

УКАЗАНИЕ № 277

Главного инженера ВВС Красной Армии
30 июня 1945 г.

О ВВЕДЕНИИ В ДЕЙСТВИЕ ОПИСАНИЯ
САМОЛЕТА Ла-7

Настоящее описание самолета Ла-7 принять к руководству
в строевых частях ВВС Красной Армии

Главный инженер ВВС КА
генерал-полковник ИАС

Репин

~~Для служебного пользования~~

Экз. № 3034

Утверждаю:

Директор завода
генерал-майор ИАС

Агаджан

5 сентября 1944 г.

Согласовано:

Зам. начальника Управления
технической эксплуатации ВВС КА
генерал-лейтенант ИАС

Волков

11 октября 1944 г.

САМОЛЕТ Ла-7

ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ

КНИГА ТРЕТЬЯ

Составлено группой технических описаний
завода им. С. Орджоникидзе

Ответственный редактор инж. *Б. М. Каневский*

Настоящее описание составлено по серийным чертежам, действовавшим при запуске в производство первых серий самолета Ла-7.

По техническим причинам не все конструктивные изменения (например, в системе всасывания, маслосистеме и др.) могли быть включены в настоящее издание. В дальнейшем эти изменения будут публиковаться в заводских эксплуатационных бюллетенях.

Описание составлено достаточно подробно по всем агрегатам и может быть использовано как руководство в школах ВВС при изучении самолета Ла-7.

ВВЕДЕНИЕ

I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА Ла-7

Одноместный истребитель конструкции Героя Социалистического труда С. А. Лавочкина самолет Лавочкин-7 (Ла-7) с мотором воздушного охлаждения АШ-82ФН представляет собой модификацию истребителя Ла-5ФН.

До сих пор модернизация самолетов Ла-5 в основном шла по пути улучшения летно-тактических данных путем установки более мощных моторов (моторы АШ-82 в различных модификациях).

В самолете же Ла-7 значительное увеличение максимальной скорости, улучшение скороподъемности и маневренных качеств достигнуто не путем увеличения мощности мотора, а путем улучшения аэродинамики самолета (улучшение форм самолета, снижение потерь на охлаждение, герметизация ВМГ и самолета и т. д.).

Самолет Ла-7 характерен также тем, что наряду со значительным уменьшением его веса прочность его выше, чем самолета Ла-5ФН. Уменьшение полетного веса и улучшение аэродинамических форм самолета улучшили вертикальный и горизонтальный маневр его, причем нагрузки на ручку управления остались небольшими.

В технике пилотирования самолет Ла-7 практически не отличается от самолета Ла-5ФН. На посадке и пробеге самолет допускает более резкое торможение, чем самолет Ла-5ФН, без тенденции к капотированию, так как противокапотажный угол увеличен.

Конструктивные изменения самолета Ла-7 проводились с учетом замечаний наших героев-летчиков, с которыми завод имеет тесную связь с первых дней Отечественной войны.

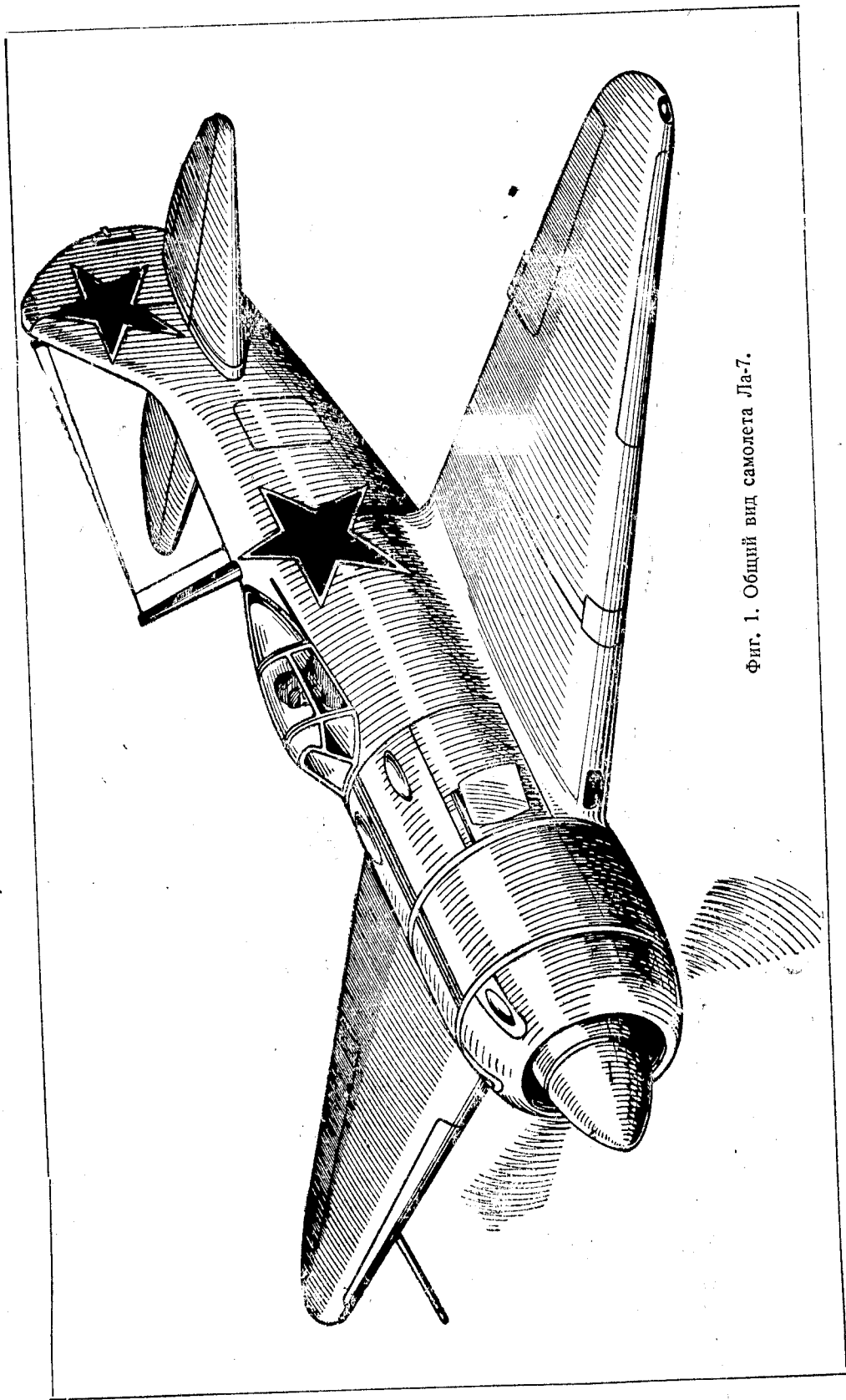
В результате изменений, внесенных в конструкцию самолета Ла-7 по сравнению с самолетом Ла-5, достигнуто следующее:

1. Уменьшен вес конструкции.
2. Повышены скорость и высотность.
3. Увеличена живучесть самолета.
4. Уменьшено усилие на ручку.
5. Снижена температура в кабине пилота.
6. Улучшено пользование прицелом.

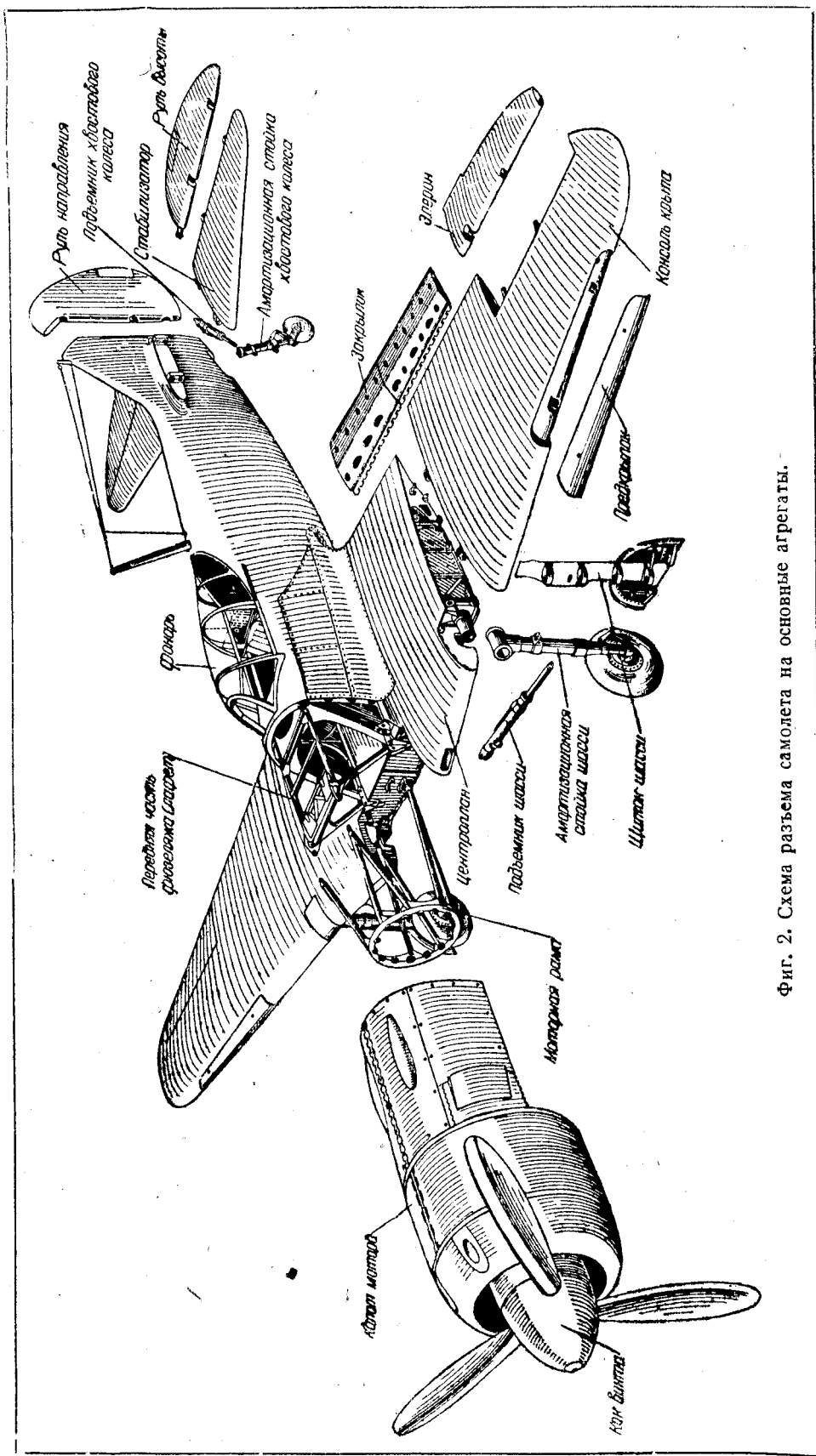
Самолет Ла-7 (фиг. 1, 2 и 3) представляет собой моноплан смешанной конструкции с низко расположенным крылом, с профилем НАСА-230, выдержанным по всему размаху. Основные агрегаты, на которые может быть расчленена конструкция самолета, показаны на фиг. 2.

Фюзеляж

Фюзеляж типа полумонокок. Каркас его состоит из четырех лонжеронов, 15 шпангоутов и ряда стрингеров. Обшивка фюзеляжа работающая, переменной толщины, выклеена из березового шпона; за одно целое с фюзеляжем выполнен киль хвостового оперения.



Фиг. 1. Общий вид самолета Ла-7.



Фиг. 2. Схема разбега самолета на основные агрегаты.

Передняя отъемная часть фюзеляжа представляет собой ферму, сваренную из стальных труб и листовых книг, служащую для крепления моторной рамы, оружия и агрегатов вооружения. Фюзеляж наглухо скреплен с центропланом четырьмя стальными узлами. Кабина пилота закрыта сдвижным фонарем. Фонарь кабины выполнен из плексигласа и имеет хороший задний обзор.

Средняя подвижная часть фонаря имеет устройство для аварийного сбрасывания в полете, что делает совершенно безопасным полет с закрытым фонарем. На самолете установлены переднее и заднее бронестекла.

Позади сидения летчика поставлена противokaпотажная рамка, предохраняющая летчика при капоте самолета.

Крыло

Крыло самолета Ла-7 состоит из центроплана и двух отъемных консолей. Конструкция двухлонжеронная, с фанерной работающей обшивкой. Лонжероны металлические; полки тавровые, изготовлены из стали 30ХГСА и термически обработаны до $k_z = 110—130 \text{ кг/мм}^2$. Стенки лонжеронов дуралюминовые, соединены с полками лонжеронов на заклепках. Для повышения устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки крыло снабжено автоматическими концевыми предкрылками с коромысловым механизмом.

Для уменьшения посадочной скорости имеются закрылки.

Силовой каркас центроплана состоит из двух металлических лонжеронов, 10 нервюр, из которых торцевые — металлические. На концах переднего лонжерона имеются трубчатые опоры — оси для крепления убирающихся амортизационных стоек шасси.

Силовой каркас консоли крыла состоит из двух лонжеронов, 15 нервюр, концевой обода и набора стрингеров. Элероны типа Фриз имеют дуралюминовый каркас и полотняную обшивку. Элероны снабжены весовым балансиром и имеют аэродинамическую осевую компенсацию. На обоих элеронах установлены неуправляемые триммеры.

Управление элеронами жесткое при помощи трубчатых тяг.

Закрылки типа Шренк расположены между элеронами и фюзеляжем. Подвеска закрылков петлевая. Подъем и выпуск закрылков производится гидравлическим механизмом. В убранном положении закрылки запираются шариковым замком подъемника.

Оперение

Оперение самолета свободнесущее. Стабилизатор двухлонжеронный, цельнодеревянный, с фанерной работающей обшивкой. Состоит из двух половин, крепящихся на болтах к хвостовой части фюзеляжа.

Руль высоты состоит из двух половин, каркас его дуралюминовый, обшивка полотняная. На левой половине руля имеется управляемый триммер. Рули высоты снабжены весовыми балансиром и имеют 23%-ную аэродинамическую компенсацию.

Носок руля высоты жесткий работающий, что обеспечивает рулю прочность на кручение. Управление рулем высоты жесткое при помощи трубчатых тяг.

