0.$$

При этом деформация троса 2 будет равна  $2\delta_0$ . Этот случай нагружения соответствует точке В на рис.2в.

При отсутствии внешней силы  $P$  деформация тросов  $\delta$ , характеризующая их совместную работу, равна нулю. Поэтому линия  $\delta c$ , проходящая через начало координат, есть  $P = \psi(\delta)$  при совместной работе тросов с предварительным натяжением  $P_0$ .

Так, при действующей в обоих тросах силе, равной  $2P$ , в тросе 1 будет сила  $P_{01}$ , а в тросе 2 -  $P_{02}$  (рис.2в).

Сила  $P_{01}$  соответствует отрезку  $km$ , а сила  $P_{02}$  - отрезку  $mn$ . Из графического построения видно, что

$$km = 2kz = 2nz,$$

откуда

$$\overline{kz} = \overline{nz} = P,$$

тогда:

$$P_{01} = P_0 + P,$$

$$P_{02} = P_0 - P.$$

Из треугольников  $\delta ce$  и  $\delta fe$  видно, что отрезки  $k\ell$  и  $mn$  равны, откуда  $P_{01} - P_{02} = 2P$ .

С момента, когда  $P_{01} = 2P_0$  или  $P_{02} = 0$ , как видно из рис.2в, дополнительные внешние силы будут восприниматься только тросом 1; трос 2 провиснет. При этом в системе управления будет иметь место удар, как и в случае отсутствия предварительного натяжения в тросовой проводке.

Эти рассуждения можно отнести и для случая нагружения отрицательными аэродинамическими силами.

Следовательно, для обеспечения безударной работы необходимо, чтобы

$$P_0 = \frac{\ell}{2h} \cdot P_{э\max}$$

где  $P_{э\max}$  - максимально допустимая эксплуатационная аэродинамическая нагрузка.

Но так как в системе управления имеются люфты, то усилие предварительного натяжения назначают из условия

$$P_0 > \frac{\ell}{2h} \cdot P_{э\max} \quad (8)$$

Согласно нормам прочности

$$P_{0\max} \leq 0,5 P_{разр} \quad (9)$$

где  $P_{разр}$  - разрушающее усилие в тросе.

Учитывая выражения (7), (8) и (9), можно выразить условия для назначения усилия предварительного натяжения в тросовой проводке:

$$\frac{\ell}{2h} P_{э\max} < P_0 \leq 0,25 P_{разр} \quad (10)$$

### 1.2. Влияние температуры окружающего воздуха на величину предварительного натяжения в тросовой проводке

Самолёт АН-2 может эксплуатироваться при температурах окружающего воздуха от  $-50^{\circ}\text{C}$  до  $+60^{\circ}\text{C}$ . Изменение температуры приводит к изменению величины предварительного натяжения в тросовой проводке из-за различия коэффициентов линейного расширения материалов фюзеляжа и тросов (рис.3).

При повышении температуры окружающего воздуха величина предварительного натяжения увеличивается, при снижении - уменьшается. Для обеспечения безударной работы тросов во всём диапазоне рабочих температур самолёта величина предварительного натяжения назначается из следующих условий:

$$\text{при } t = -50^{\circ}\text{C} \quad P_0 > \frac{\ell}{2h} P_{э\max},$$

$$\text{при } t = +60^{\circ}\text{C} \quad P_0 < 0,25 P_{разр}.$$

Имея граничные условия, величину предварительного натяжения тросов для любой температуры можно найти из выражения

$$P_{0t} = EF(\alpha_{\text{трос}} - \alpha_{\text{Т}})(t^* - t^*),$$



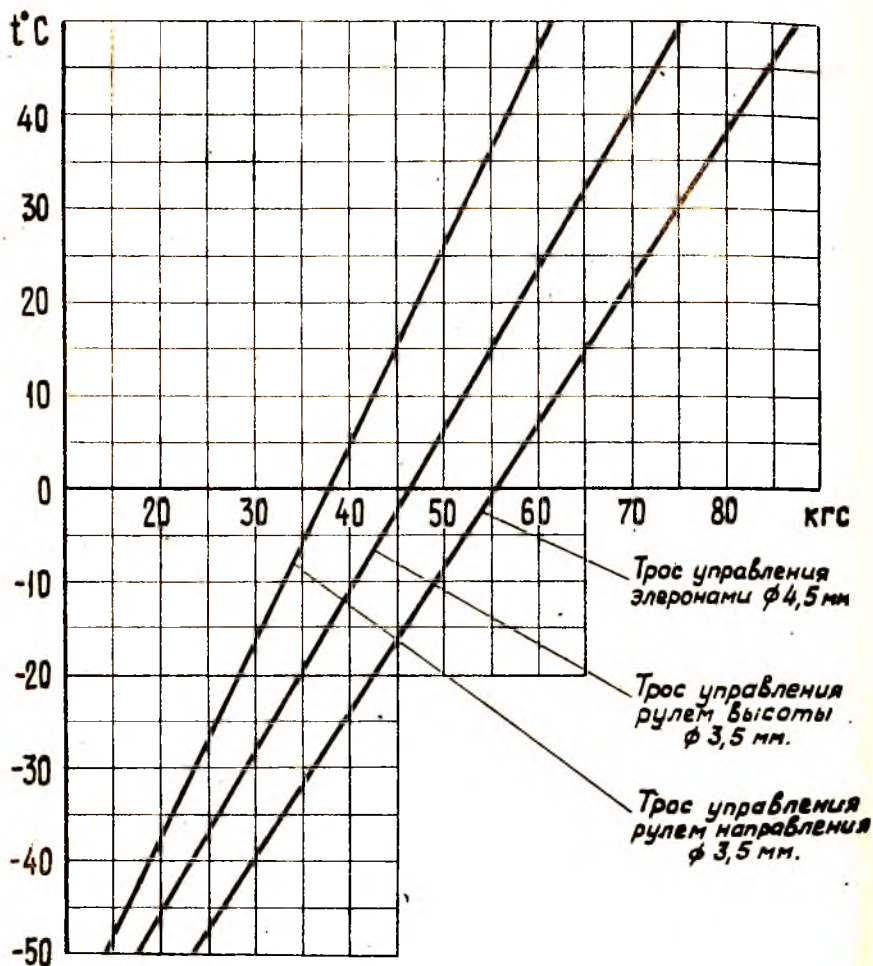


Рис.3. График зависимости натяжения тросов от изменения температуры

где  $\alpha_{\phi}$  - коэффициент линейного расширения материала фюзеляжа;  
 $\alpha_{\tau}$  - коэффициент линейного расширения материала троса;  
 $t_0^{\circ}$  - начальная температура;  
 $t^{\circ}$  - температура, при которой определяется натяжение троса, и построить графическую зависимость  $P_0 = \varphi(t^{\circ})$ , рис. 3.

Поэтому при техническом обслуживании необходимо производить контроль и регулировку натяжения в тросовой проводке с учётом окружающей температуры.

### 1.3. О регулировке предельных углов отклонения органов управления самолетом

Большое значение для обеспечения надёжности и безопасности полёта имеет правильная работа органов управления. Взлёт и посадка, совершение манёвра в воздухе осуществляются путём их отклонения.

Отклонение элеронов и рулей вызывает изменение кривизны профиля и угла атаки, что приводит к увеличению или уменьшению подъёмной силы крыла или оперения. Из рис.4, на котором для примера представлена зависимость приращения подъёмной силы  $\Delta C_y$  от угла отклонения руля высоты  $\delta$ , видно, что при отклонении руля до углов

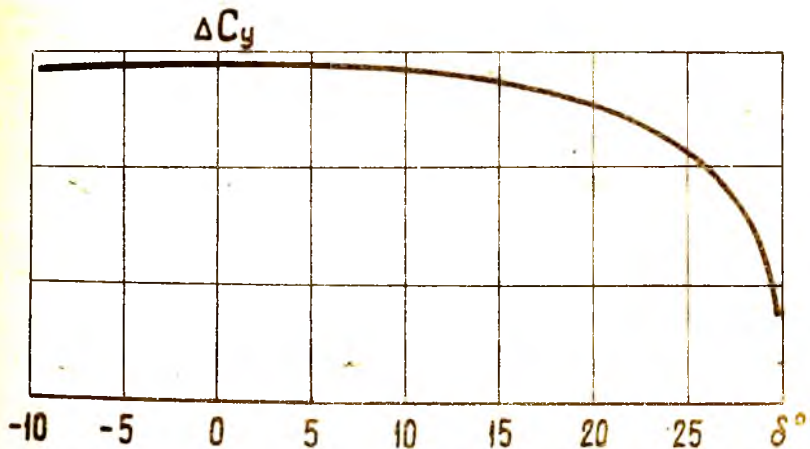


Рис.4. График изменения подъемной силы горизонтального оперения при отклонении руля высоты

$20 + 25^\circ \Delta C_y$  остаётся примерно постоянным. Резкое уменьшение его при отклонении руля на углы больше  $25^\circ$  объясняется срывом потока с верхней поверхности руля высоты, то есть при отклонении на углы больше  $25^\circ$  руль теряет свою эффективность, а самолёт - управляемость. Поэтому углы отклонения органов управления ограничивают специальными регулирующими упорами.

Чрезмерное уменьшение углов отклонения органов управления приводит к снижению управляющих моментов, что ухудшает маневренность самолёта, что также недопустимо. Поэтому при техническом обслуживании необходимо следить, чтобы углы отклонения органов управления строго соответствовали техническим условиям.