Руль направления также дуралюминовый, с полотняной обшивкой, имеет роговую компенсацию и триммер.

Взлетно-посадочные устройства

Шасси одностоечное, с боковым подкосом-подъемником, убирается в центроплан по размаху в направлении к оси фюзеляжа. Убранное шасси полностью закрывается щитками.

Хвостовое колесо убирается при помощи подъемника в фюзеляж. Стойка хвостового колеса укреплена на шпангоуте № 12 фюзеляжа, а подъемник — у шпангоута № 14.

Механизм уборки шасси и хвостового колеса гидравлический, причем убираются и выпускаются шасси и хвостовое колесо одновременно.

Помпа, установленная на моторе, создает давление жидкости, передаваемое поршням подъемников шасси и хвостового колеса для подъема или выпуска. Аналогично, но отдельно выпускаются и поднимаются закрылки.

Механизм аварийного выпуска шасси и хвостового колеса пневматический, приводится в действие от бортового баллона сжатым воздухом. Убранное шасси и хвостовое колесо запираются замками, которые при выпуске открываются гидравлически.

При аварийном выпуске замки шасси открываются тросами вручную, а замок хвостового колеса — сжатым воздухом. Выпущенное шасси и хвостовое колесо предохраняются от складывания автоматически действующим гидравлическим запором, создаваемым жидкостью, заполняющей подъемники, и дополнительно шариковыми замками, смонтированными в подъемниках.

Имеются световая и механическая сигнализации выпуска шасси и световая — выпуска хвостового колеса.

Амортизаторы шасси масляно-пневматические, колеса тормозные с пневматиком 650×200 мм. Тормоза колес воздушно-камерные.

Управление тормозами смонтировано на ручке управления самолетом, дифференциал тормозной системы связан с педалями ножного управления.

Амортизатор хвостового колеса масляно-пневматический, колесо имеет пневматик 300×125 мм и может поворачиваться на 360° .

Самолет имеет большой стояночный угол и увеличенный вынос шасси, что обеспечивает безопасность самолета на разбеге при резкой даче газа.

Винтомоторная группа

На самолет установлен мотор АШ-82ФН воздушного охлаждения. Винт трехлопастный ВИШ-105В-4 диаметром 3,1 м с махоустойчивым профилем. Механизм управления шагом винта гидроцентробежный с автоматическим регулированием числа оборотов при помощи регулятора Р-7. Углы установки лопастей винта от 22° (малый шаг) до 51° (большой шаг). Выхлопные патрубки индивидуальные — 14 патрубков по числу цилиндров.

Жалюзи охлаждения мотора расположены в переднем кольце капота мотора, две боковые створки расположены по бокам капота за мотором.

Управление жалюзи и боковыми створками тросовое, при помощи штурвала.

Сотовый маслорадиатор расположен под фюзеляжем между шпангоутами № 5 и 6.

Маслорадиатор заключен в туннель, на выходе которого имеется управляемая заслонка. Для забора воздуха в мотор в центроплане имеются два симметричные рукава, соединяющиеся в один рукав на входе в мотор.

Три бака для горючего общей емкостью 466 л расположены в центроплане. По мере расходования горючего баки заполняются нейтральными газами из системы выхлопа мотора, чем обеспечивается взрывобезопасность при простреле баков. Масляный бак емкостью 59 л установлен внутри фюзеляжа в месте стыка деревянной части его с передней металлической фермой.

Оборудование

Самолет имеет оборудование для ночных полетов. Для связи имеется приемо-передающая коротковолновая радиостанция РСИ-4 с дистанционным управлением. В кабине установлена приборная доска с необходимым комплектом стандартно расположенных приборов. Для высотных полетов имеется кислородный прибор КП-12.

Для доступа к важнейшим узлам и агрегатам на самолете предусмотрены смотровые лючки, расположение которых показано на фиг. 4.

2. ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ОТЛИЧИЯ САМОЛЕТА Ла-7 ОТ САМОЛЕТА Ла-5ФН

Изменения аэродинамических форм

1. Носки центроплана удлинены в связи с отсутствием куполов, что дало возможность точно выдержать профиль НАСА-230 по дужке центроплана (это изменение дало уменьшение c_x и увеличение c_y крыла).

2. Улучшен зализ центроплана с фюзеляжем; сведена к минимуму имевшаяся интерференция, вызываемая так называемым диффузорным эффектом у задней кромки центроплана.

Зализ (феринг) центроплана выполнен металлическим, что дало возможность снять фальшборт фюзеляжа с деревянным зализом и металлическим жарозащитным листом.

Каркас металлического зализа образован набором из продольных и поперечных профилей. Крепление металлического зализа к обшивке центроплана выполнено болтами и заклепками. Количество шурупов сведено к минимуму.

3. Расположение маслорадиатора изменено — он перенесен под фюзеляж за шпангоут № 5. Габариты туннеля маслорадиатора значительно уменьшены в результате рационального выбора сечений (входные сечения маслорадиатора выбраны из условия сохранения градиента давления по сечениям постоянным).

Кроме того, сопряжение туннеля маслорадиатора с фюзеляжем выполнено с желобком (сливом) для предотвращения срыва пограничного слоя воздуха, текущего по низу фюзеляжа. Это мероприятие значительно увеличивает эффективность охлаждения масла.

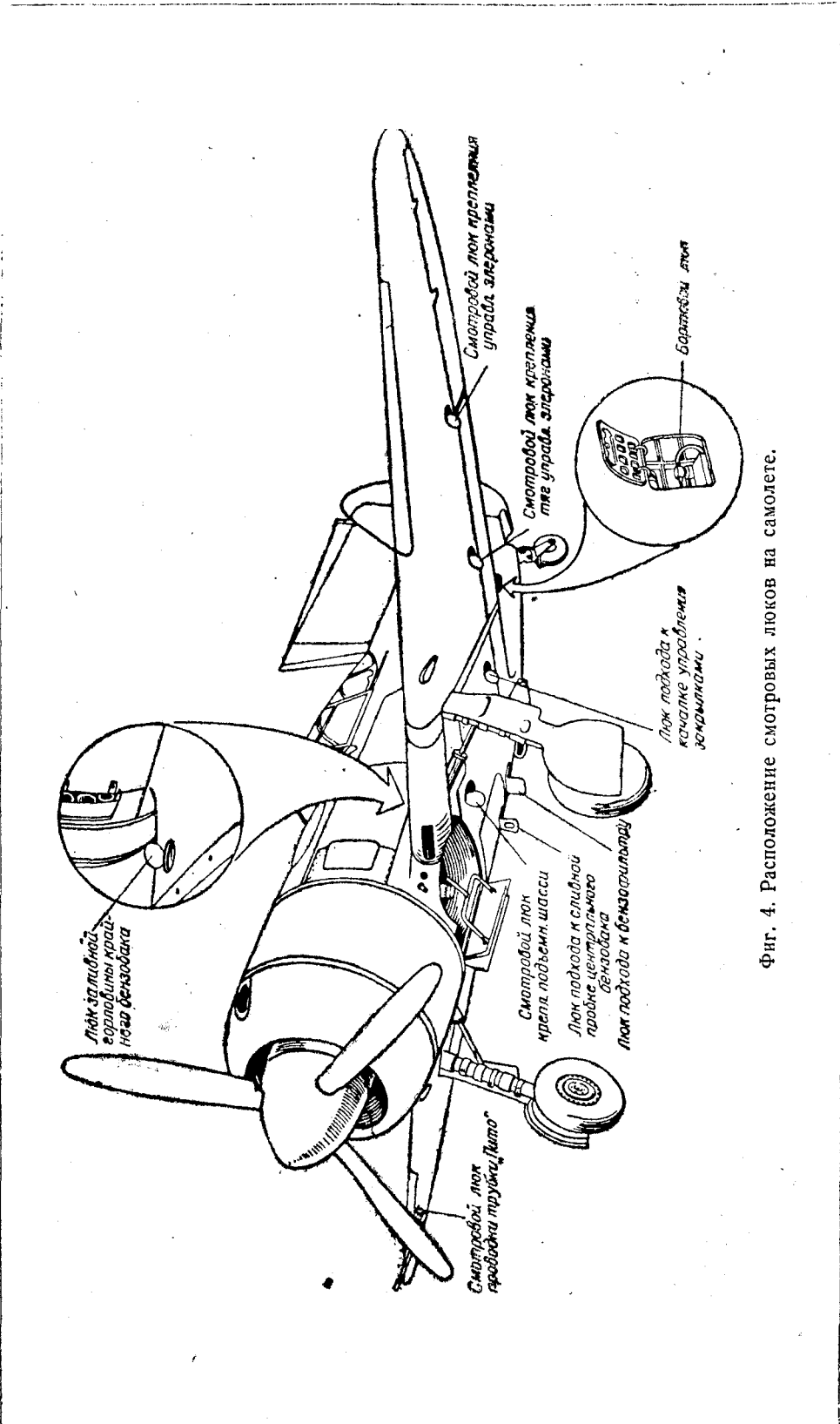
Срыв пограничного слоя мог бы привести к большому затенению маслорадиатора (до 20%) на входе в туннель маслорадиатора.

4. Изменена капотировка мотора в связи с переносом заборного воздушного патрубка с верхней части капота мотора в носки центроплана. Створки боковых крышек, регулирующие охлаждение мотора, значительно подняты вверх над центропланом. Это мероприятие устранило срыв потока за боковыми створками на режиме набора высоты с открытыми створками. Устранение срыва потока значительно уменьшило c_x самолета, что благоприятно сказалось на увеличении скороподъемности и на улучшении маневренности самолета.

5. Изменена система выхлопа. Вместо 10 патрубков поставлено 14 индивидуальных патрубков реактивного типа. Патрубки обеспечивают отвод выхлопных газов отдельно от каждого цилиндра.

Регулировка выхлопа предусмотрена только для средних пяти патрубков с каждой стороны. Выхлоп верхних и нижних патрубков не регулируется.

6. Значительно улучшена герметизация самолета и мотора. Вопросы герметизации уделено особое внимание, так как, как показал опыт, тщательная герметизация самолета с мотором воздушного охлаждения может дать значительный прирост скорости.



Фиг. 4. Расположение смотровых люков на самолете.

Под герметизацией мотора подразумеваются мероприятия, исключаящие утечку-просос воздуха через щели в крышках капота в замоторное пространство и наружу.

Чем более герметичны крышки капота и внутренний капот мотора, тем более эффективно используется воздух в подкапотном пространстве для охлаждения цилиндров мотора.

Всякая излишняя утечка воздуха, который не проходит через туннель, образуемый внутренним капотом и крышками капота, ведет к уменьшению максимальной скорости самолета.

Герметизация самолета охватывает мероприятия, исключаящие циркуляцию воздуха внутри самолета, так как такая циркуляция и излишняя утечка воздуха требуют некоторой непроизводительной затраты мощности и вызывают, следовательно, уменьшение скорости самолета. Поэтому на самолете герметизируются фонарь кабины пилота, шпангоут № 5, закрываются отверстия в местах прохода тяг управления самолетом, закрылками, герметизируются щитки шасси и т. д.

Особое место в герметизации самолета уделено кабине летчика, так как хорошая герметизация шпангоута № 1 снижает температуру в кабине, что улучшает условия работы летчика.

7. Дефлектирование мотора изменено в связи с тем, что существующие до сих пор дефлекторы были неплотно подогнаны к головкам цилиндров и имели в местах соединений большие щели, через которые проходило большое количество воздуха, совершенно не участвовавшего в охлаждении мотора.

Улучшение дефлектирования мотора дало возможность сократить расход воздуха на охлаждение мотора, что позволило уменьшить площадь боковых створок, регулирующих температурный режим мотора; уменьшенные створки не так заметно снижают максимальную скорость самолета при их открытии, как это было на самолете Ла-5.

8. Для лучшей обтекаемости самолета установлены щитки, полностью закрывающие колеса шасси в убранном положении.

9. В целях увеличения максимальной скорости на самолете Ла-7 установлен новый винт ВИШ-105В-4 вместо ВИШ-105В. Этот винт выгодно отличается от старого винта тем, что на нем поставлены лопасти с махоустойчивым профилем, что уменьшило потери винта на больших скоростях и, следовательно, повысило к. п. д. винта.

10. В хвостовом оперении уменьшены щели между рулем высоты и стабилизатором, между рулем направления и килем.

В местах вырезов под кронштейны крепления рулей установлены обтекатели, улучшена подгонка лючков и т. д.

Уменьшение веса и улучшение маневренных качеств самолета

Уменьшение веса самолета в основном достигнуто введением в конструкцию крыла металлических лонжеронов и заменой стоек шасси новыми, облегченными.

Облегчение проведено одновременно с увеличением прочности крыла и некоторых элементов шасси.

Улучшение маневренных качеств получено в результате облегчения управления рулем высоты. Это достигнуто установкой нового руля высоты с 23%-ной аэродинамической компенсацией вместо 20%-ной и изменением передаточного числа от ручки управления к рулю высоты, что уменьшило усилия на ручку управления.

Уменьшение веса и улучшение аэродинамических качеств самолета повысили его лётно-тактические качества.

Прочие изменения конструкции

В конструкцию внесены ряд и других изменений, улучшающих для летчика условия эксплуатации самолета.

1. Расположение приборов на доске выполнено по стандарту.
2. Установлена ручка Р-1 вместо баранки.
3. Установлена противокапотажная рама фонаря, прочно соединяющая заднее бронестекло с каркасом фюзеляжа, что обеспечивает безопасность летчика в случае полного капота самолета.
4. Значительно увеличен противокапотажный угол самолета (с $24^{\circ}30'$ до $27^{\circ}30'$) вследствие установки удлиненных на 80 мм ног шасси и укороченной стойки хвостового колеса.

Увеличение противокапотажного угла особенно важно для малоопытного летчика, так как позволяет производить более резкое торможение самолета.

5. Кабина пилота оборудована достаточно эффективной вентиляцией.
6. Прицел для удобства пользования расположен на 30 мм ниже. Кроме того, поставлено сплошное переднее бронестекло, что обеспечило хороший просмотр вперед.

7. В пожарном отношении самолет стал значительно более безопасным, чем самолет Ла-5ФН: введены металлические зализы на бортах фюзеляжа; вместо деревянных нервюр № 1а устанавливается металлическая нервюра, упрощена бензомагистраль в связи со снятием маятникового воздухоотделителя, заливной бачок перенесен в центральный бензобак и т. д.