## 2. СИСТЕМА АМОРТИЗАЦИИ САМОЛЁТА

Амортизация самолёта предназначена для восприятия и поглощения динамических нагрузок во время посадки и передвижения самолёта по земле. Величина динамических нагрузок определяется кинетической энергией самолёта и зависит от вертикальной составляющей скорости посадки. Большая часть этой энергии превращается в потенциальную энергию деформации амортизатора, другая часть, превращаясь в тепловую энергию, рассеивается.

Эксплуатационная нормированная работа, приходящаяся на отдельные опоры шасси, определяется выражением

$$A_3 = \frac{m_{ред} \cdot v_y^2}{2}, \quad (1)$$

где  $m_{ред}$  - редуцированная масса, приходящаяся на опору;

$v_y$  - "приведенная" вертикальная скорость самолёта в момент соприкосновения с землей, учитывающая изменение его кинетической и потенциальной энергии.

Максимальная работа  $A_{max}$ , которую способна воспринять амортизация, в соответствии с нормами прочности равна

$$A_{max} = 1,8 A_3.$$

Причём часть этой работы будет восприниматься амортизатором, а часть - пневматиками

$$A_{max} = A_{амmax} + L A_{по}, \quad (2)$$

где  $A_{ам, max}$  - максимальная работа, воспринимаемая амортизатором;  
 $A_{пн}$  - работа, воспринимаемая пневматиком при полном обжатии.

На самолёте АН-2 амортизация шасси поглощает работу  $A_3=974$  кгс-м; максимальная работа  $A_{max}$  - 1720 кгс-м. При подборе амортизаторов и пневматиков считалось, что амортизаторы должны поглощать примерно 60% и пневматики 40%  $A_{max}$ .

## 2.1. Работа амортизатора

Принцип работы амортизатора показан на рис.5. Амортизатор состоит из штока 1 с поршнем и цилиндра 4. Шток связан с конструкцией самолёта, а цилиндр с колесом. В нижней части штока имеется перепускной клапан 3. Заправка амортизатора жидкостью АМГ-10 и зарядка азотом производится через заливную трубку 2 и зарядный клапан 5.

При ударе колеса о землю (рис.5а) цилиндр 4 движется вверх (прямой ход). Азот во внутренней полости штока при этом будет сжиматься. На сжатие газа затрачивается работа, которая аккумулируется газом и обеспечивает возвращение цилиндра в начальное положение.

Жидкость при ударе будет вытесняться из полости цилиндра через отверстия перепускного клапана 3 в газовую полость штока.

Работа, затрачиваемая на вытеснение жидкости, переходит в тепловую энергию и полностью рассеивается. При обратном ходе шток под давлением газа движется вниз. При этом шайба перепускного клапана опускается вниз и оставляет открытым только центральное отверстие (рис.5б). Перетекание жидкости через отверстие под действием сил давления газа в полость цилиндра происходит с большим торможением. В результате этого стойка разжимается медленно. На вытеснение жидкости при этом затрачивается механическая работа, которая переходит в тепловую энергию и полностью рассеивается. Таким образом, газ обеспечивает упругость амортизатора, а жидкость - рассеивание энергии.

## 2.2. Диаграмма работы амортизатора

Работа амортизатора характеризуется его диаграммой (рис.6), которая представляет зависимость силы  $P_{ам}$ , приложенной по оси амортизатора, от хода цилиндра  $S$ . Будем считать, что начальный объём газа в амортизаторе равен  $V_0$ , начальное давление -  $p_0$ .

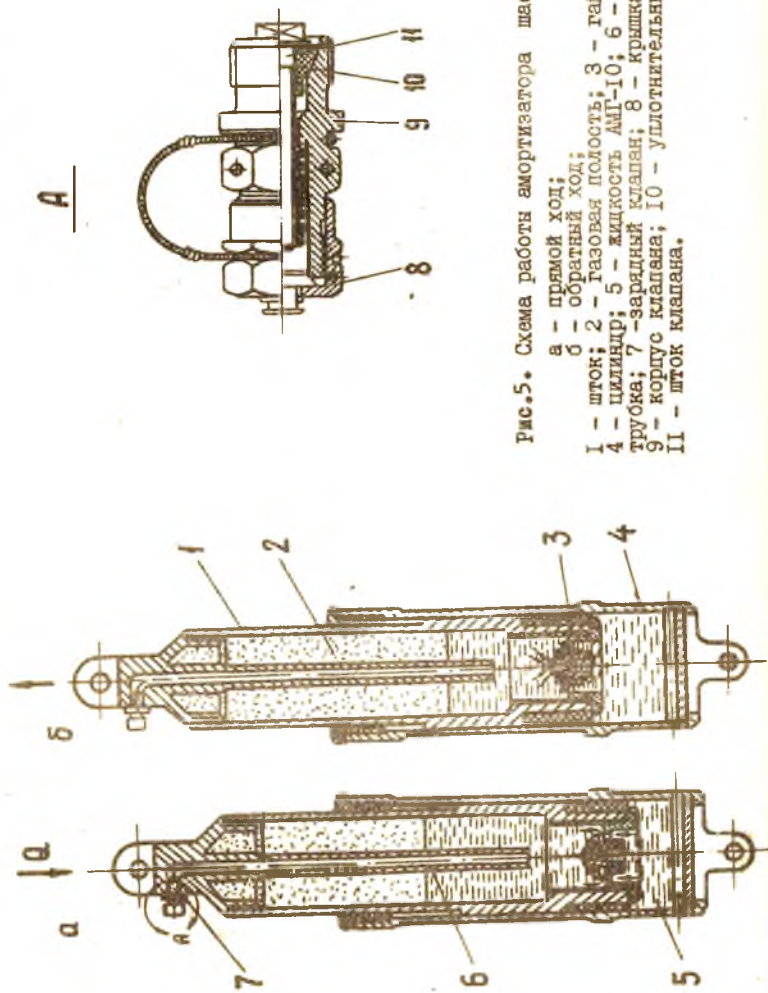


Рис.5. Схема работы амортизатора массы :

а - прямой ход;  
б - обратный ход;

- 1 - шток; 2 - Газовая полость; 3 - гайка-клапан;
- 4 - цилиндр; 5 - жидкость АМГ-10; 6 - затворная трубка; 7 - зарядный клапан; 8 - крышка клапана;
- 9 - корпус клапана; 10 - уплотнительный корпус;
- II - шток клапана.

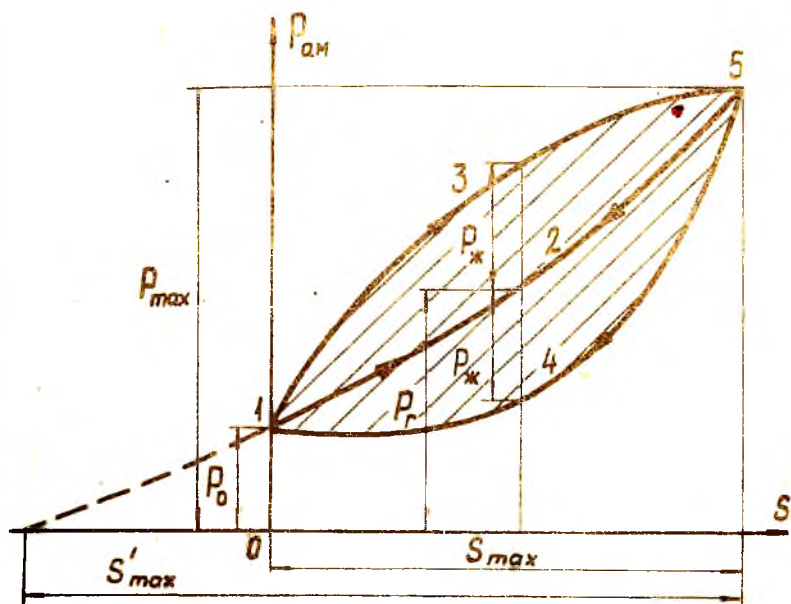


Рис.6. Диаграмма работы амортизатора

При отсутствии внешней силы  $P_{ам}$  цилиндр на штоке удерживается в крайнем положении силой предварительной затяжки  $P_0$  амортизатора

$$P_0 = P_0 \cdot F ,$$

где  $F$  - площадь поршня амортизатора.

Максимальная работа амортизатора может быть выражена

$$A_{ам\max} = P_{\max} \cdot S_{\max} \cdot \eta , \quad (3)$$

где  $P_{\max}$  - максимальное усилие в амортизаторе;

$S_{\max}$  - максимальный ход амортизатора;

$\eta$  - коэффициент полноты диаграммы работы амортизатора, равный отношению площади 0-1-3-5-6-0 к площади прямоугольника, равного  $P_{\max} \times S_{\max}$ .

Как видно из рис.6, усилие предварительной затяжки  $P_0$ , с одной



сторону, приводит к увеличению коэффициента  $\eta$ , а с другой стороны, - к уменьшению хода амортизатора  $S$  при поглощении одной и той же работы.

Величина начального давления азота  $P_0$ , определяющая усилие предварительной затяжки в амортизаторе, может быть взята в широких пределах. Наименьшее значение  $P_0$  определяется работоспособностью уплотнений при малых давлениях, если они нуждаются в начальном давлении для обеспечения герметичности. Наибольшее значение  $P_0$  определяется величиной конечного давления  $P_k$ , которая ограничивается по условиям работы уплотнений. Давления в начале и конце хода амортизатора связаны уравнением

$$\frac{P_k}{P_0} = \left( \frac{V_0}{V_k} \right)^n,$$

где  $V_k = V_0 - F S_{\text{ам макс}}$  - объем газовой камеры в конце хода. Из условий прочности, с целью ограничения сил внутреннего давления, величина  $P_k > 400 \text{ кгс/см}^2$  нежелательна. Поэтому целесообразно для телескопических стоек применять  $P_0 = 20 + 40 \text{ кгс/см}^2$ . Так, например, в амортизаторах основного шасси самолета АН-2  $P_0 = 30 \text{ кгс/см}^2$ .

Усилие предварительной затяжки  $P_0$  для обеспечения работы амортизатора на "разжатие" выбирается из условия

$$P_0 = 0,6 - 0,8 P_{\text{стм}},$$

где  $P_{\text{стм}}$  - стояночная нагрузка на амортизатор.

Пренебрегая силами инерции движущегося цилиндра и силами трения подвижных элементов амортизатора, можно принять, что внешняя сила  $P_{\text{ам}}$  и усилия, направленные против перемещения цилиндра, равны

$$P_{\text{ам}} = P_r + P_{\text{ж}}, \quad (4)$$

где  $P_r$  - сила, необходимая для сжатия газа;

$P_{\text{ж}}$  - сила, необходимая для проталкивания жидкости.

Так как сила  $P_r$ , необходимая для сжатия газа, изменяется по политропическому закону, то

$$P_r = P_0 \left( \frac{V_0}{V_2} \right)^n = P_0 \left( \frac{V_0}{V_0 - F S} \right)^n F, \quad (5)$$

где  $V_2$  - объем газа при текущем значении хода  $S$ .

Эта зависимость на диаграмме работы амортизатора изображена кривой 1-2-5.

Вследствие малых потерь на трение в газовой среде, кривая изменения усилия  $P_r$  на обратном ходе совпадает с 5-2-1.

Площадь I-2-5-6-0-I равна работе газа на прямом и обратном ходе.

Сила, необходимая для проталкивания жидкости, определяется выражением

$$P_{*} = \xi \frac{\rho}{2} v_{*}^2 F_{*} = \xi \frac{\rho}{2} \frac{F_{*}^3}{f^2} v_{*}^2, \quad (6)$$

где  $\xi$  - коэффициент гидравлического сопротивления;  
 $\rho$  - плотность жидкости;  
 $F_{*}$  - площадь сечения столба жидкости, равная площади поршня;  
 $f$  - площадь проходных отверстий перепускного клапана на прямом ходе;  
 $v_{*}$  - скорость обжатия амортизатора.

Сила, необходимая для проталкивания жидкости, пропорциональна квадрату скорости обжатия амортизатора и в начале хода, и в конце его равна нулю.

Тогда, учитывая выражения (5), (6), для прямого хода

$$P_{ам} = P_0 \left( \frac{v_0}{v_s} \right)^n \cdot F + \xi \frac{\rho}{2} \cdot \frac{F_{*}^3}{f^2} \cdot v_{*}^2. \quad (7)$$

Кривая I-3-5 (рис.6) изображает суммарную силу  $P_{*}$  и  $P_r$  в зависимости от перемещения цилиндра S.

Полная работа, совершаемая амортизатором на прямом ходе, численно выражается площадью диаграммы I-3-5-6-0-I. Причём часть этой работы, соответствующая площади I-3-5-2-I, рассеивается.

Оставшаяся часть работы (работа газа) аккумулируется и является источником энергии для обратного хода амортизатора. Возникающая при этом сила  $P_{*}$  имеет противоположное направление по отношению к  $P_r$  и равна

$$P_{*}' = \xi \frac{\rho}{2} \cdot \frac{F_{*}^3}{f_1^2} \cdot v_{*}^2,$$

где  $f_1$  - площадь проходного отверстия перепускного клапана на обратном ходе.

Отняв на диаграмме от ординат  $P_r$  значения  $P_{*}'$ , получим кривую 5-4-I изменения усилий в амортизаторе на обратном ходе.

При этом часть энергии сжатого газа (площадь I-2-5-I) рассеивается, а часть возвращается самолёту и рассеивается при последующих циклах работы амортизатора. Так как  $f_1 < f$  и  $P_{*}' > P_{*}$ , то величина рассеянной энергии на обратном ходе будет больше, чем на прямом.

Значительное уменьшение проходного сечения отверстия в перепускном клапане увеличило бы "торможение", т.е. величину рассеи-



ваемой энергии, что очень желательно. Но при этом увеличивается время разжатия амортизатора, т.е. время его рабочего цикла, которое согласно требованиям, предъявляемым к амортизаторам, не должно быть больше 0,8 секунды.

Применение торможения на прямом ходе амортизатора увеличивает коэффициент полноты диаграммы работы амортизатора. Но в случае грубой посадки, передвижения по неровностям с большой скоростью осевая сила  $P_{max}$  (рис.6) может иметь резкие пики, обусловленные ростом сил гидравлического сопротивления. При этом  $P'_{max}$  может оказаться больше  $P_{max}$ , что недопустимо.

Полная энергия, рассеиваемая за один цикл ( на прямом и обратном ходе ), представлена на диаграмме площадью 1-3-5-4-1.

### 2.3. Работа амортизатора в случае неправильной зарядки

В практике эксплуатации возможны случаи неправильной зарядки амортизатора жидкостью АМТ-10 и азотом. Для выяснения особенности работы амортизатора при неправильной зарядке будем исходить из того, что он должен поглощать нормированную работу  $A_{ам max}$ . Для упрощения анализа рассмотрим работу амортизатора при отклонении только одного параметра, полагая, что другой соответствует техническим условиям.

Начальное давление азота в амортизаторе меньше потребного. Если давление азота в амортизаторе меньше  $P_0$ , то, как видно из выражения ( 5 ), кривая зависимости  $P_r$  от хода  $S$  пойдет ниже (рис.7, кривая 2) кривой зависимости  $P_r$  при нормальной зарядке (кривая 1).

Кроме того, уменьшение начального давления, а, следовательно, и усилия предварительной затяжки  $P_0$ , как отмечалось выше, приводит к уменьшению коэффициента полноты диаграммы  $\eta$ . Это говорит о том, что одна и та же работа будет восприниматься амортизатором при большем ходе. Поэтому, как видно из выражения ( 3 ), работа  $A_{ам max}$  будет восприниматься только при ходе  $S > S_{max}$  (рис.7).

Так как ход  $S_{max}$  определен конструкцией амортизатора, то восприятие работы  $A_{ам max}$  будет сопровождаться ударом.

Следовательно, конструкция самолёта будет испытывать ударные перегрузки, что может привести к разрушению её элементов. Необходимо отметить, что ударные перегрузки приводят к появлению в пневматике усилий больше разрушающих.

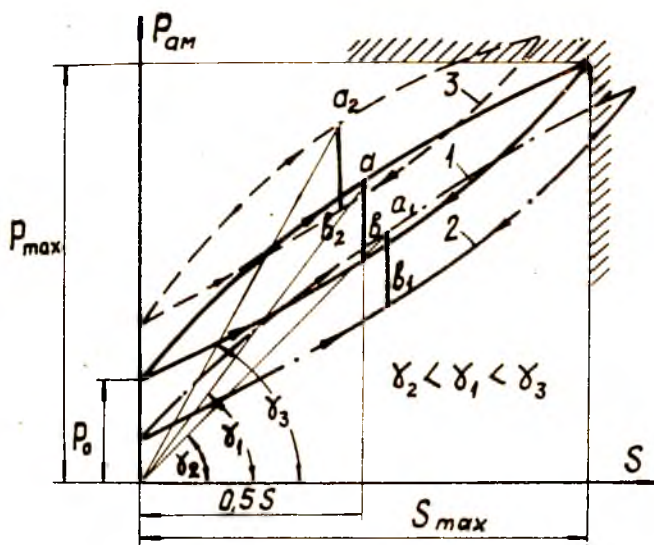


Рис.7. Диаграмма работы амортизатора при неправильной зарядке азотом

Для получения более полной картины работы амортизатора при пониженном начальном давлении азота необходимо рассмотреть работу жидкости.

Величина рассеиваемой энергии определяется законом изменения силы  $P_*$  по ходу  $S$  и зависит, как видно из выражения (6), от скорости обжатия амортизатора  $v_{ц}$ . Изменение скорости обжатия амортизатора подчиняется сложному закону, так как его жесткость постоянно меняется и зависит от многих факторов (величины начального давления азота, количества и состояния жидкости АМТ-10, температуры окружающего воздуха, давления воздуха в пневматике и величины его обжатия и т.д.).

Для установления качественного изменения силы  $P_*$  по ходу амортизатора будем считать, что жесткость амортизатора не меняется,

а скорость обжатия  $V_u$  изменяется по закону синуса и определяется вертикальной составляющей скорости самолёта при посадке

$$V_u = v_y \sin \omega t,$$

где  $\omega = \sqrt{\frac{c}{m}}$  - частота собственных колебаний;  
 $t$  - время обжатия амортизатора.