Кроме того, на самолете проведены следующие изменения:

1. Установлено дистанционное управление рацией. Радиостанция установлена за бронеспинкой, пульт управления помещен в кабине пилота.
2. На самолете предусмотрена установка фотокинопулемета.
3. Кабина самолета оборудуется ультрафиолетовым облучением (УФО).
4. Самолет оборудован дублированным зажиганием и газовым запуском, облегчающим запуск мотора в зимних условиях.

Для запуска мотора необходим воздух под давлением 50 ат.

5. Для более легкого отцепления ног шасси от замков подвески в случае аварийного выпуска длина рычага замка аварийного сбрасывания увеличена.

6. Трубка Вентури вынесена наружу под капот мотора, что обеспечивает постоянную работу указателя поворота УП.

7. Изменен принцип уборки и выпуска хвостового колеса, что повышает надежность уборки и выпуска и делает невозможным складывание стойки хвостового колеса на посадке и выпадание ее в полете.

Все эти изменения улучшили летно-тактические и эксплуатационные качества самолета Ла-7 и поставили его в ряды лучших истребителей мира.

Глава I

КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА

1. ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета Ла-7 деревянный (фиг. 5), типа полумонocoк, овального сечения. Каркас его состоит из шпангоутов, лонжеронов, набора стрингеров. Обшивка фюзеляжа представляет собой скорлупу, выклеенную из березового шпона и приклеенную к каркасу. Киль выполнен за одно целое с фюзеляжем.

Крепится фюзеляж к центроплану четырьмя стальными узлами: двумя к переднему лонжерону центроплана и двумя к заднему. К передней части фюзеляжа крепится на узлах металлическая ферма — лафет, на которой монтируется вооружение; к верхним узлам лафета крепится моторная рама.

Шпангоуты № 1, 2 и 3 не имеют нижней части, что оставляет нижние лонжероны фюзеляжа свободными для стыковки с центропланом. В этих местах лонжероны усилены сосновыми бобышками. Шпангоуты № 3, 4, 5 и 6 не имеют верхней части, благодаря чему образуется просторный вырез для кабины пилота и для установки фонаря с задним обзором.

В нижней части фюзеляжа за шпангоутом № 4 и до шпангоута № 7 помещен туннель маслорадиатора.

В обшивке фюзеляжа имеются следующие вырезы:

а) внизу: между шпангоутами № 1 и 3 — для установки центроплана; между шпангоутами № 9 и 10 — для люка фюзеляжа и между шпангоутами № 11 и 14 — для установки хвостового колеса;

б) вверху: между шпангоутами № 2 и 6 — для кабины пилота.

Все деревянные детали фюзеляжа соединены между собой при помощи смоляного клея ВИАМ-БЗ. Фюзеляж имеет ряд металлических узлов. Все узлы во избежание коррозии металла и загнивания дерева ставятся на сурике. Каркас и обшивка внутри фюзеляжа покрываются антикоррозийным покрытием в соответствии с инструкцией ВИАМ.

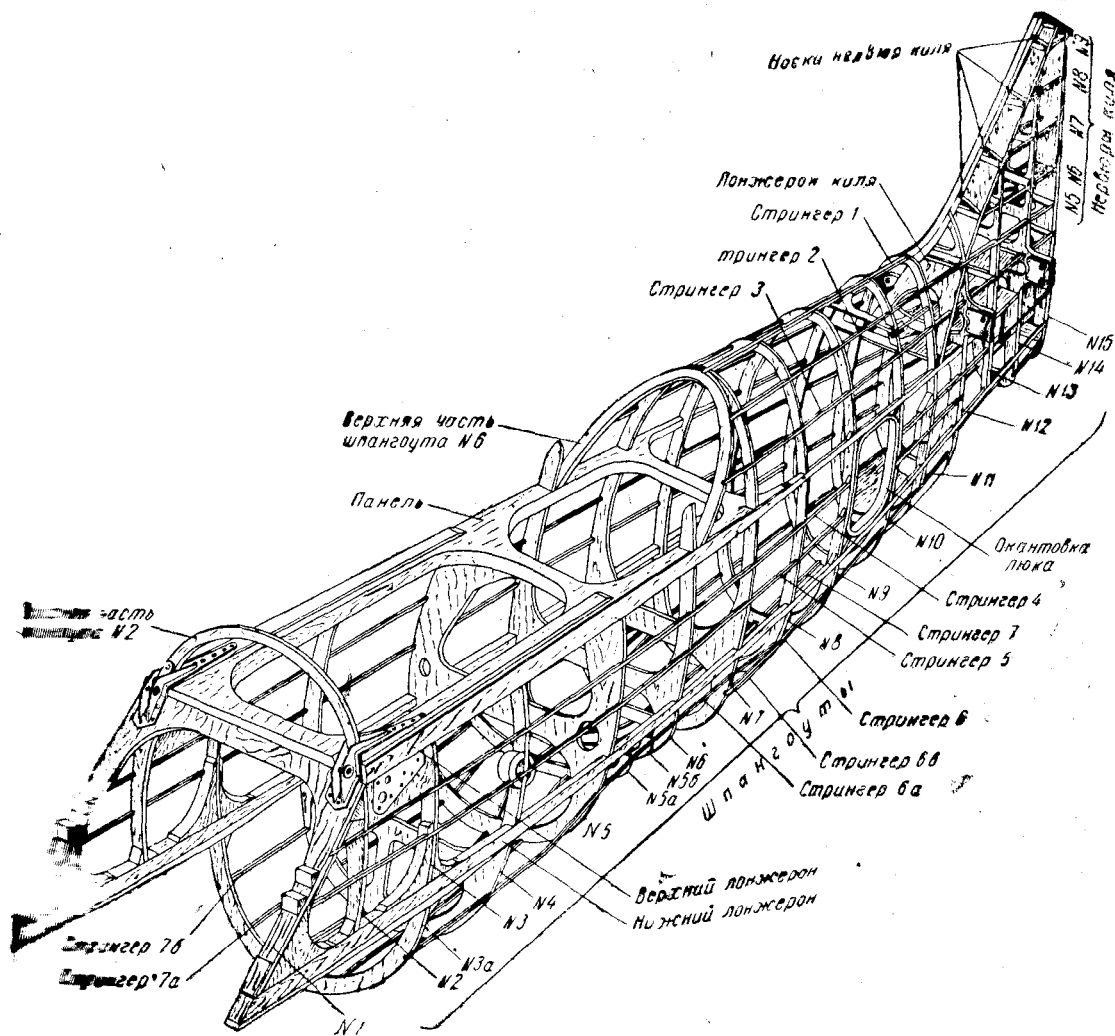
В шпангоутах имеются дренажные отверстия диаметром 3 мм.

Шпангоуты

Шпангоуты самолета Ла-7 разнообразны по форме, размерам и конструкции; большинство из них имеет коробчатое сечение. Шпангоуты изготавливаются из сосны, но в наиболее ответственных местах для усиления некоторых шпангоутов ставятся рейки или бруски из дельта-древесины: Наружные и внутренние пояса шпангоутов при изгибах большого радиуса выполнены из сосновых реек; при изгибах малого радиуса эти рейки склеиваются из нескольких тонких реек.

Между поясами в большинстве шпангоутов в местах, где врезаются лонжероны и стрингеры и ставятся узлы, вклеиваются бобышки. Боковые стенки шпангоутов выполнены из фанеры различной толщины.

Шпангоут № 1. Шпангоут № 1 П-образной формы, усиленный. Верхняя перемышка представляет собой широкий сосновый брус. Божовины склеены из двух сосновых брусков и двух брусков из дельта-древесины. Внутренний пояс склеен из трех реек. Стенки шпангоута — из 3-мм фанеры. Общая толщина шпангоута 30 мм. Шпангоут расположен наклонно. Верхняя его часть соединяется с верхними лонже-



Фиг. 5. Каркас фюзеляжа,

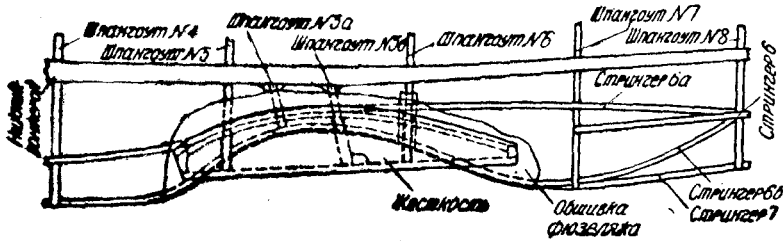
ронами и со шпангоутом № 2 при помощи узла крепления лафета и бобышек. К нижним концам шпангоута и нижним лонжеронам фюзеляжа крепятся узлы для стыковки фюзеляжа с передним лонжероном строплана. Концы шпангоута № 1 связываются с нижними лонжеронами фюзеляжа при помощи бобышек. Толщина шпангоута внизу увеличена до 33 мм фанерной накладкой.

Шпангоут № 2 полуовальной формы, коробчатого сечения. Между поясами поставлены усиливающие бобышки под лонжерон и стрингеры. Верхняя перемышка шпангоута усилена сплошной широкой сосновой рейкой и служит седлом для маслобака. Стенки шпангоута — из 2-мм фанеры. Толщина шпангоута 25 мм. Шпангоут соединяется с верхними лонжеронами фюзеляжа при помощи узла крепления лафета.

Внутренний обод шпангоута усилен бобышками. К нижним лонжеронам шпангоут № 2 крепится посредством сосновых угольников.

Верхняя часть шпангоута № 2 имеет толщину 20 мм, фанерные стенки — толщину 2 мм. Верхняя часть шпангоута № 2 состоит из набора 5-мм сосновых реек. У верхнего лонжерона наклеена усиливающая бобышка под узел крепления. Верхняя часть шпангоута № 2 по контуру имеет гнезда для крепления жесткости под прицел.

Шпангоут № 3 коробчатого сечения, неполного обвода, состоит из двух частей. Пояса каждой боковины изготовлены из сосновых реек, а для усиления между рейками под лонжероны и стрингеры вклеены сосновые бобышки. Стенки — из 3-мм фанеры. Общая толщина боковин 30 мм. В нижней части в местах расположения стыковых узлов боковины усилены сосновыми накладками, которые обшиты 2-мм



Фиг. 6. Нижняя часть фюзеляжа в месте установки туннеля маслорадиатора.

фанерой, поэтому толщина боковин доведена в этих местах до 50 мм. Боковины шпангоута связаны с нижними лонжеронами бобышками, изготовленными из сосновых планок, переклеенных фанерой. Боковины связаны с верхними лонжеронами посредством сосновых угольников.

Шпангоут № 4 коробчатого сечения, верхней части не имеет. Наружные и внутренние пояса изготовлены из сосновых реек и усилены под лонжероны и стрингеры сосновыми бобышками. Перемычка внутри усилена сосновой бобышкой и снизу поддерживается двумя сосновыми стойками и угольниками. К узлам, установленным на перемычке, крепится сидение. Общая толщина шпангоута 22 мм, толщина каждой фанерной стенки 2 мм. Шпангоут с верхним лонжероном связан посредством сосновых угольников.

Шпангоут № 5 усиленный, коробчатого сечения, верхней части не имеет; пояса и бобышки сосновые. От верхней перемычки к нижним лонжеронам проходят два сосновые бруска, образуя силовой треугольник.

Нижняя перемычка между поясами в зоне нижних лонжеронов фюзеляжа усилена сплошным сосновым брусом. Общая толщина шпангоута 25 мм, толщина фанерных стенок 2,5 мм. Крепление шпангоута к верхним лонжеронам осуществляется при помощи панели и уголков.

Шпангоут № 6 коробчатого сечения, верхней части не имеет. Пояса шпангоута изготовлены из сосновых реек. На изгибах малого радиуса пояса склеены из нескольких слоев сосны. Под лонжероны и стрингеры между поясами вклеены сосновые бобышки. Шпангоут в нижней части, в зоне нижних лонжеронов, имеет перемычку, поддерживаемую стойкой (см. фиг. 6).

Вырез усилен стойкой и уголками. Шпангоут № 6 крепится к верхним лонжеронам посредством уголков. Стенки шпангоута — из 2-мм фанеры. Общая толщина шпангоута 20 мм.

Шпангоут № 7 коробчатого сечения, пояса изготовлены из сосновых реек. На изгибах малого радиуса пояса склеены из несколь-

ких слоев сосны. Под лонжероны и стрингеры вклеены между поясами сосновые бобышки. В нижней части, в зоне нижних лонжеронов, шпангоут имеет перемычку, выклеенную из реек. Перемычка усилена бобышками под кронштейны. Толщина шпангоута 15 мм; толщина каждой фанерной стенки 1,5 мм.

Шпангоуты № 8, 9, 10 и 11 коробчатого сечения. Пояса шпангоутов изготовлены из сосновых реек. На изгибах малого радиуса пояса склеены из нескольких слоев сосны. Под лонжероны и стрингеры между поясами вклеены сосновые бобышки. Шпангоуты имеют форму овала. Толщина шпангоута 15 мм, стенки — из 1,5-мм фанеры.

Шпангоут № 12 усилен в связи с установкой передних узлов стыковки стабилизатора.

Верхняя часть шпангоута коробчатого сечения толщиной 15 мм с фанерными стенками толщиной 1,5 мм. Пояса изготовлены из сосновых реек. Нижняя часть шпангоута склеена из сосновых реек и имеет толщину 25 мм, стенки из фанеры толщиной 3 мм. Между поясами расположены сплошные сосновые бобышки. На изгибах малых радиусов пояса склеены из нескольких слоев сосны. Верхняя и нижняя части разделены вклеенным между ними брусом из дельта-древесины толщиной 19 мм и обшит фанерой толщиной 3 мм с вырезом по середине. Ниже бруса на шпангоуте установлены сплошные сосновые бобышки, переkleенные одним слоем фанеры.

Брус проходит по оси стабилизатора, а на концы его ставятся узлы крепления переднего лонжерона стабилизатора. Нижняя часть шпангоута усилена фанерными накладками, которые увеличивают толщину шпангоута до 35 мм.

Шпангоут № 13 коробчатого сечения; пояса шпангоута изготовлены из сосновых реек. Шпангоут в верхней части имеет ряд сосновых распорок для крепления нервюр киля. Толщина шпангоута 15 мм, толщина фанерных стенок 1,5 мм. Между поясами под лонжероны и стрингеры вклеены сосновые бобышки. Низ шпангоута вырезан под люк хвостового колеса.

Шпангоут № 14 усиленный. Верхняя часть ферменной конструкции имеет сосновые наружные пояса, между которыми поставлены сосновые распорки для нервюр киля.

Толщина верхней части 15 мм, толщина каждой фанерной стенки 2 мм. Полки изготовлены из склеенных сосновых реек. Толщина средней части шпангоута 25 мм, толщина фанерных стенок 3 мм. Нижняя часть изготовлена из набора сосновых реек и усилена под лонжероны и стрингеры сосновыми бобышками. Толщина нижней части 25 мм. Верхняя и нижняя части разделены вклеенным между ними брусом. Брус склеен из четырех планок дельта-древесины, между которыми вклеены фанерные прослойки. Общая толщина бруса 38 мм, толщина фанерных стенок 1,5 мм. Брус имеет вырез по середине и проходит по оси заднего лонжерона стабилизатора, на концах которого ставятся узлы крепления стабилизатора.

Шпангоут № 15 усиленный, килевидной формы. Верхняя часть его ферменного типа, изготовлена из сосновых реек и распорок для крепления нервюр киля. Верх и низ шпангоута № 15 усилены. Между рейками вклеены сплошные сосновые бобышки и фанерная прослойка между ними. Поверх фанерной обшивки каркаса наклеена 4-мм фанерная накладка, вследствие чего толщина шпангоута в этом месте доведена до 26 мм. В нижней части имеется вырез, окантованный 3-мм рейкой. Кроме этого, в этом месте толщина шпангоута доведена до 30 мм путем наклейки еще одной 4-мм накладки.

Полурамы № 3 а, 5 а и 5 б коробчатого сечения, из сосновых реек, обшитых фанерой. Полурамы устанавливаются под нижним лонжероном и крепятся к нему посредством уголков.

Лонжероны

Лонжероны фюзеляжа выклеены из сосновых брусьев, склеенных по длине на-ус, и имеют переменное сечение. Верхние лонжероны по длине имеют в сечении четыре перехода, нижние — пять.

Верхний лонжерон склеен из трех брусьев и имеет сечение 50×38 мм. На участке между шпангоутами № 5 и 8 сечение лонжерона уменьшается; в хвостовой части лонжерон образован одним бруском сечением 22×16 мм. Верхние лонжероны в передней части от шпангоута № 1 до шпангоута № 6 соединяются между собой панелью, которая увеличивает жесткость передней части каркаса фюзеляжа; кроме того, верхние лонжероны в месте верхнего выреза для кабины усиливаются сверху и снизу накладками.

Нижний лонжерон склеен по длине из четырех сосновых брусьев; сечение в передней части 56×40 мм. На участке между шпангоутами № 4 и 8 сечение уменьшается; в хвостовой части лонжерон образован двумя брусьями и имеет сечение 22×16 мм.

Стрингеры

Стрингеры каркаса фюзеляжа сосновые, трапецевидной формы, переменного сечения. Сечение некоторых стрингеров в хвостовой части переходит в квадратное.

Стрингеры туннеля маслорадиатора также трапецевидной формы, но склеены из нескольких тонких сосновых реек.

Каркас кия

Каркас кия образуется верхними частями шпангоутов № 12, 13, 14 и 15, нервюрами, носками, стрингерами, лонжеронами и лобовым стрингером. Вершина шпангоута № 15, лобовые стрингеры и лонжероны кия срезаны под компенсатор руля направления. Все детали каркаса изготовлены из сосны и фанеры. Носки кия коробчатого сечения, толщиной 12 мм, с фанерными стенками толщиной 1 мм. Нервюры кия ферменной и диафрагменной конструкции.

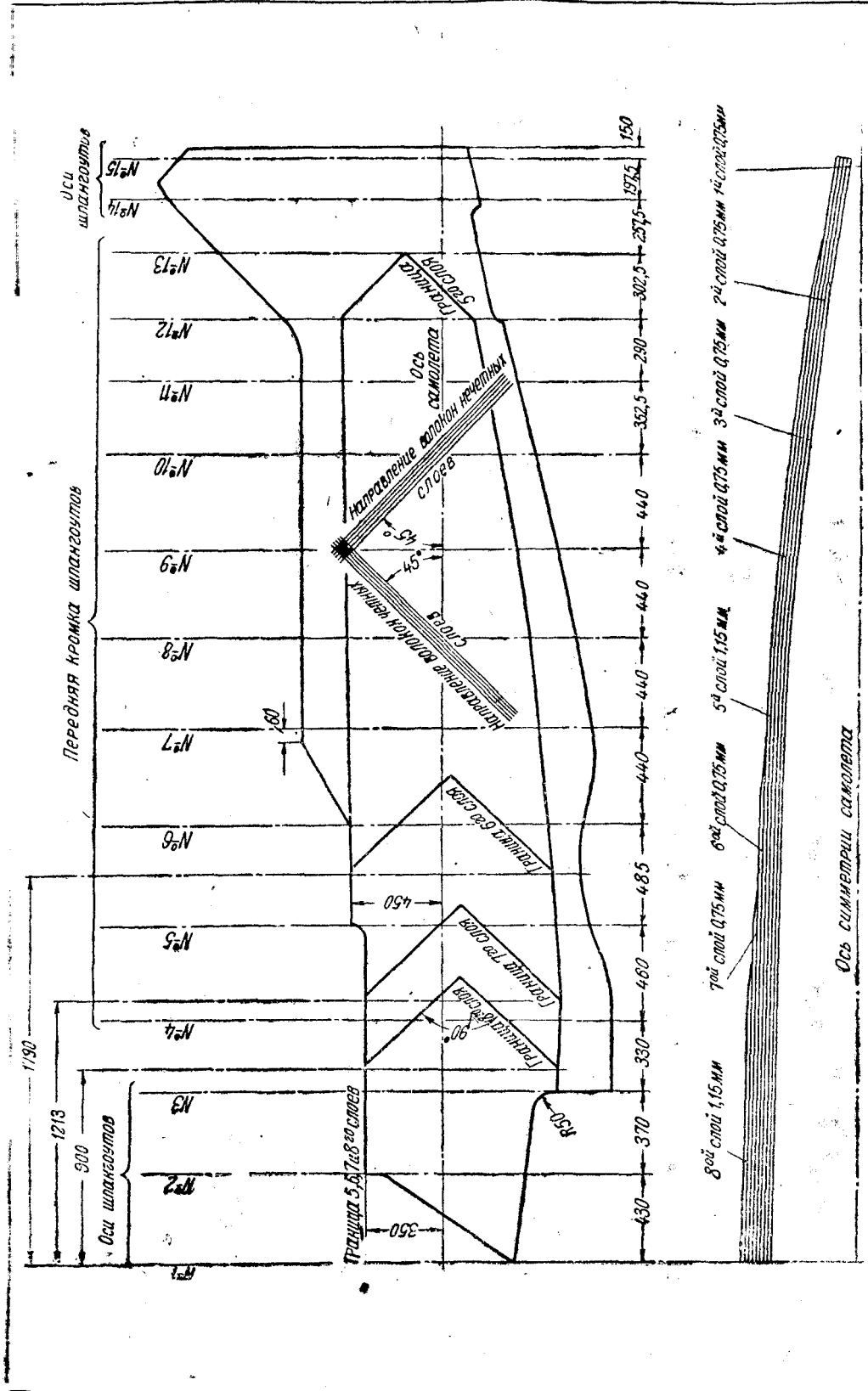
Обшивка фюзеляжа

Обшивка фюзеляжа (фиг. 7) представляет собой скорлупу, выклеенную из березового шпона: волокна одного слоя по отношению к другому расположены под углом 90° , а к оси самолета под углом 45° . Скорлупа состоит из двух частей — левой и правой, которые соединяются на-ус в одно целое на каркасе фюзеляжа.

Толщина обшивки меняется по длине фюзеляжа, как указано в таблице на стр. 18.

Туннель маслорадиатора

В нижней части фюзеляжа во впадине между шпангоутами № 4 и 7 на 20 винтовых замках закреплен металлический туннель маслорадиатора (фиг. 8 и 9) с совком, регулирующим охлаждение масла. В днище туннеля имеется лючок для слива масла из радиатора. Туннель представляет собой сварную металлическую гондолу, состоящую из сварного корпуса (обтекателя) из материала АМЦП-Л1,2, двух внутренних диффузоров — переднего и заднего, также из материала АМЦП-Л1,2 и двух внутренних рамок из профилей из Д17М-Л-1. Передний внутренний диффузор играет роль заборника, обводам которого придана форма, обеспечивающая наиболее рациональный подвод струи воздуха к сотам радиатора. Задний диффузор служит для отвода струи воздуха из радиатора плавным потоком под фюзеляж. На заднем про-

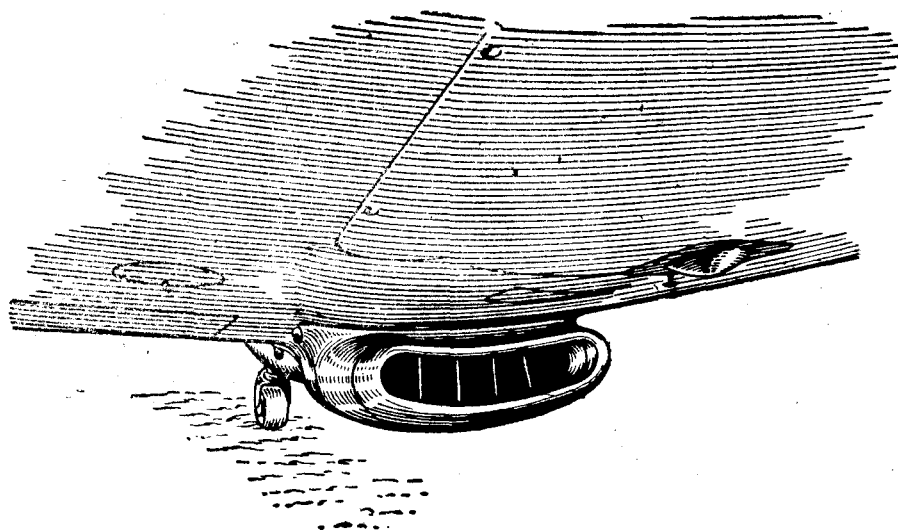


Фиг. 7. Обшивка фюзеляжа.

Толщины обшивки по шпангоутам фюзеляжа

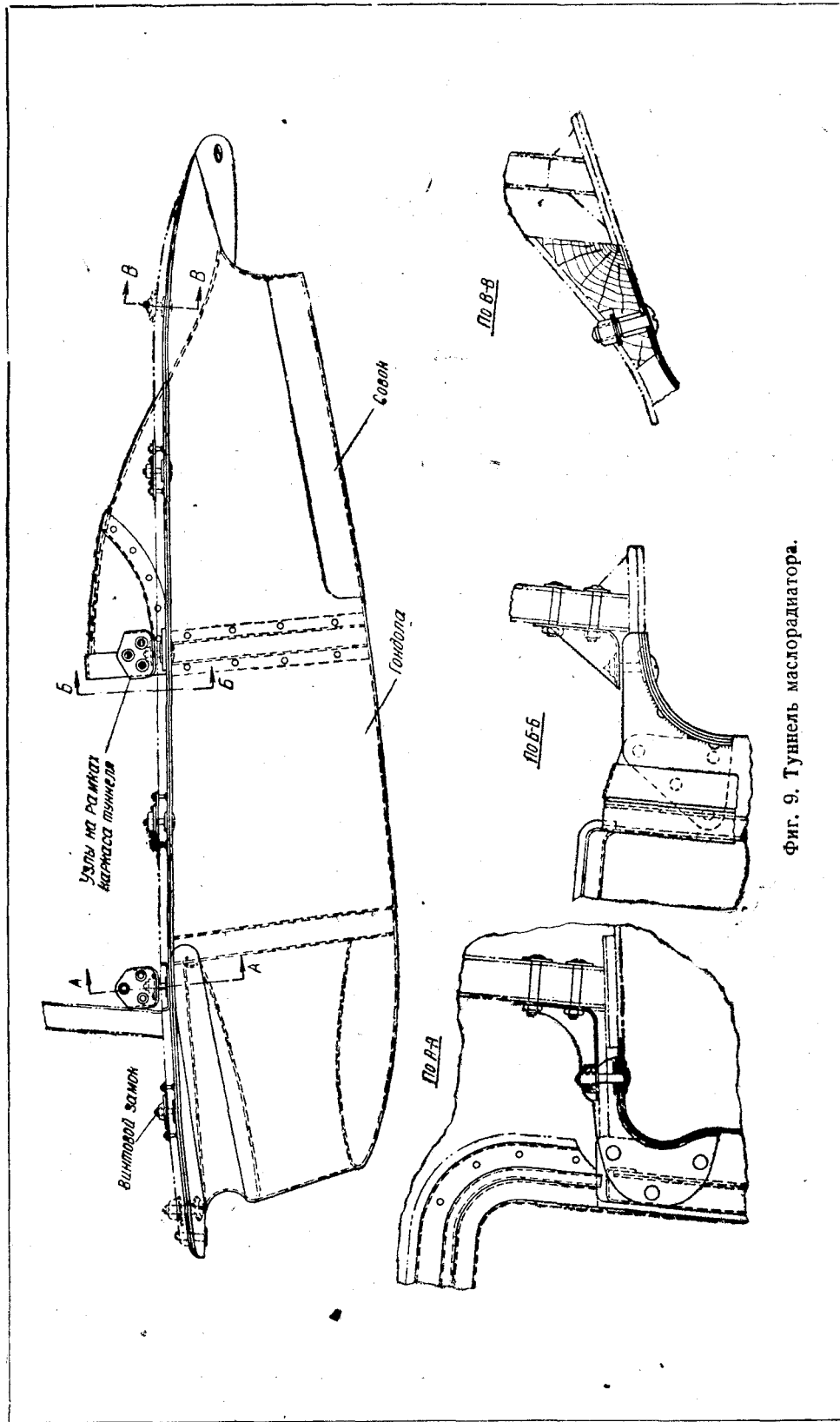
№ шпангоута	Общая толщина обшивки по боковине фюзеляжа мм	Толщина обшивки ниже нижнего лонжерона мм	Толщина обшивки выше верхнего лонжерона мм
1	6,8		
2	6,8		
3	6,8	3	
4	5,65	3	
5	4,9	3	
6	4,15	3	
7	4,15	3	3
8	4,15	3	3
9	4,15	3	3
10	4,15	3	3
11	4,15	3	3
12	4,15	3	3
13	3	3	3
14	3	3	3
15	3	3	3

Филе — рамке — прикрепаны два металлических узла, служащих для подвески совка маслорадиатора. Совок склепан из двух корытообразных частей из материала Д17М-Л1 и Л1,5, подкрепленных поперечными и продольными профилями. К поперечному профилю совка прикле-



Фиг. 8. Установка маслорадиатора.