Из этого предположения следует (рис.8), что при  $t = 0$  и  $t = \frac{T}{2}$  скорость перемещения цилиндра  $V_u$  будет равна нулю. При  $t = \frac{T}{4}$  она будет максимальной и равна вертикальной составляющей посадочной скорости самолёта  $v_y$

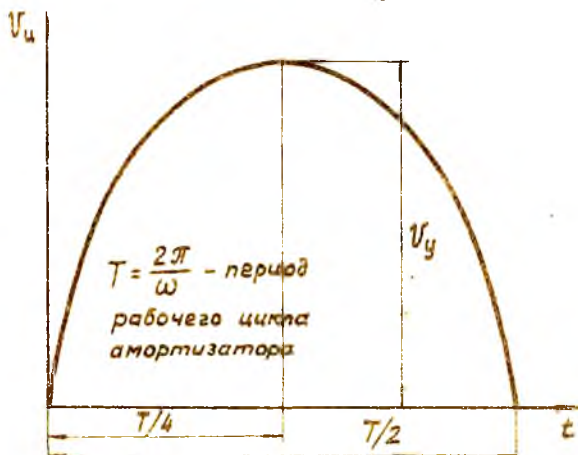


Рис.8. График зависимости скорости от времени обжатия амортизатора

Скорость обжатия амортизатора, как видно из выражения (6), и скорость жидкости, перетекающей через отверстия перепускного клапана, определяют величину силы  $P_{ж}$ .

Причём максимальная скорость обжатия амортизатора и величина силы  $P_{ж\max}$  определяются только величиной скорости и не зависят от величины начального давления азота.

Величина скорости  $v_y$  задается нормами прочности и для самолёта АН-2 является постоянной. Если предположить, что сила достигает максимального значения при ходе амортизатора, равном

$S/2$  (отрезки  $ab$  и  $a_1b_1$ , рис.7), то в случае снижения начального давления азота соотношение углов  $\delta_1$  и  $\delta_2$  свидетельствует об уменьшении жесткости амортизатора ( $\delta_2 < \delta_1$ ). Как видно из выражения, характеризующего коэффициент перегрузки,

$$n = 1 + \sqrt{1 + \frac{U_0^2 \cdot c}{m \cdot a_1^2}} \quad (8)$$

где  $C$  - жесткость амортизатора.

Уменьшение жесткости приводит к снижению перегрузок. Таким образом, при ударах с малой энергией ( $A_{ам} < A_{ам\max}$ ) амортизатор, в случае снижения начального давления азота, становится мягче, и перегрузки, действующие на конструкцию самолёта, снижаются.

Начальное давление азота в амортизаторе выше потребного. Если начальное давление азота в амортизаторе выше  $P_0$ , то кривая зависимости  $P_r$  от хода  $S$  пойдет выше (рис.7, кривая 3), чем кривая зависимости  $P_r$  при нормальной зарядке азотом (кривая 1).

Увеличение начального давления, а следовательно и усилия предварительной затяжки  $P_0$ , приводит к увеличению коэффициента полноты диаграммы  $\rho$ . Поэтому работа  $A_{см\max}$  будет уменьшаться при ходе  $S < S_{\max}$ .

При этом, как видно из выражения (5), сила  $P_r$  в конце хода амортизатора будет больше силы  $P_{\max}$ . Причём усилие  $P_r$  в этом случае может оказаться больше расчётного усилия ( $P_{расч}$ ), что приводит к разрушению амортизатора.

Учитывая предыдущие рассуждения об изменении усилия  $P_x$  по ходу  $S$  амортизатора, в случае увеличения начального давления азота будем иметь  $\delta_2 > \delta_1$  (рис.7), что свидетельствует об увеличении жесткости амортизатора.

Увеличение жесткости амортизатора приводит, как видно из выражения (8), к росту перегрузки на конструкцию самолёта. При этом может оказаться, что её величина будет больше максимальной эксплуатационной перегрузки (для шасси самолёта АН-2  $n_{\max}^3 = 2,36$ ), что недопустимо из условий прочности.

Кроме того, увеличение жесткости амортизатора и рост перегрузки приводят к появлению усилий больших, чем необходимо для полного обжатия пневматика. Это может привести к его разрушению.

Количество жидкости АМГ-10 в амортизаторе меньше потребного. В этом случае увеличивается начальный объём азота  $U_0$ .

При этом из выражения ( 5 ) видно, что кривая зависимости силы  $P_r$  от хода  $S$  более пологая ( рис.9, кривая 2), чем кривая зависимости  $P_r$  при нормальной зарядке жидкостью ( кривая 1 ).

Характер работы амортизатора качественно совпадает с ранее рассмотренной работой амортизатора в условиях уменьшенного начального давления азота. Отличие в диаграммах ( рис.7 и 9 ) состоит лишь в том, что при неправильной зарядке газом начальные усилия  $P_0$  различны, а при неправильной заливке жидкостью  $P_0$  не меняется.

Необходимо отметить, что уровень жидкости АМГ-10 должен быть выше поршня при полностью разжатом амортизаторе ( рис.5 ) и несколько заполнять внутреннюю полость штока. Если уровень жидкости в амортизаторе будет ниже поршня штока, то возникает опасность гидравлического удара.

Количество жидкости АМГ-10 в амортизаторе больше потребного. В этом случае уменьшается объём азота  $V_0$ , в результате чего кривая зависимости силы  $P_r$  от хода  $S$  пойдет круче ( рис.9, кривая 3). Качественно работа амортизатора аналогична случаю, когда начальное давление азота в амортизаторе выше расчётного.

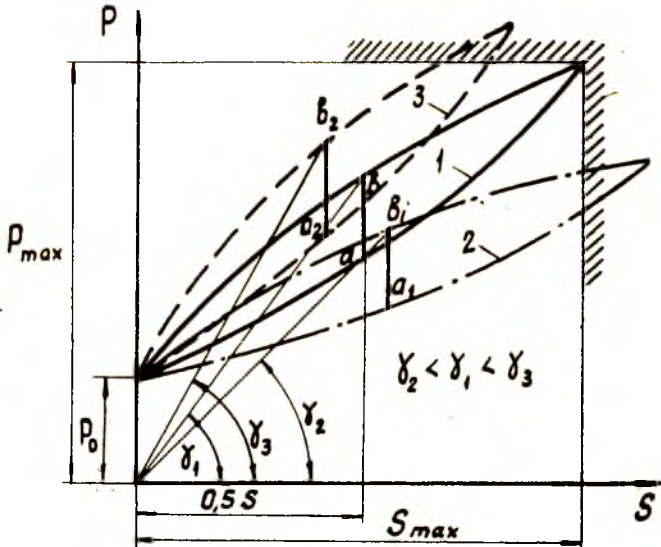


Рис.9. Диаграмма работы амортизатора при неправильной зарядке жидкостью

Из рассмотренного можно сделать вывод, что зарядка амортизатора азотом и жидкостью АМГ-10 должна производиться в строгом соответствии с техническими условиями, так как в противном случае возможно разрушение элементов конструкции самолёта, амортизатора или пневматика.

### 3. ТЕХНОЛОГИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЁТА АН-2 ЧЕРЕЗ 300 ЧАСОВ ЛАЁТА

Так как данная работа носит учебный характер, то в неё включена лишь часть действующего в подразделениях Гражданской Авиации регламента технического обслуживания самолёта АН-2.

#### 3.1. Осмотр тросов и роликов системы управления самолётом

Для осмотра тросов ( рис.10 ) необходимо:

1. Очистить тросы хлопчатобумажной тканью, смоченной керосином, и насухо протереть чистой тканью.

2. Проверить внешним осмотром, нет ли коррозии, потертости отдельных проволок, заершенности, выдученности отдельных нитей и прядей, уменьшения диаметра троса, вследствие его чрезмерной вытяжки, резких перегибов.

3. Следы коррозии удалить протираанием хлопчатобумажной тканью, смоченной керосином. Удалять коррозию с помощью наждачного полотна ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как при этом будет сниматься оцинкованное покрытие троса.

4. Проверить прочность троса в местах потертости и нагартовки его поверхности. Для этого необходимо:

- а) расконтрить и отпустить тандер;
- б) снять трос с ролика;
- в) перегнуть трос на потёртом участке и осмотреть, нет ли поломки проволок;
- г) если поломки проволок не произошло, уложить трос в канавку ролика;
- д) натянуть трос при помощи тандера и проверить натяжение тензометром;
- е) законтрить тандер троса контровочной проволокой КОК.