паны два узелка, служащие для прикрепления совка туннеля к соответствующим двум узелкам задней рамки. В задней части совка имеет приклепанный узел для закрепления тяги управления совком. Для закрепления туннеля на фюзеляже по контуру гондолы равномерно расположены 20 потайных винтовых болтов: четыре основных болта крепят гондолу к четырем металлическим узлам, расположенным на



Фиг. 9. Туннель маслораспределителя.

передней и задней рамках каркаса туннеля, и 16 болтов — к усиливающей накладке кромки гондолы.

На фюзеляже на двух продольных элементах жесткости поставлены четыре силовых кронштейна-замка, к которым крепятся узлы туннеля. Стальные 16 замков, представляющие собой анкерные гайки, расположены по днищу фюзеляжа и по ферингу, где они закреплены к обшивке с помощью болтов.

На днище туннеля под сливной горловиной радиатора расположен лючок слива масла. Крышка лючка запирается замком Дзус. Герметизация туннеля осуществлена с помощью резиновых трубок, проложенных по передней и задней кромкам — перед входом струи воздуха в радиатор и на выходе. Отверстие в фюзеляже под тягу управления совком герметизировано специальным чехлом.

Феринги (зализы)

Переход от фюзеляжа к крылу выполнен в виде ферингов (зализов) — верхнего и нижнего. Нижний феринг состоит из пяти диафрагм коробчатого сечения, установленных в стыке фюзеляжа с крылом, задней кромки — дуги, соединяющей кромку крыла с фюзеляжем, и обшивки зализа из 3-мм фанеры. Верхний металлический феринг выполнен из четырех листов (из Д17Т), подкрепленных П-образными профилями, и двух профилей каркаса феринга (переднего поперечного и нижнего продольного). Передний поперечный профиль выполнен из материала Д17Т-Л1,5 и в передней части служит опорой бокового, среднего и заднего листов.

Профиль имеет два приклепанных узла, служащих для крепления боковых крышек капота, и по передней кромке зиг для крепления трубки герметизации капота. Продольный профиль Z-образного сечения из материала Д17Т-Л1,2 служит опорой бокового и заднего листов.

Крепление листов по профилю осуществлено посредством винтов и анкерных гаек, приклепанных к профилю. Боковой лист из материала Д17ТЛ-1,5 подкреплен угольниками и крепится к фюзеляжу на болтах, заклепках и анкерных гайках. Носовой, средний и задние листы выполнены из материала Д17Т-Л1,2 и подкреплены П-образными профилями. Носовой и средний листы крепятся на заклепках к обшивке центроплана и наверху к профилю капота. В среднем листе феринга имеется съемный лючок, служащий для осмотра подъемника шасси и демонтажа всасывающего патрубка.

Лафет

Лафет представляет собой сварную ферму (фиг. 10), к которой крепятся моторама и вооружение самолета.

Лафет сварен из хроманселевых труб, профилей, подкосов и книц, термически обработан до $k_2 = 110—135$ кг/мм² и оцинкован. Верхняя панель лафета состоит из двух продольных труб, двух передних распорных профилей и задней съемной распорки. Передние распорные профили связаны между собой распосами и стойками и образуют ферму, к которой приварены необходимые для установки вооружения втулки, кницы, кронштейны, изготовленные из хроманселевой стали.

Фонарь кабины летчика с аварийным сбрасывателем

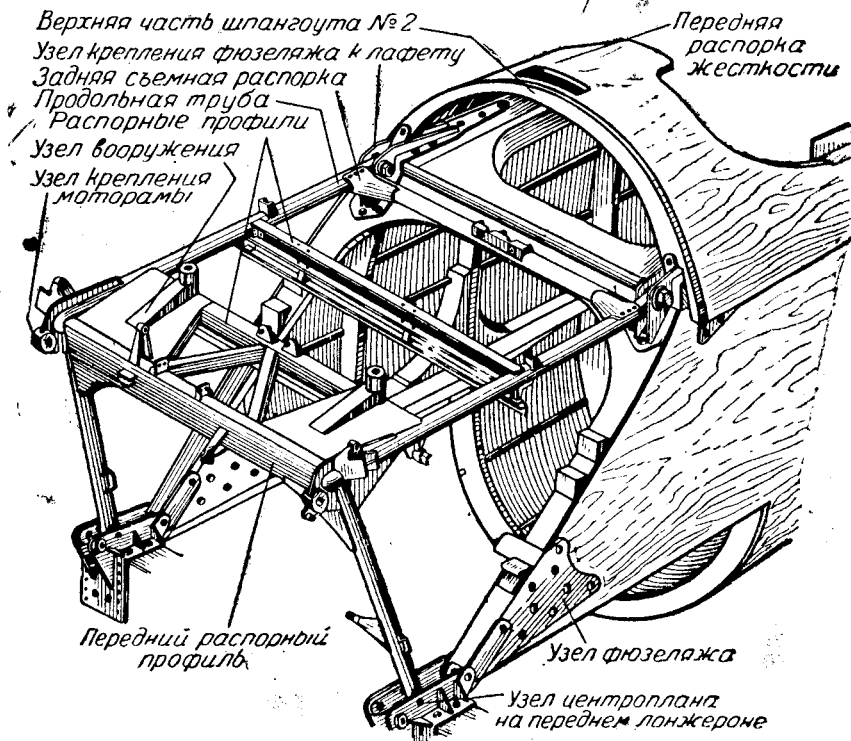
Фонарь кабины летчика (фиг. 11) установлен между шпангоутами № 2 и 7 фюзеляжа. Он состоит из козырька, подвижной створки, рельсов и неподвижной задней части (для обзора).

Козырек, подвижная створка и задняя часть фонаря образуют стальной трубчатый каркас (из стали с12Г1А), к которому с помощью

болтов и дуралюминовых наружных окантовок крепятся стекла «плексиглас».

Козырек неподвижно закреплен болтами на переднем борту кабины. Для защиты головы летчика спереди в козырьке установлено бронестекло толщиной 55 мм.

Задняя часть фонаря занимает место между шпангоутами № 5 и 8 фюзеляжа за кабиной летчика и закреплена также неподвижно на обшивке фюзеляжа. Для подхода к радиоаппаратуре в задней части фонаря, с левой стороны, имеется лючок 15 с петлевым шар-



Фиг. 10. Лафет.

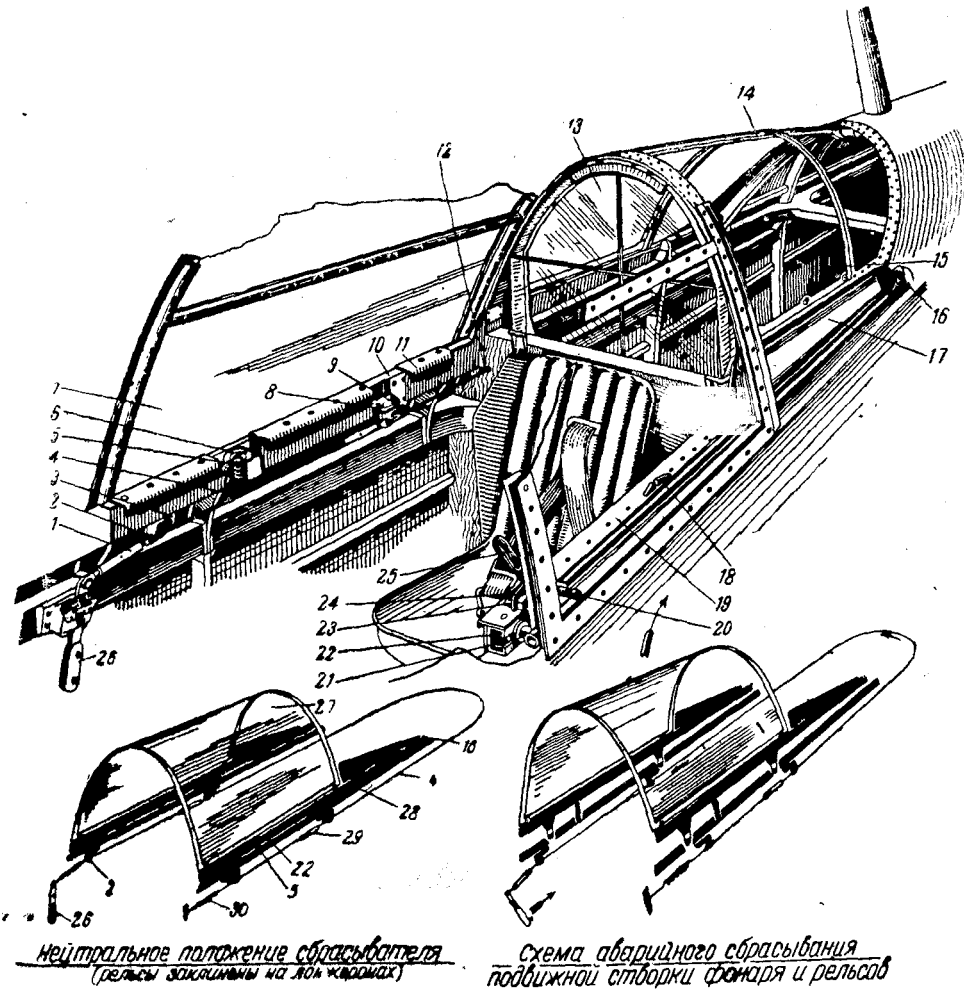
нирным креплением, который запирается внизу замками Дзус и одним пружинным замком. Для защиты головы летчика сзади между шпангоутом № 5 и дужкой каркаса задней части фонаря установлено бронестекло 13 толщиной 66 мм, закрепленное в стальных кронштейнах.

Подвижная створка фонаря имеет на нижних панелях каркаса по два ролика 21 с канавками, вращающихся на валиках, закрепленных во втулках каркаса. При перемещении створки фонаря ролики катятся по кромкам паза С-образных рельсов 22. Створка фонаря перемещается рукой летчика за ручку замка 25, смонтированную на оси в левом переднем углу створки. Для фиксации створки фонаря в крайних переднем и заднем и в среднем положениях на накладке левого рельса приварены точечной электросваркой передний 23, средний и задний 18 упоры, за выступы которых и заходит крючок замка створки, удерживаемый в запорном положении натяжением пружины 30.

Рельсы фонаря представляют собой дуралюминовые прямые профили С-образного сечения. К каждому рельсу в передней части прикреплены два кронштейна-ушка, а в задней — пластина с выемкой под валик для крепления рельса на фюзеляже. Для выравнивания

контура задней части фонаря к рельсам прикреплены обтекатели из дуралюмина, заполненные с торцев сосновыми бобышками.

Механизм аварийного сбрасывания фонаря. В случае необходимости летчику выброститься с самолета подвижная створка фонаря вместе с рельсами может быть сброшена с самолета с помощью аварий-



Фиг. 11. Фонарь самолета.

1—тандер; 2—клин; 3—передний кронштейн рельса; 4—трос; 5—пружина; 6—стакан; 7—створка фонаря; 8—клин; 9—гнездо; 10—рельс; 11—задний кронштейн рельса; 12—трос, идущий к клинью левого борта; 13—бронестекло; 14—задняя часть фонаря; 15—лючок для подхода к радиоаппаратуре; 16—ушковый болт с валиком; 17—обтекатель; 18—задний упор; 19—накладка; 20—ось замка створки; 21—ролик; 22—рельс; 23—передний упор; 24—крючок; 25—ручка замка створки; 26—ручка сбрасывателя; 27—створка; 28—брус; 29—тандер; 30—пружина, удерживающая клинья от выпадания.

ного сбрасывателя одним движением ручки 26 на себя. Для этого осуществлено следующее крепление рельсов.

В продольные бруска бортов кабины вставлены и закреплены с каждой стороны по два стальных гнезда (коробки), стакан 6 с пружиной и ушковый болт 16 с валиком. Рельс своей выемкой в задней части упирается в валик ушкового болта, а кронштейнами вставлен в гнезда бортов кабины и удерживается на бортах клиньями, заведенными в ушки кронштейнов под площадкой гнезд. Закрепленный рельс сжимает пружину в стакане бруса. Все четыре клина соединены между собой последовательно тросами 5сТГ1,8, причем трос 4 и 12 от пра-

вого борта к левому проходит по всей длине выреза под фонарь в боуденовской оболочке.

Первый клин 2 (передний на правом борту) связан тандером 1 с ручкой аварийного сбрасывания 26, которая укреплена на металлическом кронштейне. Последний, четвертый, клин (передний на левом борту) соединен с сильной пружиной 30, укрепленной к диафрагме около шпангоута № 3 и удерживающей все клинья в положении «заперто» (см. фиг. 11).

При движении ручки аварийного сбрасывателя на себя первый клин, а вместе с ним одновременно и все клинья выходят из ушков кронштейнов рельсов. Освобожденные рельсы и створка фонаря в первый момент сбрасывания отжимаются вверх действием пружин 5, заключенных в стаканах бортов кабины. Затем створка фонаря подхватывается набегающим потоком воздуха, поворачивает рельсы вокруг валика ушковых болтов и вместе с ними срывается с самолета.

2. ЦЕНТРОПЛАН

Центроплан (фиг. 12) является основным силовым агрегатом самолета. К центроплану крепятся: консоли крыла, шасси, моторная рама, лафет, фюзеляж и закрылки.

Конструкция смешанная. Каркас центроплана состоит из двух металлических лонжеронов, 10 разрезных нервюр, частью деревянной, частью смешанной конструкции, и деревянных стрингеров — лобового и заднего, связывающих носки и хвостовики нервюр между собой. Обшивка — из бакелитовой фанеры. Деревянные детали центроплана склеиваются смоляным клеем ВИАМ-БЗ.

В носовой части установлены желоба для ног шасси. Между носками нервюр № 1 и 2 установлен металлический всасывающий патрубок, который крепится к бобышке, образующей сопло патрубка, а другим концом заделан на фланце.

Между лонжеронами центроплана установлено 12 деревянных и четыре металлические полки средних частей нервюр, которые образуют вместе с фанерными поясами кессон для установки крайних бензобаков.

Средняя часть нервюры № 4 металлическая и крепится к лонжеронам при помощи болтового соединения. Выступающая труба нервюры № 4 служит осью вращения амортизационной стойки шасси.

Лонжероны центроплана

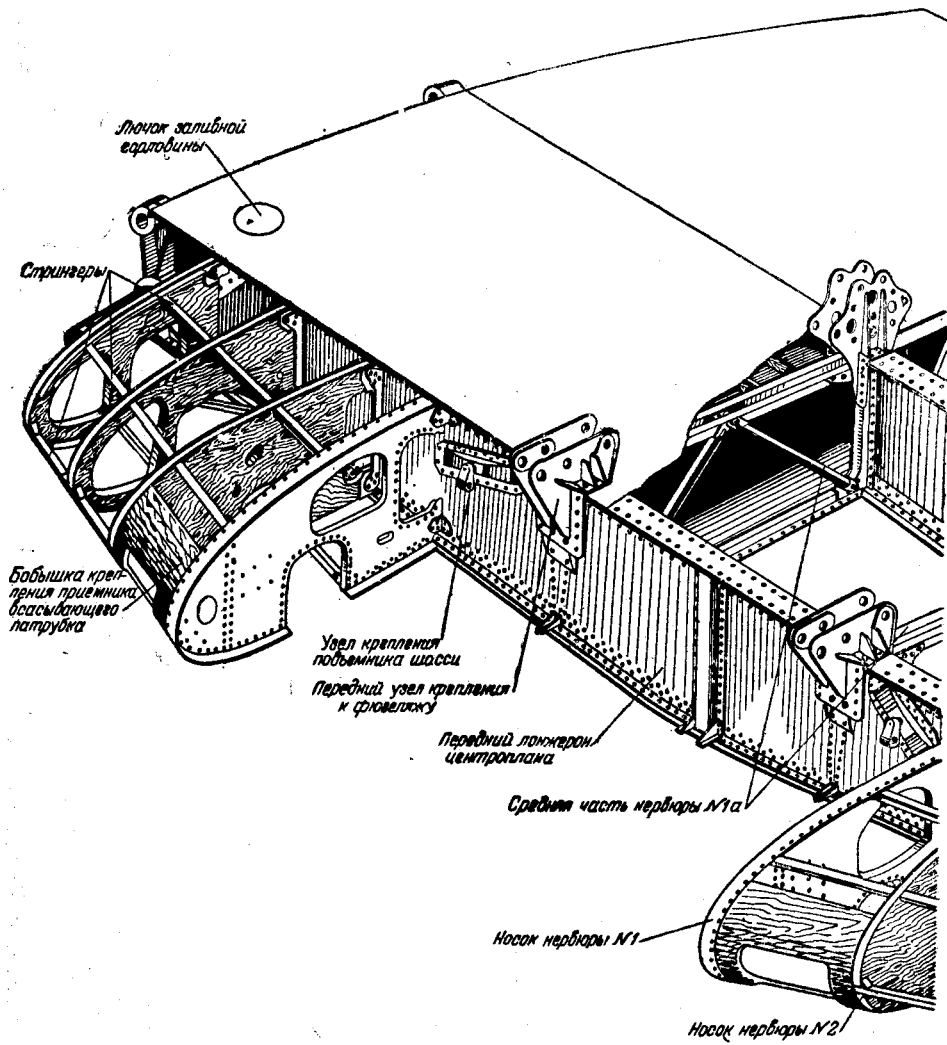
Лонжероны центроплана (фиг. 13 и 14) металлические, балочного типа, тонкостенной конструкции, состоят из верхних и нижних полок (поясов), образованных тавровыми профилями из хромансильевой стали, термически обработанными до $k_2 = 110—130 \text{ кг/мм}^2$, и из дуралюминовых (из Д17Т) стенок, подкрепленных дуралюминовыми П-образными профилями, служащими для крепления разрезных нервюр. Стенки лонжеронов стыкуются по оси самолета силовыми дуралюминовыми накладками и профилями из материала Д17Т.

Для малковки лонжеронов по контуру крыла, а также для крепления обшивки к верхним и нижним поясам приклепаны потайными заклепками фанерные накладки.

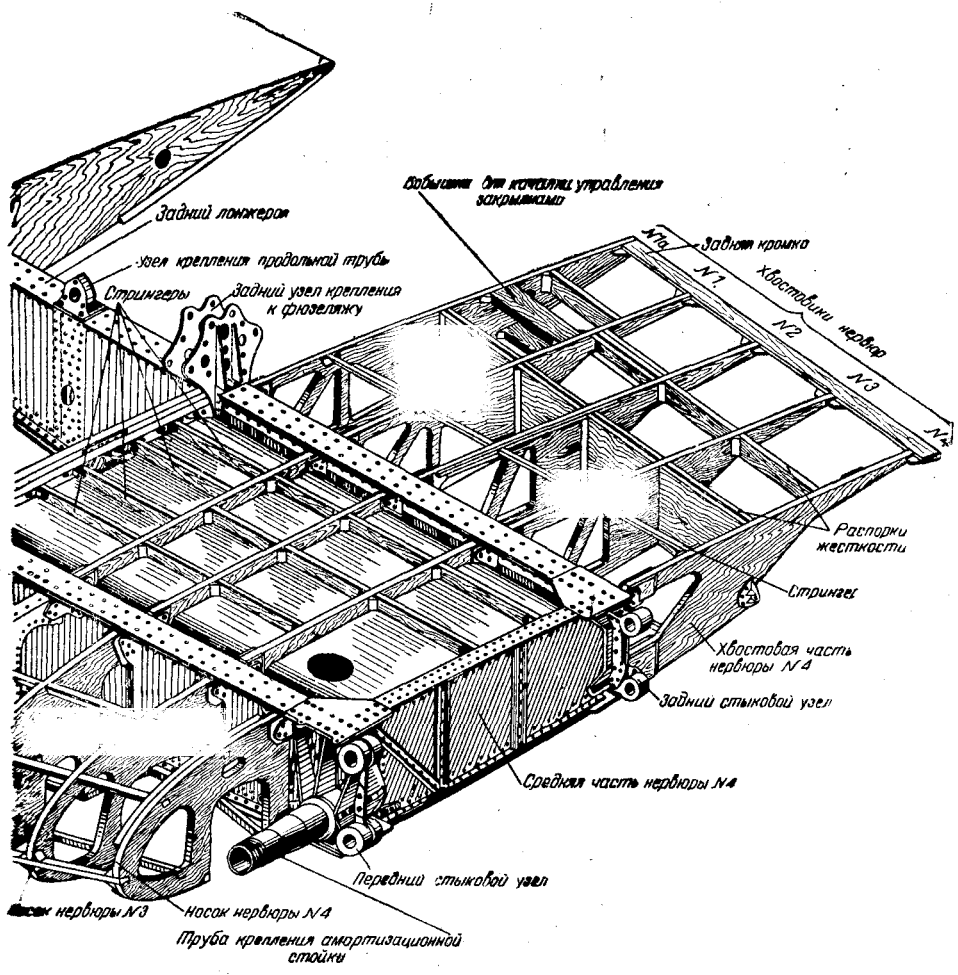
На переднем лонжероне установлены следующие узлы:

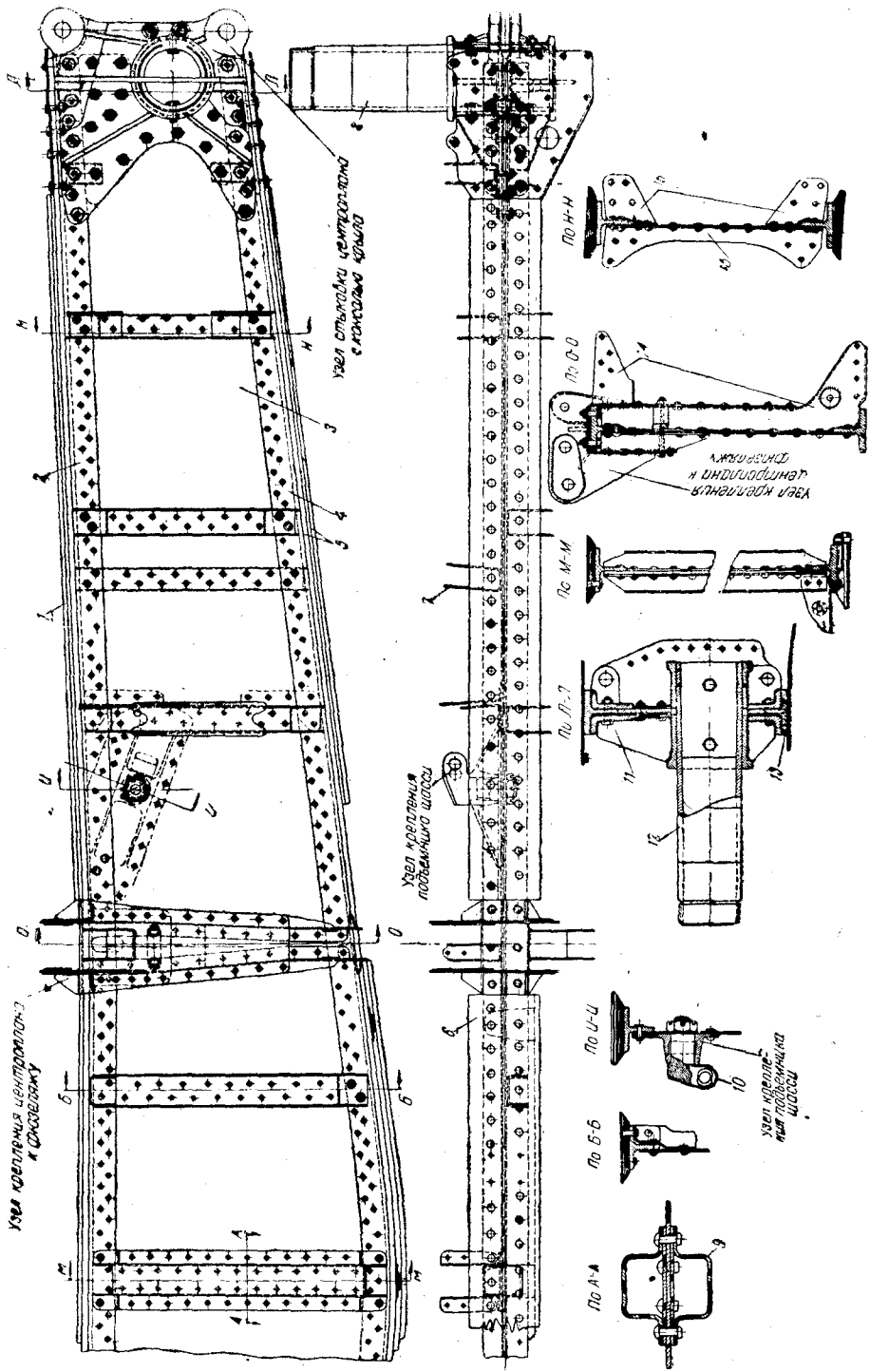
по оси самолета на нижнем поясе — кронштейн, крепящий профиль откидных створок шасси, и кронштейны крепления люка под центральный бензобак, изготовленные из углеродистой стали С12Г1А-Л1,5;

по оси нервюры № 1а — узлы крепления моторамы, лафета, фюзеляжа и средней части нервюры № 1а, изготовленные из хромансильевой стали и термически обработанные до $k_2 = 120—140 \text{ кг/мм}^2$;



Фиг. 12. Центроплан.



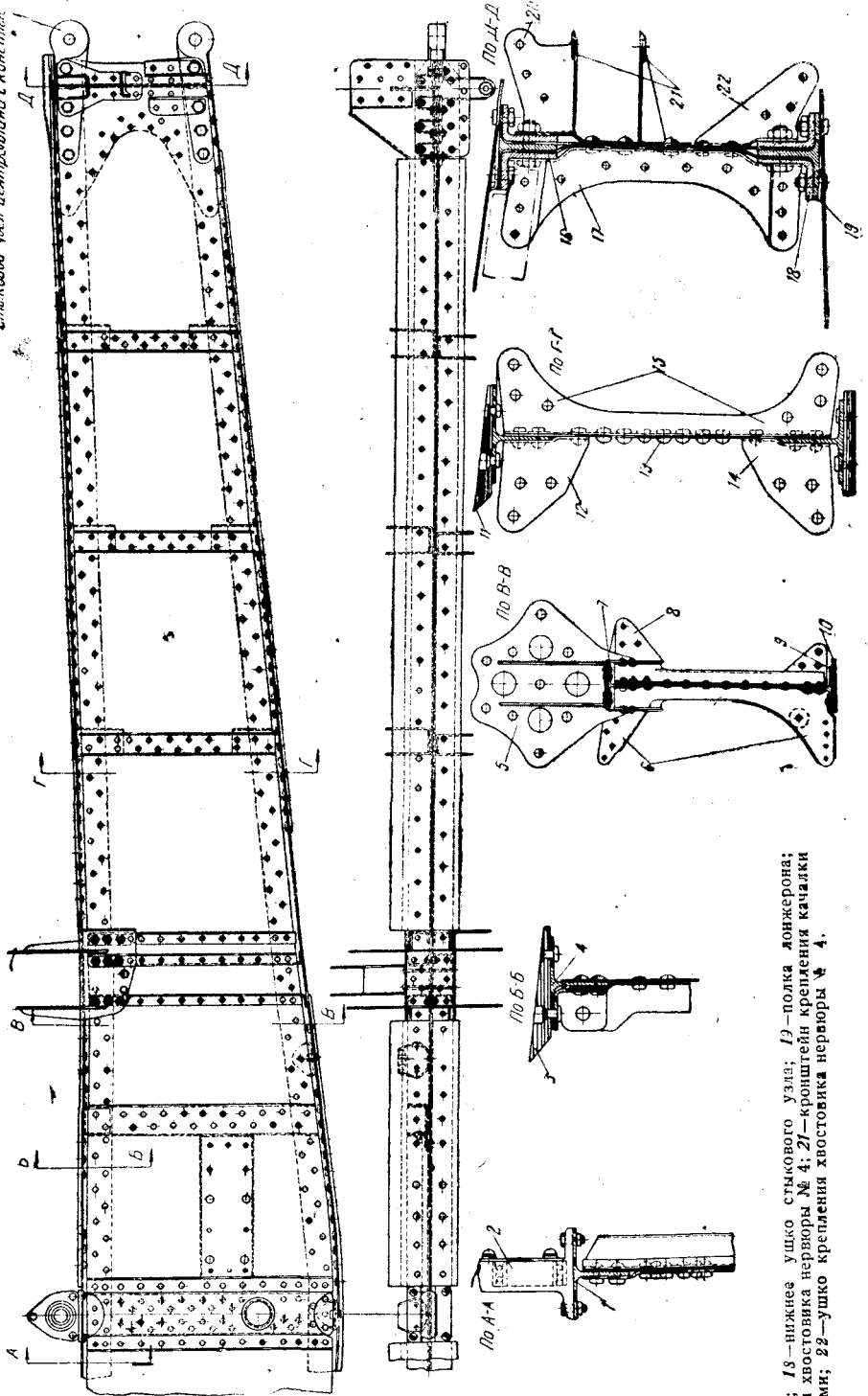


Узел крепления центрального к шасси

Фиг. 13. Передний лонжерон центроплана.