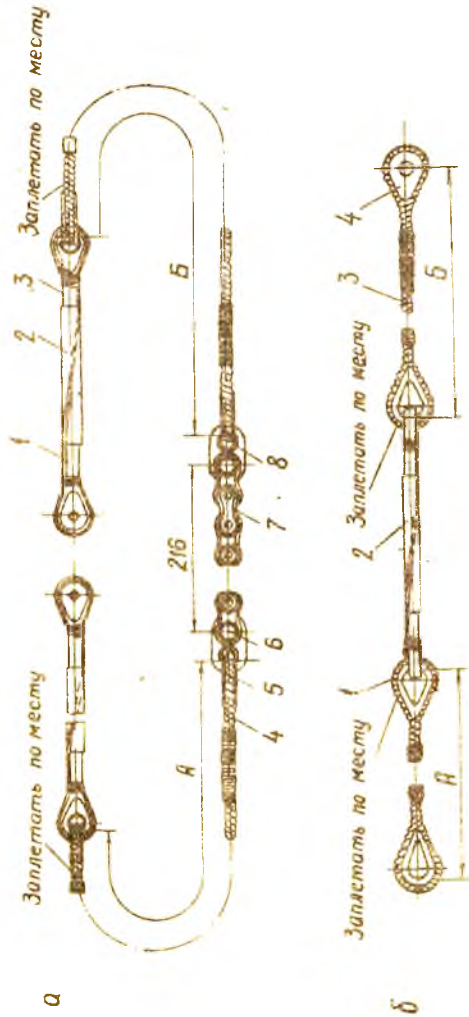


Рис. 10. Трос управления самолетом:

- а - цепь с тросом управления элеронами
- 1 - ушко танкера; 2 - муфта танкера;
- 3 - ушко танкера; 4 - трос; 5 - коуш;
- 6 - вилка; 7 - втулочно-роликовая цепь;
- 8 - серьга;
- б - трос управления рулем направления
- 1 - коуш; 2 - танкер; 3 - трос; 4 - коуш



5. Наличие **завершенности** (обрыва отдельных нитей) проверить следующим образом: зажать трос ролика рукой через хлопчатобумажную ткань и медленно перемещать его с помощью рычагов управления; при этом оборванные нити троса зацепляются за хлопчатобумажную ткань.

Тросы, имеющие глубокую коррозию, обрыв нитей или прядей, выгущенность отдельных нитей или прядей, уменьшение диаметра, резкие перегибы, заломы или вмятины, нарушение заделки и излом коуша, **необходимо** заменить.

К эксплуатации допускаются тросы, имеющие на прямолинейных участках отдельные выступающие концы - результат наращивания проволоки в производстве, но не более двух на каждые пять метров длины.

Допускается перекос троса относительно канавки ролика до  $1,5^\circ$  (рис. IIa). Зазор между тросом и деталями конструкции должен быть не менее 5 мм, а между тросом и ограничителем  $1 \pm 0,5$  мм. Резьба наконечников тандеров должна быть полностью скрыта в муфте или выступать из нее не более, чем на две нитки.

Для осмотра роликов необходимо:

1. Очистить ролики чистой хлопчатобумажной тканью.

2. Проверить внешним осмотром, нет ли трещин в роликах и кронштейнных подвесках, выкрашивания текстолита роликов, повышенного износа канавок, выпрессовки шарикоподшипников или тугого их вращения.

3. Проверить линейные отклонения роликов в соответствии с рис. II б, в, г, д.

Ролики, имеющие трещины, выкрашивание текстолита и выпрессованные шарикоподшипники, **необходимо** заменить.

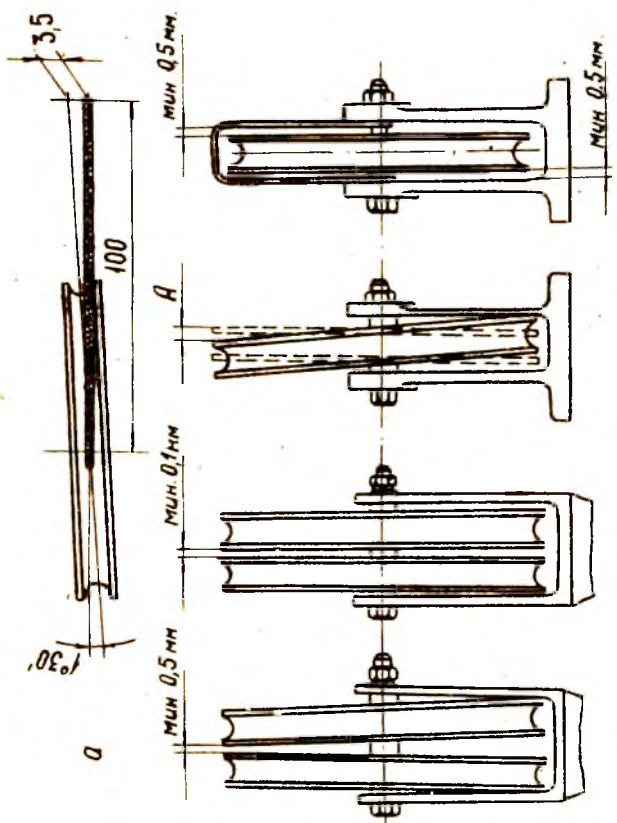
К эксплуатации допускаются ролики с износом канавок до 1 мм, с износом буртов под тросы диаметром 3,5 мм - до 0,8 мм, а под тросы диаметром 4,5 мм - до 1,5 мм.

Тугое вращение шарикоподшипников следует устранить промывкой их бензином Б-70 с последующей продувкой сжатым воздухом и смазкой маслом МС-20. Попадание масла на поверхность текстолитового ролика **НЕ ДОПУСКАЕТСЯ**, так как масло разъедает текстолит.

Если тугое вращение шарикоподшипника не устраняется, то ролик **необходимо** заменить.

Кронштейны подвески при наличии трещин **необходимо** заменить или отремонтировать.





Наружный диаметр ролика мм	Диаметр канавки ролика мм	Люфт, А мм
50	40	0,5
85	70	1
115	100	1
140	120	1

Рис.11. Допустимые зазоры и люфты в роликовых подвесках:

- а - допустимый перекос троса в ролике;
- б - допустимые зазоры между роликами (ролики вращаются в разные стороны) под спаренные тросы руля высоты;
- в - допустимые зазоры между роликами (ролики вращаются в одну сторону) под спаренные тросы руля высоты;
- г - допустимые величины люфта роликов;
- д - допустимый перекос ролика в кронштейне

а б в г д

Осмотреть ттяг управления элеронами и закрылками. Для осмотра необходимо:

1. Очистить ттяги управления и их наконечники с помощью хлопчатобумажной ткани, смоченной керосином, и насухо протереть.

2. Проверить внешним осмотром, нет ли трещин на ттягах и их наконечниках, коррозии, вмятин, царапин, забоин, потертости и прогиба ттяг.

3. Проверить монтажные зазоры между ттягами и деталями конструкции.

4. Проверить целостность подшипников в наконечниках ттяг. Ттяги и их наконечники, имеющие трещины и поперечные царапины, необходимо заменить.

5. Проверить правильность монтажа наконечников в ттягах (рис.12).

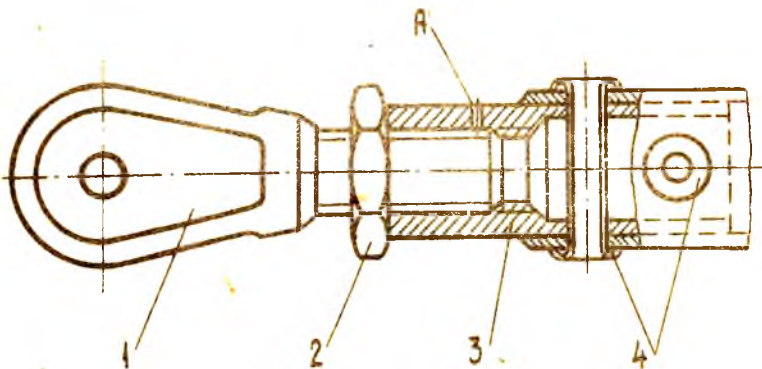


Рис.12. Типовой наконечник регулируемой ттяги:

- 1 - вильчатый болт; 2 - контргайка;
- 3 - резьбовая втулка; 4 - трубчатая заклепка; А - контрольное отверстие

Резьбовая часть наконечника не должна выходить за пределы контрольного отверстия "А" во втулке ттяги.

Коррозию, продольные царапины и забоины зачистить с помощью наждачного полотна № 170, смоченного маслом МС-20, до обеспечения плавных переходов к остальной поверхности, после чего промыть керосином, насухо протереть чистой хлопчатобумажной тканью и покрыть лаком № 17.

К эксплуатации допускаются тяги, имеющие:

единичные вмятины глубиной до 10% от длины, но не глубже 3мм; выведенную коррозию, забоины и продольные царапины до 0,2 мм; продольные потёртости глубиной до 0,3 мм; прогиб труб не более 3 мм на всю длину трубы тяги.

При монтаже необходимо, чтобы зазор между тягами и деталями конструкции был не менее 5 мм.

Для проверки целостности подшипников в наконечниках тяг необходимо:

- а) законтрить штурвал с помощью кабинного стопора,
- б) взяться рукой за заднюю кромку закрылка или элерона и произвести резкие короткие нажатия вверх и вниз.

При наличии разрушенного подшипника будет иметь место значительный люфт, сопровождаемый характерным стуком. Разрушенный подшипник необходимо заменить.

### 3.2. Проверка и регулировка величины предварительного натяжения тросов

Предварительное натяжение тросов управления самолётом необходимо измерять на вертикальных участках тросов, проходящих позади 5-го шпангоута фюзеляжа. На самолётах первых серий, имеющих несъёмный кожух на 5-ом шпангоуте, натяжение тросов следует измерять в пролётах между 5 и 8-м шпангоутами.

Для проверки и регулировки предварительного натяжения необходимо:

1. Законтрить с помощью струбция элероны, руль высоты и поворота в нейтральном положении.