- 1 — фанерная накладка; 2 — верхняя полка; 3 — дуриаловая стенка; 4 — нижняя полка; 5, 6 — фанерная накладка; 7 — коробка крепления носка нервюры; 8 — труба крепления амортизационной стойки; 9 — профиль жесткости; 10 — карданный болт; 11 — ребро; 12 — труба крепления амортизационной стойки шасси; 13 — нижняя полка; 14 — коробка крепления средней части нервюры №14; 15 — коробка крепления средней части нервюры № 8; 16 — коробка крепления хвостика нервюры № 3.

Стыковой узел центроплана с консолями



Фиг. 14. Задний лонжерон центроплана.

- 1—верхняя полка лонжерона центроплана; 2—узел крепления продольной трубы ручного управления самолета; 3—фанерная накладка для приклейки обшивки центроплана; 4—верхняя полка лонжерона центроплана; 5—узел крепления центрального фюзеляжу; 6—ушко крепления нервюры № 1а центроплана; 7—верхняя полка лонжерона центроплана; 8—ушко крепления хвостовика нервюры № 1а; 9—нижняя полка лонжерона центроплана; 10—фанерная накладка для приклейки обшивки центроплана; 11—ушко крепления нервюры № 1; 12—ушко крепления нервюры № 1; 13—дуралюминиевая стенка; 14—ушко крепления нервюры № 1; 15—коробка крепления нервюры № 1; 16—верхнее ушко стыкового узла; 17—профиль крепления нервюры № 4; 18—нижнее ушко стыкового узла; 19—полка лонжерона; 20—ушко крепления хвостовика нервюры № 4; 21—кронштейн крепления качалки управления элеронами; 22—ушко крепления хвостовика нервюры № 4.

между нервюрами № 1а и 1 по верхнему поясу — опоры с ушко-вым болтом для крепления подъемника шасси;

по торцам лонжерона — стыковые узлы центроплана с консолью с запрессованными в них и укрепленными болтами трубами, служащими осями вращения амортизационных стоек шасси.

На заднем лонжероне установлены следующие узлы:

по оси самолета — кронштейн для крепления продольной трубы ручного управления, кронштейны для крепления люка центрального бензобака;

по оси нервюры № 1а — узлы крепления центроплана к фюзеляжу;

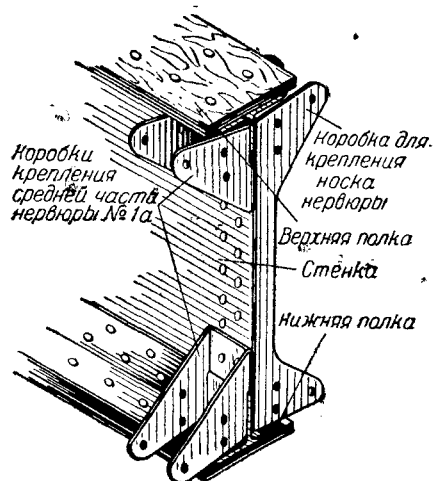
по оси нервюры № 4 — кронштейны крепления качалки элеронной тяги;

по торцам лонжерона — стыковые узлы центроплана с консолью.

На обоих лонжеронах на расстоянии 240 мм в обе стороны от оси самолета установлены кронштейны крепления центрального бензобака, изготовленные из углеродистой стали С12Г1А.

Нервюры центроплана

Нервюры центроплана, за исключением нервюр № 4 и 1а, смешанной конструкции. Они состоят из носков, средних и хвостовых частей. Нервюры крепятся к лонжеронам трубчатыми заклепками при помощи профилей, установленных на лонжеронах центроплана (фиг. 15).



Фиг. 15. Типовое крепление нервюр к лонжерону центроплана.

Порядок расположения нервюр (считая от оси самолета): № 1а, № 1, № 2, № 3 и торцевая нервюра № 4. Носок нервюры № 4 сдвинут к оси самолета для монтажа амортизационной стойки шасси; носки нервюр № 1 и 2 поставлены наклонно к продольной оси самолета, первый для обеспечения прохода колеса шасси, а второй для обеспечения установки всасывающего патрубка. Нервюра № 1а состоит из средней и хвостовой частей. Средняя часть нервюры металлическая и состоит из двух полок с отъемными металлическими раскосами.

Полки средней части представляют гнутые по контуру крыла металлические профили, изготовленные из листового дуралюмина марки Д17Т-Л2.

Раскосы нервюры № 1а изготовлены из хромансильевых труб 25×22 мм (сталь С30ХГСА). К верхним концам раскосов приварены коробочки для крепления к верхней полке нервюры. На другом конце приварены П-образные скобы. Раскосы термически обработаны до $k_z = 110-135 \text{ кг/мм}^2$. Крепятся раскосы болтами диаметром 10 мм.

Хвостовая часть нервюры ферменно-балочного типа деревянной конструкции с полками сплошного сечения, обшитыми фанерными стенками. Полки между собой соединяются основными раскосами и стойками при помощи липовых бобышек.

Нервюры № 1, 2, 3 и 4, за исключением носка нервюры № 1 и средней части нервюры № 4, деревянные, коробчатого сечения с фанерными стенками.

Носки нервюр № 2, 3 и 4 деревянные, коробчатого сечения, состоят из полок, раскосов и стоек, скрепленных между собой бобышками.

В нижней части носков нервюр сделаны вырезы для помещения амортизационной стойки при уборке шасси. Вырезы окантованы набором сосновых реек. Толщина носков нервюр 20 мм. Носки нервюр соединяются между собой врезанным в них стрингером трапецевидного сечения.

Носок нервюры № 1 металлический, клепаный из материала Д17Т толщиной от 1 до 1,5 мм и состоит из штампованной стенки с отбортовкой по контуру и уголков, идущих по контуру носка. В носке смонтирован заборник всасывающего патрубка, который состоит из сопла и собственно всасывающего патрубка.

Сопло крепится к носкам нервюр № 1 и 2 болтами диаметром 3 мм и служит продолжением лобового стрингера. Всасывающий патрубок, сваренный из двух штампованных половин, изготовлен из материала АМЦМ-Л1,5 и своим передним концом входит в фальц сопла и крепится к последнему на болтах диаметром 3 мм, а другим концом — к фланцу, установленному на стыке носка нервюры № 1 на болтах.

Средние части нервюр № 1, 2 и 3 деревянные, выполнены в виде отдельных скоб, обшитых с обеих сторон фанерой. Полки сплошного сечения, фрезерованные с обеих сторон, снаружи образуют профиль крыла, а внутри — контур кессона бензобака; толщина средней части нервюр 25 мм.

Средние части нервюр скреплены со стойками на лонжеронах трубчатыми заклепками диаметром 8 мм. Хвостовые части нервюр № 1, 2, 3 и 4 ферменного типа, состоят из сплошных сосновых полок, стоек и раскосов, обшитых фанерными стенками. Внизу хвостовые части нервюр имеют вырезы для закрылков. Для крепления узлов управления закрылками хвостовые части нервюр соединены между собой широким стрингером с фанерной стенкой. Толщина хвостовых частей нервюр 18 мм. Хвостовые части нервюр крепятся на заднем лонжероне центроплана при помощи трубчатых заклепок диаметром 8 мм.

Средняя часть нервюры № 4 металлическая, тонкостенной конструкции, из хроманселевой стали С30ХГСА, состоит из двух поясов таврового сечения, термически обработанных до $k_z = 160—180$ кг/мм², и дуралюминовой сплошной стенки Д17Т-Л2, которая соединена с поясами хромомолибденовыми заклепками 783с4, поставленными с шагом 25 мм. Для придания устойчивости нервюре к ней приклепаны двумя рядами заклепок дуралюминовые корытообразные профили толщиной 2 мм.

На передней части нервюры для соединения с передним лонжероном центроплана установлены узлы (ушки), которые крепятся к нервюре 10-ю болтами диаметром 10 и 8 мм. Узлы штампованные, изготовлены из хроманселевой стали марки С30ХГСА и термически обработаны до $k_z = 120—140$ кг/мм².

Для приклейки обшивки центроплана по поясам нервюры приклепаны фанерные пояса.

Стрингеры центроплана

Стрингеры представляют собой сосновые рейки различных сечений. Стрингеры средней части нервюр по длине склеены из отдельных реек, расположенных между нервюрами. К полкам нервюр № 1а и 4 они крепятся металлическими ушками, а к остальным нервюрам приклеиваются клеем ВИАМ-БЗ при помощи сосновых уголков.

Кессоны

Средние части нервюр № 1, 2 и 3 малкуются по шаблонам для образования кессона под крайние бензобаки. Для создания пло-

щадя упора для бензобаков между нервюрами, вдоль стрингеров, наклеены фанерные пояса толщиной 1,5 мм и шириною 40 мм.

Желоба

Желоба для шасси располагаются симметрично относительно продольной оси самолета и приклеиваются к стрингерам и носкам нервюр каркаса центроплана. Желоба выгибаются из бакелитовой фанеры толщиной 2,0 мм и вклеиваются в вырезы носков нервюр.

Обшивка центроплана

После лакировки каркаса центроплана к нему приклеивается клеем ВИАМ-БЗ обшивка из бакелитовой фанеры. Лобовая обшивка заранее выгибается на болванке.

Обшивка крепится заклепками с потайными головками диаметром 5 и 3 мм к носку нервюры № 1, к полкам средней части нервюр № 1а и 4 и к кницам на стыковых узлах центроплана с консолью.

Толщина фанерной обшивки центроплана в различных местах различна:

- 1) лобовая обшивка и верхняя обшивка за задним лонжероном центроплана 4 мм;
- 2) междулонжеронная часть по всему размаху постоянная и равна 5 мм;
- 3) между задним лонжероном и закрылком по нижней поверхности — 3 мм.

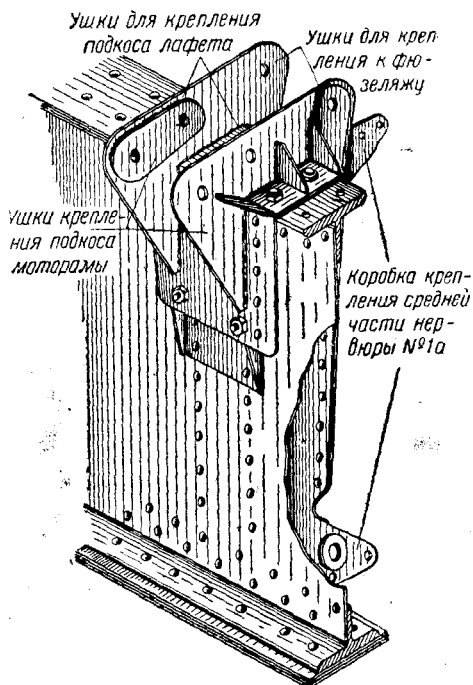
Волокна верхней обшивки направлены под углом 90° к нижней обшивке, а к оси самолета под углом в 45°.

Люки центроплана

Между лонжеронами и нервюрами № 1а центроплана внизу расположен люк для центрального бензобака. Крышка люка представляет собой каркас из сосновых реек, обшитый с наружной и внутренней сторон фанерой. Люк собирается на клею ВИАМ-БЗ. В крышке сделан лючок для слива бензина из бензобака. Крышка люка крепится на 10 анкерных гайках, установленных на лонжеронах центроплана и нервюрах № 1а. Между носками нервюр № 4 центроплана и № 1 консоли крыла сделан люк разъема крыла. Люк изготовлен из материала Д17Л1,2—0,8 и крепится к носкам на 15 болтах.

Узлы центроплана

Передние узлы крепления центроплана к фюзеляжу (фиг. 16) установлены на верхней полке переднего лонжерона симметрично относительно продольной оси самолета. Каждый стыковой узел представляет собой согнутую в скобу пластину с двумя приваренными ребрами, обхватывающими эту скобу. Верхняя часть ребер образует три ушка. Ушки



Фиг. 16. Передний узел крепления центроплана к фюзеляжу.

усилены приваренными ребрами и шайбами. Между ребрами приварена коробка, образующая кницы для крепления верхней полки средней части нервюры № 1а. Узел сварен из хромансильевой стали С30ХГСА и термически обработан до $k_z = 120\text{--}140 \text{ кг/мм}^2$.

Узел надевается на передний лонжерон и крепится шестью болтами диаметром 6 мм к верхней полке лонжерона, двумя стяжными болтами диаметром 6 мм и 30-ю хромомолибденовыми заклепками к коробке и к стойкам, которые заранее приклепаны к стенке и поясам лонжерона.

К заднему ушку крепится нижний стыковой узел фюзеляжа, к среднему — отъемный подкос лафета, к переднему — моторная рама.

Коробка изготовлена из хромансильевой стали С30ХГСА толщиной 2 мм и термически обработана до $k_z = 120\text{--}140 \text{ кг/мм}^2$.