2. Замерить с помощью тензометра ИИ-II (рис.13) натяжные тросовой проводки, для чего:

а) установить на ось 4 сменный упор 5. Номер сменного упора должен соответствовать диаметру измеряемого троса, например, для троса диаметром 3,5 мм должен быть установлен упор № 2, а для диаметра 4,5 - № 3;

б) повернуть флажок 3 против часовой стрелки до упора;

в) отвести рычаг I вправо до упора;

г) установить трос между съёмным и неподвижными упорами и рычаг I прижать к корпусу тензометра;

д) отвести рычаг I вправо до упора, снять тензомер с троса и в соответствии с количеством делений, по паспортной таблице определить натяжение в кгс.

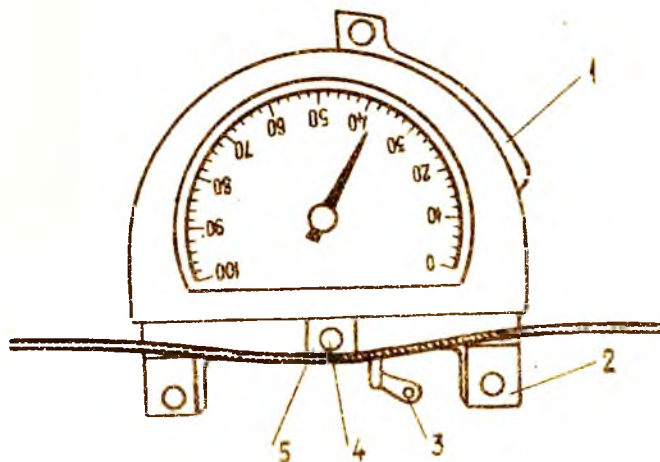


Рис.13. Тензометр для замера натяжения тросовой проводки

1 - рычаг; 2 - неподвижный упор;  
3 - флажок-фиксатор; 4 - ось  
сменного упора; 5 - сменный упор

ж) поворотом флажка 3 по часовой стрелке до упора вернуть стрелку прибора на 0 шкалы.

Величина предварительного натяжения тросовой проводки должна соответствовать:

- для элеронов - 60 - 65 кгс;
- для руля высоты - 50 - 55 кгс;
- для руля поворота - 40 - 45 кгс.

Если она отличается от указанных значений, то необходимо отрегулировать предварительное натяжение тросов, для чего:

- а) расконтрить тандеры ( рис.10 );
- б) с помощью тандера увеличить или уменьшить натяжение троса;
- в) убедиться с помощью тензометра ИИ-11 в правильности натяжения троса;
- г) снять струбины с элеронов и рулей и кабинный стопор с рычагов управления;
- д) проверить плавность хода рычагов управления, правильность отклонения элеронов, руля высоты и поворота;
- е) законтрить тандеры;

ж) установить струбцины на элероны и рули.

### 3.3. Регулирование управления самолётом

При регулировании управления самолётом следует руководствоваться таблицей II, где представлены угловые и линейные отклонения рулей и элеронов в зависимости от положения штурвальных колонок, педалей управления и штурвалов.

Таблица II

Положение руля высоты	П о л о ж е н и е штурвальных колонок	Отклонение руля высоты	
		У г о л	по задней кромке в мм
Нейтральное	2° назад от вертикаль. 320 мм от приборной панели для крышки лев. штурвальной колонки	0°	-
Верхнее с 34 по 59 серию включ.	на 23° назад	$35^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$344^{\pm} 10$ вверх
с 60 серии	на 23° назад	$42^{\circ} + 3^{\circ}$	$409^{\pm} 20$ вверх
Нижнее с 34 по 59 серию включ. с 60 серии	на 13° вперед на 11° 30' вперед	$22^{\circ} 30' \pm 1^{\circ}$	$224^{\pm} 10$ вниз
Положение поворота руля	Положение педалей	Отклонение руля поворота	
		у г о л	по задней кромке нервюры № 6 в мм.
Правое	Отклонение на $30^{\circ} \pm 1^{\circ}$ в обе стороны	$+ 1^{\circ}$	+ 17
		на $28^{\circ} - 2^{\circ}$ в обе стороны	$460 - 34$ вправо
Левое	От нейтрального положения	$+ 1^{\circ}$	+ 17
		От нейтрального положения	$460 - 34$ влево

Продолжение таблицы П

Положение элеронов	Положение штурвала	Отклонение элеронов		
		у г о л	по задней кромке в мм	
Правый элерон		14° $\begin{matrix} +1^{\circ} \\ -1^{\circ} \end{matrix}$ 1,5°	124 $\begin{matrix} +8 \\ -13 \end{matrix}$	вниз
Левый элерон	вправо до упора	30° $\begin{matrix} +1^{\circ} \\ -1^{\circ} \end{matrix}$ 5°	263 $\begin{matrix} +8 \\ -13 \end{matrix}$	вниз
		30° $\begin{matrix} +1^{\circ} \\ -1^{\circ} \end{matrix}$ 5°	263 $\begin{matrix} +8 \\ -13 \end{matrix}$	вверх
Левый элерон	влево до упора'	14 $\begin{matrix} +1^{\circ} \\ -1^{\circ} \end{matrix}$ 5°	124 $\begin{matrix} +8 \\ -13 \end{matrix}$	вниз

Регулирование управления рулем высоты следует производить в следующем порядке:

1. Установить при натянутых тросах штурвальные колонки, штурвалы и педали управления в нейтральное положение с помощью кабинного стопора.

2. Отрегулировать жесткую тягу 1 руля высоты (рис.14), для чего:

- а) убедиться в том, что верхний и нижний шарниры качалки 7 находятся на одинаковом расстоянии от шпангоута № 25;
- б) расконтрить наконечник 3 тяги, отвернув контргайку 2;
- в) отвернуть гайку и вынуть болт 4;
- г) вворачивая или выворачивая наконечник, установить руль высоты в нейтральное положение, чтобы хорда руля являлась продолжением хорды стабилизатора;
- д) установить с помощью болта 4 тягу и законтрить наконечник 3, завернув контргайку 2.

3. При помощи тандеров отрегулировать натяжение тросов в соответствии с техническими условиями.

4. Снять кабинный стопор и проверить углы отклонения руля высоты (см. таблицу П). отклоняя штурвальные колонки до упора в

обе стороны. Углы отклонения контролировать с помощью приспособления ( рис.15 ). Если углы отклонения руля больше или меньше требуемых, то на самолётах до 31 серии заменить текстолитовые упоры и установить их по месту, а с 32 серии - отрегулировать подвижные упоры штурвальных колонок.

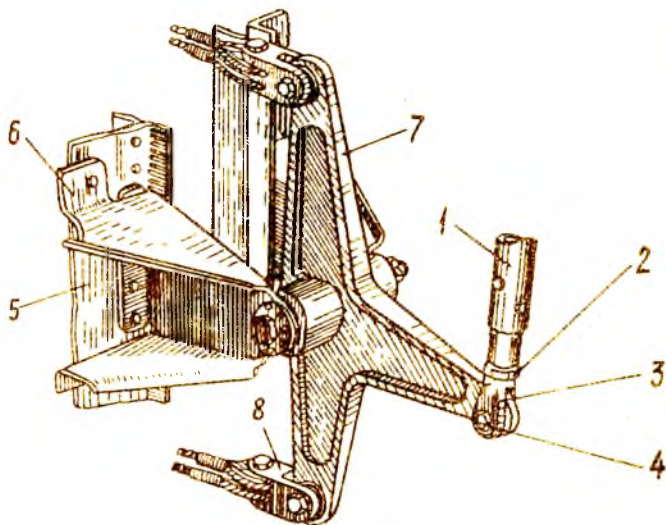


Рис.14. Качалка управления рулём высоты на шпангоуте № 25

1 - тяга; 2 - контртяга; 3 - вилчатый болт; 4 - болт; 5 - шпангоут № 25; 6 - кронштейн; 7 - качалка; 8 - серьга

Регулирование управления рулём поворота следует производить в следующем порядке:

1. Установить с помощью кабинного стопора левые педали в нейтральное положение и убедиться, что правые педали также находятся в нейтральном положении. Правые педали можно установить в нейтральное положение, регулируя длину соединительной трубы.

2. При помощи тандеров отрегулировать натяжение тросов управления рулём поворота в соответствии с техническими условиями.



При этом хорда руля поворота должна касаться продолжением хорды киля.

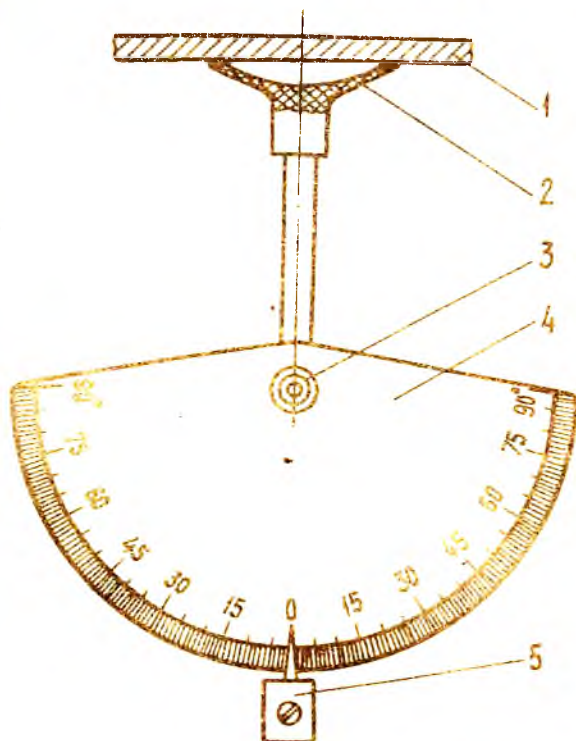


Рис.15. Приспособление для замера углов отклонения органов управления:  
1 - орган управления; 2 - резиновый присос; 3 - винт; 4 - диск; 5 - груз-указатель

3. Снять cabinный стопор и проверить углы отклонения руля поворота ( см. таблицу П ). Углы отклонения контролировать по перемещению задней кромки ниверы № 6 руля с помощью стальной линейки. Если углы отклонения больше или меньше требуемых, то необходимо отрегулировать упоры, ограничивающие отклонение педалей.



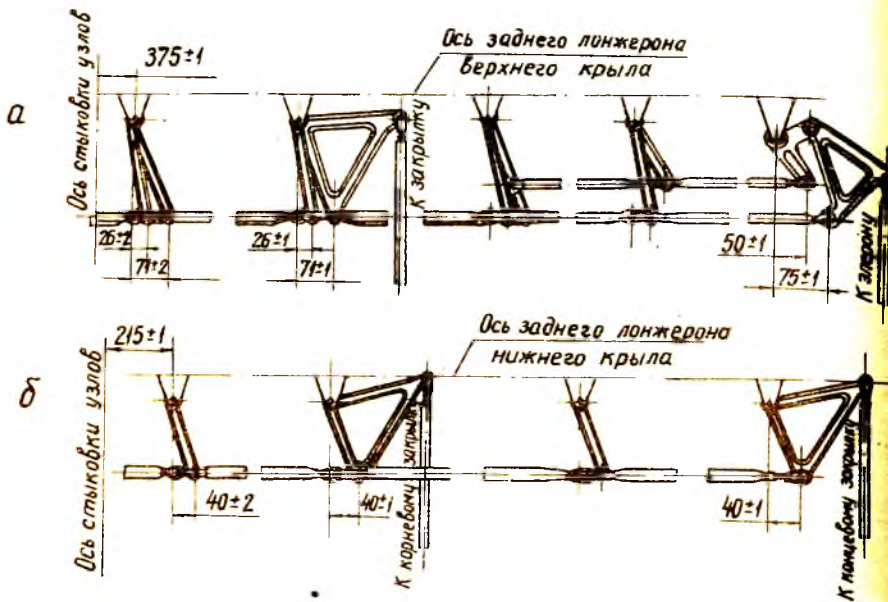


Рис.16. Схема регулирования управления элеронами и закрылками в крыльях:

- а - в верхнем крыле;
- б - в нижнем крыле

Регулирование управления элеронами в фюзеляже следует производить в следующем порядке:

1. Зафиксировать элероны и закрылки верхнего крыла с помощью струбин в нейтральном положении, т.е. хорды элеронов и закрылков должны являться продолжением хорды крыла.
2. Убедиться, что каждая тяга управления элеронами и закрылками верхнего крыла фиксирует соответствующую качалку в положении, показанном на рис.16. Контроль производить с помощью стальной линейки  $l = 200$  мм.
3. Отсоединить тяги от верхних Г-образных качалок на верхней коробке механизма УЗ-1АМ.
4. Установить с помощью кабинного стопора левые штурвалы в нейтральное положение.
5. Отрегулировать тросы управления элеронами, так, чтобы концевые шарниры Г-образных качалок оказались на одинаковом расстоя-

нии от шпангоута № 6. Тросы должны быть натянуты с усилием 60 + 65 кгс. Технология регулирования натяжения тросов представлена выше.

6. Отрегулировать тросы управления элеронами, идущие к правому штурвалу так, чтобы штурвал принял нейтральное положение. Тросы должны иметь натяжение 60 + 65 кгс.

7. Отрегулировать с помощью наконечников длины тяг управления закрылками так, чтобы плечи Г-образных качалок, к которым подсоединяются тяги, были параллельны оси самолёта.

8. Подсоединить тяги к верхним Г-образным качалкам.

9. Снять струбицы с элеронов, и стопор со штурвала.

Повернуть левый штурвал влево так, чтобы левый элерон отклонился вверх на  $30^{\circ} -1,5^{\circ}$  или на  $263 -23$  мм.

При этом правый элерон должен отклониться вниз на  $14^{\circ} -1,5^{\circ}$  или на  $124 -13$  мм. Замер углов отклонения производить с помощью приспособления (рис.15), а линейных отклонений - с помощью стальной линейки по задней кромке элерона. Не меняя положения штурвала отрегулировать левые упоры обоих штурвалов.

10. Провернуть штурвалы вправо до соответствующих углов отклонения элеронов и отрегулировать правые упоры.

#### 4. ТЕХНОЛОГИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ОСНОВНЫХ АМОРТИЗАТОРОВ ШАССИ

##### 4.1. Подъём и опускание самолёта

Для обслуживания шасси и установки хвостового колеса нет необходимости поднимать весь самолёт сразу, а достаточно произвести подъём самолёта со стороны правой или левой части основного шасси или хвостовой части фюзеляжа.

Подъём самолёта со стороны правой или левой части основного шасси следует производить в следующем порядке:

- 1) проверить, развернута ли в линию полёта установка хвостового колеса;
- 2) установить по две колодки под хвостовое колесо и под колесо основного шасси, противоположное поднимаемому;
- 3) установить подъёмник со стороны поднимаемого колеса под гнездо упора на нижней части центроплана в плоскости 6-го шпанго-

Ута так, чтобы он двумя опорными стержнями был обращен в сторону фюзеляжа, а опорные плиты этих стержней лежали в плоскости, параллельной оси самолёта;

4) освободить самолёт от швартовочных тросов и убедиться, что в самолёте и под ним нет людей, а также предметов, мешающих подъёму;

5) подъём и опускание самолёта производить в соответствии с технологической инструкцией применяемых подъёмников;

6) после проведения подъёма и опускания самолёта убрать подъёмник из-под самолёта;

7) установить колодки под опущенное колесо шасси и подсоединить швартовочные тросы.

Примечание: При сильном и порывистом ветре свыше 8 м/сек поднимать самолёт ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В каждом отдельном случае, независимо от скорости ветра, возможность подъёма самолёта определяет старший инженер подразделения.

#### 4.2. Зарядка амортизационных стоек шасси жидкостью АМГ - 10

На самолётах для заполнения амортизаторов шасси применяется масло АМГ-10 (ГОСТ 6971 - 53).

Для амортизатора шасси требуется 1680 см<sup>3</sup>, а для амортизатора хвостового колеса 440 см<sup>3</sup> масла АМГ-10.

Зарядку амортизационной стойки маслом производить в следующем порядке:

1. Снять нагрузку с амортизационной стойки, произведя подъём самолёта. При этом шток из цилиндра амортизатора должен выходить без заедания.

2. Расконтрить и отвинтить крышку клапана 3 зарядного клапана (рис.5) амортизационной стойки.

3. Навинтить на зарядный клапан приспособление 63740/028 (рис.17). Перед этим в барабан приспособления установить вместо пробки 3 манометр на 60 кгс/см<sup>2</sup>, проверить, закрыт ли кран стравливания 7, завинчена ли заглушка 8, вывернут ли маховичок 1 против хода часовой стрелки до упора.

4. Поворотом маховика 1 приспособления 63740/028 до упора по ходу часовой стрелки отжать уплотнительный конус зарядного клапана амортизационной стойки.

5. Открывая у приспособления краник стравливания 7, убедиться, что в амортистойке отсутствует давление азота. При проверке правильности зарядки маслом АМГ-10 азот следует удалить постепенно, чтобы не было выбивания масла из амортизационной стойки.

6. Отвинтить приспособление 63740/028 с зарядного клапана стойки. Отворачивать приспособление необходимо с помощью двух ключей: одним подстраховывать зарядный клапан от выворачивания, другим - отворачивать гайку приспособления.

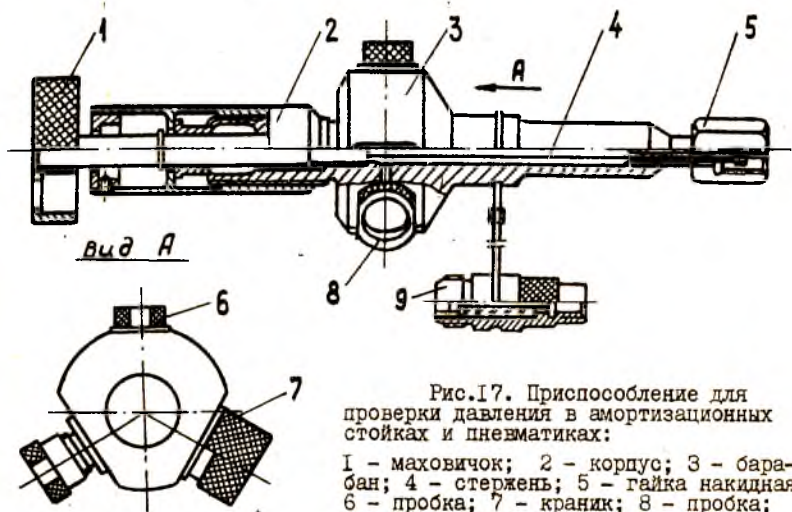


Рис.17. Приспособление для проверки давления в амортизационных стойках и пневматиках:

1 - маховичок; 2 - корпус; 3 - барабан; 4 - стержень; 5 - гайка накидная; 6 - пробка; 7 - краник; 8 - пробка; 9 - переходник

7. Расконтрить и вывинтить зарядный клапан амортизационной стойки.

8. Опуская самолёт, контролировать обжатие амортизационной стойки до контрольной риски на штоке цилиндра. ( При нормальной зарядке масло должно подняться до уровня отверстия под зарядный клапан).

9. С помощью дюритовой трубки присоединить пластмассовую воронку к отверстию под зарядный клапан амортизационной стойки.

10. Постепенно поднимая самолёт, с целью вытягивания штока из цилиндра амортизационной стойки, для заполнения рабочей полости цилиндра жидкостью непрерывно наливать в воронку жидкость АМГ-10.

В воронке все время должно быть достаточное количество жидкости во избежание подсоса воздуха внутрь амортизационной стойки. Зарядка амортизационной стойки жидкостью считается законченной, если при вытянутом до отказа штоке уровень жидкости в заливной трубке перестанет понижаться.

11. Отсоединить воронку с дюритовой трубкой, завинтить и законтрить контршпильной проволокой зарядный клапан амортизационной стойки.

#### 4.3. Зарядка амортизационной стойки шасси а з о т о м

Зарядку азотом производить от аэродромного баллона через редукционную систему (рис.18).

Для зарядки необходимо:

1. Навинтить на зарядный клапан амортизационной стойки приспособление 63740/028 с манометром на  $60 \text{ кгс/см}^2$ .

2. Убедившись, что краны 1, 2 и 3 редукционной системы закрыты, открыть кран 8 баллона. Проконтролировать давление азота по манометру 6.

3. Продуть зарядный шланг 5 азотом, кратковременно открыв кран 1. Конец зарядного шланга при этом необходимо крепко держать рукой.

4. Вывинтить заглушку 6 из барабана приспособления (рис.17) и подсоединить вместо неё через переходник 2 зарядный шланг.

5. Поворотом маховичка 1 приспособления до упора по ходу часовой стрелки отжать уплотнительный конус зарядного клапана.

6. Открыть кран 1 редукционной системы и зарядить амортизационную стойку азотом до  $1 + 2 \text{ кгс/см}^2$ , после чего закрыть кран 1. Контроль давления производить по манометру приспособления 63740/028. С помощью крана приспособления стравить давление до нуля, чтобы из заливной трубки амортистойки удалить избыток жидкости АМГ-10.

7. Зарядить амортистойку азотом до величины нормального давления  $30^{+1} \text{ кгс/см}^2$ , для чего необходимо открыть кран 1 редукционной системы. Контроль за давлением азота осуществлять по манометру  $60 \text{ кгс/см}^2$  приспособления 63740/028. При достижении давления  $30^{+1} \text{ кгс/см}^2$  закрыть кран 1 редукционной системы.

8. Закрыть выход азота из амортистойки, для чего повернуть маховичок 1 приспособления 63740/028 до упора против часовой стрелки.

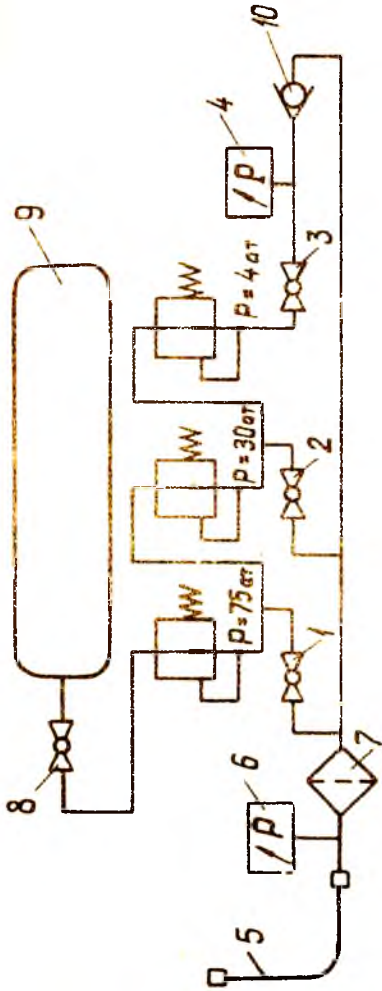


Fig. 18. Scheme of the vacuum system:

- 1, 2, 3 - vacuum gauges; 4 - manometer  $P = 12 \text{ кгс/см}^2$ ;
- 5 - vacuum gauge; 6 - valve  $P = 100 \text{ кгс/см}^2$ ;
- 7 - filter; 8 - vacuum chamber valve; 9 - vacuum chamber;
- 10 - vacuum pump.



9. Сравнить азот из зарядного шланга 5 приспособления 63740/028, открыв кран 7.

10. Отсоединить от приспособления зарядный шланг и переходник и завинтить заглушку 6 в барабан.

11. Отвинтить от зарядного клапана приспособление 63740/028.

12. Опустить самолёт.

13. Проверить зарядку амортистойки азотом и жидкостью по её стояночной осадке. Контроль осуществлять по шкале на зеркале штока амортистойки. Величина осадки зависит от веса самолёта и должна быть равна:

при полётном весе самолёта 3600 кгс -  $90^{+9}$  мм;

при полётном весе самолёта 4200 кгс -  $117^{+12}$  мм;

при полётном весе самолёта 4300 кгс -  $135^{+14}$  мм;

при полётном весе самолёта 5250 кгс -  $148^{+15}$  мм.

14. Завинтить и законтрить контровочной проволокой предохранительный **копчаок** зарядного клапана.

15. Проверить герметичность амортизационной стойки и зарядного клапана, покрывая мыльной пеной возможные места утечки.

#### Заключительные работы

1. Убрать рабочее место и инструмент.

2. Оформить письменный отчёт.

Отчет должен содержать:

принципиальную схему узла или системы; дефектную ведомость узла или системы, а также технические условия, которыми необходимо руководствоваться при дефектации.

Результаты проведенных замеров должны быть представлены в виде таблицы, например, величины натяжения тросов, давления в амортизаторах, пневматиках и т.д.,

ЛИТЕРАТУРА

1. Александров В.Г., Майоров А.В., Пашестик А.М. Авиационный технический справочник. М., "Транспорт", 1969.
2. Астахов М.Ф., Караваев А.В., Макаров С.Я., Суздальцев Я.Я. Справочная книга по расчёту самолёта на прочность. М., Оборонгиз, 1954.
3. Бельский В.Л., Власов И.Б., Зайцев В.Н., Кан С.Н., Карно-~~шкин~~ В.П., Кац В.М., Липовский Д.Е. Конструкция летательных аппаратов. Под редакцией Кана С.Н. М., Оборонгиз, 1963.
4. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчёт самолёта на прочность. М., Оборонгиз, 1940.
5. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчёт самолёта на прочность. М., "Машиностроение", 1966.
6. Остославский И.В. Аэродинамика самолёта. М., Оборонгиз, 1957.
7. Радченко И.В., Крамчанинов В.П., Дубринский В.П. Самолет АН-2. М., "Транспорт", 1969.
8. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. М., "Наука", 1964.
9. Шульженко М.Н. Конструкция самолётов. М., "Машиностроение", 1971.
10. Хазанов Х.С., Тарасов Ю.Л. Расчет амортизации массы самолёта. Куйбышевский авиационный институт, 1970.
- II. Технология технического обслуживания самолёта АН-2. М., Редакционно-издательский отдел аэрофлота, 1964.
12. Регламент технического обслуживания самолёта АН-2. М., редакционно-издательский отдел аэрофлота, 1966.



СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
I. Системы управления самолётом . . . . .	3
I.2. Влияние температуры окружающего воздуха на величину предварительного натяжения в тросовой проводке . . . . .	9
I.3. О регулировке предельных углов отклонения органов управления самолётом . .	II
2. Система амортизации самолета . . . . .	II
2.1. Работа амортизатора . . . . .	13
2.2. Диаграмма работы амортизатора . . . .	13
2.3. Работа амортизатора в случае неправильной зарядки . . . . .	18
3. Технология технического обслуживания самолёта АН-2 через 300 часов налёта . . . . .	22
3.1. Осмотр тросов и роликов системы управления самолётом . . . . .	22
3.2. Проверка и регулировка величины предварительного натяжения тросов . . . .	28
3.3. Регулирование управления самолётом . .	30.
4. Технология технического обслуживания основных амортизаторов шасси . . . . .	35
4.1. Подъём и опускание самолёта.....	35
4.2. Зарядка амортизационных стоек шасси жидкостью АМГ-10 . . . . .	36
4.3. Зарядка амортизационной стойки шасси азотом . . . . .	37
ЛИТЕРАТУРА . . . . .	40

**Дмитрий Валентинович Карин**

**ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА АН-2**

**Редактор Н.А.Сидоренко  
Техн.редактор Н.М.Каленюк  
Корректор Т.Н.Дысова**

Подписано в печать 6.VI.1974г.

Формат издания 60x84<sup>I</sup>/16. Объем 2,75 печ.л.

Тираж 500 экз. Цена 15 коп.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени  
авиационный институт им. С.П.Королева.г.Куйбышев,  
ул. Молодогвардейская, 151.

Ротапечатьный цех областной типографии им. Мяги,  
г. Куйбышев, ул. Венцека, 60. Заказ № 1533.