Стойки представляют собой Z-образные профили, переходящие книзу в щеки, к которым крепятся нижняя полка нервюры № 1а и раскосы. Стойки термически обработаны до $k_z = 120\text{--}140 \text{ кг/мм}^2$.

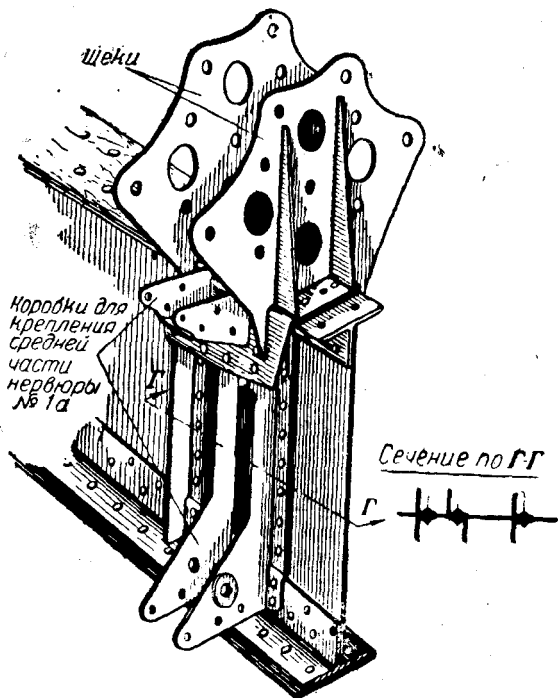
Верхняя полка нервюры № 1а скреплена с коробочкой 10-ю стальными заклепками диаметром 5 мм, нижняя полка скреплена со стойками четырьмя стальными болтами из углеродистой стали диаметром 6 мм.

Задние стыковые узлы центроплана (фиг. 17) установлены на верхней полке заднего лонжерона центроплана симметрично относительно продольной оси самолета. Задний узел представляет собой обойму-скобу с двумя приваренными щеками. Щеки облегчены отверстиями и усилены приваренными ребрами. С одной стороны обоймы между ребрами приварена коробочка для крепления верхней полки нервюры № 1а, с другой стороны обойма-скоба имеет отогнутое ушко, служащее для крепления хвостовика нервюры № 1а.

Узел сварен из хромансильевой стали С30ХГСА и термически обработан до $k_z = 120\text{--}140 \text{ кг/мм}^2$. Узел надевается на задний лонжерон центроплана и крепится к верхнему поясу лонжерона 14-ю стальными заклепками диаметром 4 мм, к стойкам 22-мя заклепками и двумя стальными болтами диаметром 5 мм.

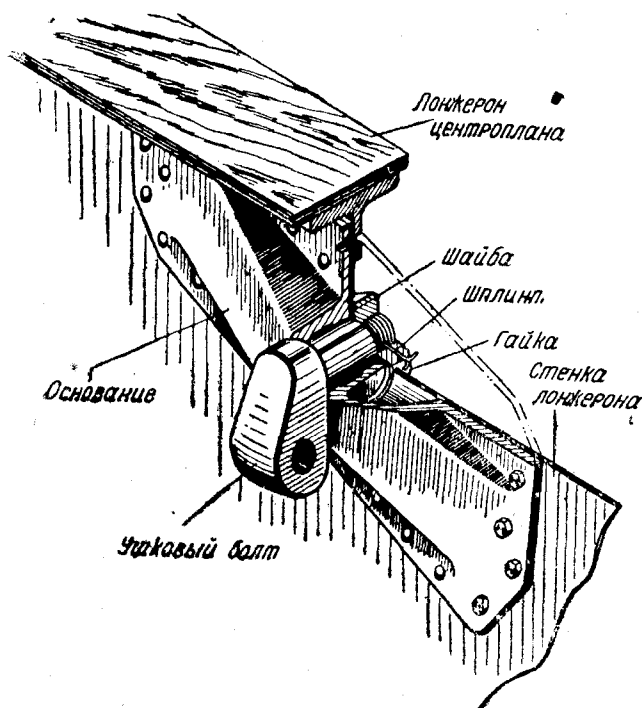
Стойки приклепаны к стенке и поясам лонжерона и служат вверху опорой обоймы узла, а внизу — кницами для крепления нижней полки и раскосов нервюры № 1а.

Стойки изготовлены из хромансильевой стали С30ХГСА, термически обработаны до $k_z = 120\text{--}140 \text{ кг/мм}^2$. Верхняя полка нервюры № 1а крепится к коробочке узла восемью стальными заклепками диаметром 5 мм. Нижняя полка с кницами крепится четырьмя 6-мм стальными болтами.



Фиг. 17. Задний узел крепления центроплана к фюзеляжу.

Узел крепления подъемника шасси (фиг. 18) установлен на стенке переднего лонжерона центроплана между нервюрами № 1а и 1 и крепится 26-ю хромомолибденовыми заклепками диаметром 5 мм.



Фиг. 18. Узел крепления подъемника шасси.

на по оси самолета и крепится к верхней полке лонжерона четырьмя стальными болтами диаметром 5 мм.

Узел представляет штампованный корпус из алюминиевого сплава марки Д1, в который запрессован подшипник типа 1204 $\frac{\text{ОСТ}}{\text{ВКС}} 6266$. Фланец корпуса изготовлен из хроманселевой стали С30ХГСА-Л1,5 и крепится к корпусу тремя винтами диаметром 4 мм.

Стыковка центроплана с консолями крыла

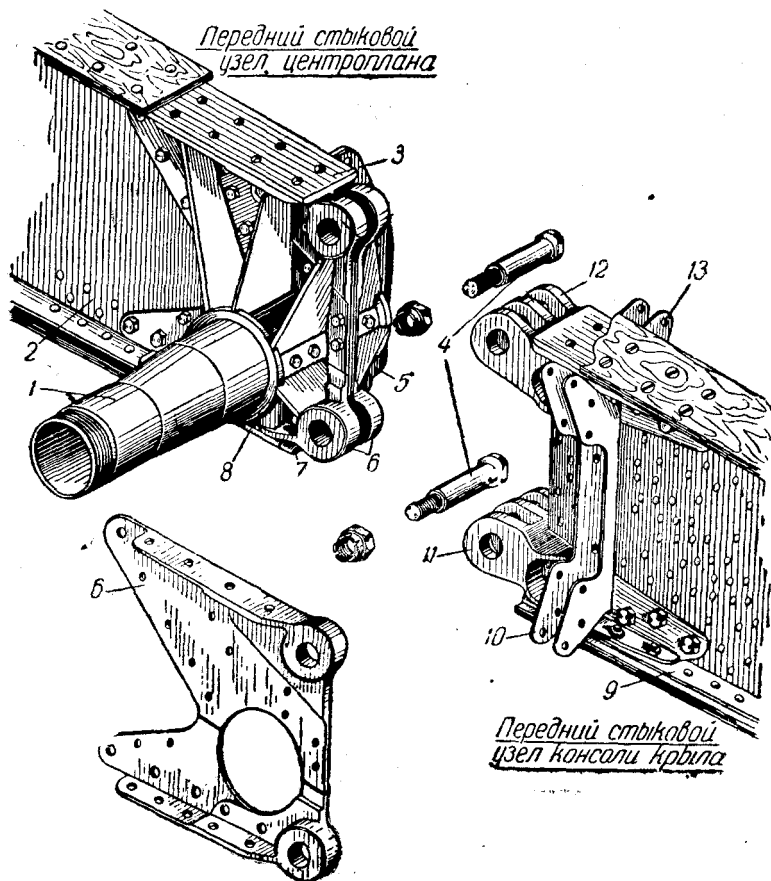
Передние стыковые узлы. Узел на переднем лонжероне (фиг. 19) центроплана изготовлен из хроманселевой стали С30ХГСА и термически обработан до $k_z = 120-140 \text{ кг/мм}^2$.

Узел представляет собой две отдельные щеки 6, устанавливаемые между верхней 3 и нижней 7 полками лонжерона с обеих сторон стенки 2. Передняя и задняя щеки изготовлены штамповкой и имеют сверху и внизу утолщенные приливы — уши в местах прохода стыковых болтов. К щекам приварены фланцы 8 опоры шасси 1 и ребра жесткости. У задней щеки имеются верхний и нижний приливы, которые вместе с приваренным ребром служат для крепления средней части нервюры № 4.

Щеки крепятся к лонжерону 45-ю стальными хроманселевыми болтами диаметром 8 и 6 мм. Опора (ось) амортизационной стойки шасси изготовлена из хроманселевой стали С30ХГСА, термически обработана до $k_z = 120-140 \text{ кг/мм}^2$. Опора впрессована в цилиндрические фланцы 8 и крепится четырьмя хроманселевыми болтами диаметром 10 мм.

Для крепления носка нервюры № 4 на передней щеке установлены две стальные коробочки. Средняя часть нервюры крепится к узлу двумя хромансильевыми болтами, термически обработанными до $k_z = 120—140 \text{ кг/мм}^2$, и к ребру узла девятью хромомолибденовыми заклепками диаметром 5 мм.

Для усиления связи лонжерона с нервюрой № 4 сверху и снизу под болты крепления узлов установлены хромансильевые штампованные



Фиг. 19. Передний узел стыковки консоли крыла с центропланом.

1—опора (ось) ноги шасси; 2—стенка лонжерона; 3—верхняя полка (тавровый профиль); 4—стыковые болты ($\varnothing 24 \text{ мм}$); 5—ребро для крепления средней части нервюры № 4; 6—щека; 7—нижняя полка; 8—фланец опоры шасси; 9—нижняя полка (тавровый профиль); 10—коробка крепления носка нервюры № 1 консоли крыла; 11—нижняя гребенка стыкового узла; 12—верхняя гребенка стыкового узла; 13—коробка крепления средней части нервюры № 1 консоли крыла.

кницы, термически обработанные до $k_z = 120—140 \text{ кг/мм}^2$. На верхней книце установлены гайки крепления люка по оси разъема.

Узел на переднем лонжероне консоли крыла (фиг. 19) состоит из двух штампованных гребенок 11 и 12 из хромансильевой стали С30ХГСА, термически обработан до $k_z = 120—140 \text{ кг/мм}^2$ и окрашен.

Прорезью гребенки надеваются на торцы лонжерона и крепятся к поясам.

Верхняя гребенка крепится к ребру пояса шестью болтами диаметрами 12 и 8 мм и к подошве 10-ю ступенчатыми болтами диаметром 8 мм.

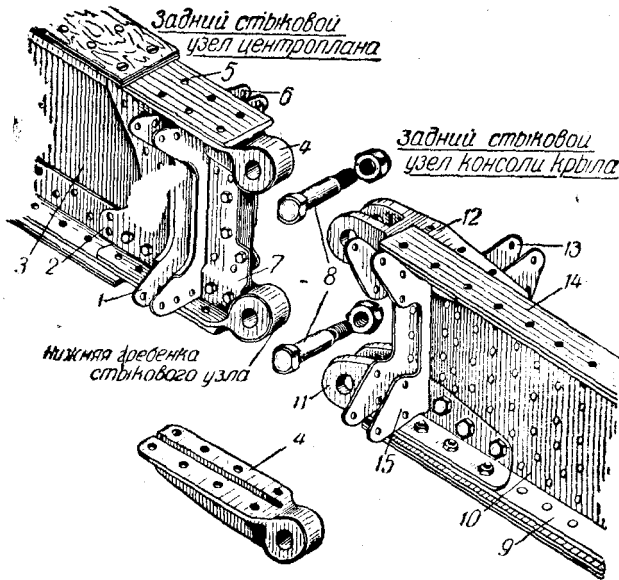
Нижняя гребенка крепится к ребру пояса пятью болтами диаметрами 12 и 8 мм и к подошве пояса восемью болтами диаметром 8 мм.

Все болты изготовлены из хроманселевой стали С30ХГСА и термически обработаны до $k_z = 120-140 \text{ кг/мм}^2$.

Под болты крепления гребенок на лонжероне установлены коробки 10 и 13 для крепления нервюры № 1 консоли крыла.

Стыковка узла центроплана с узлом консоли крыла осуществляется двумя специальными болтами 4 диаметром 24 мм. Болты хроманселевые, термически обработаны до $k_z = 120-140 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкованы.

Задние стыковые узлы центроплана и консоли крыла (фиг. 20). Узел на заднем лонжероне центроплана состоит



Фиг. 20. Задний узел стыковки консоли крыла с центропланом.

1—коробка крепления средней части нервюры № 4 центроплана; 2—накладка; 3—стенка лонжерона; 4—гребенка стыкового узла; 5—верхняя полка (тавровый профиль); 6—коробка крепления хвостовой части нервюры № 4; 7—накладка; 8—стыковые болты ($\varnothing 20 \text{ мм}$); 9—нижняя полка (уголок); 10—стенка; 11—нижняя гребенка стыкового узла; 12—верхняя гребенка; 13—коробка крепления хвостовой части нервюры № 1; 14—верхняя полка; 15—коробка крепления средней части нервюры № 1.

ления гребенок установлена коробка 1 в виде двух книц, которые обхватывают пояса нервюры № 4 и к которым нервюра крепится хроманселевыми болтами диаметром 6 мм. С задней стороны лонжерона под болты крепления гребенок установлен кронштейн качалки электронной тяги с приваренной коробкой для крепления хвостовика нервюры № 4.

Узел заднего лонжерона консоли крыла (фиг. 20) состоит из двух штампованных гребенок — верхней 12 и нижней 11, изготовленных из хроманселевой стали С30ХГСА, термически обработанных до $k_z = 120-140 \text{ кг/мм}^2$ и окрашенных. Гребенки имеют два ушка с отверстием для стыкового болта и прорезь для надевания гребенки на ребро пояса лонжерона. Прорезью гребенки надеваются на торцы лонжерона и крепятся каждая к ребрам поясов четырьмя болтами диаметром 8 мм и к подошве поясов четырьмя болтами диаметром 6 мм. Все болты изготовлены из хроманселевой стали С30ХГСА и термически обработаны до $k_z = 120-140 \text{ кг/мм}^2$.

С обеих сторон лонжерона под болты крепления гребенки поставлены кницы-коробки 15 и 13 для крепления средней и хвостовой частей нервюры № 1 консоли крыла.

из двух одинаковых штампованных гребенок 4 из хроманселевой стали С30ХГСА; узел термически обработан до $k_z = 120-140 \text{ кг/мм}^2$ и окрашен.

Гребенка имеет одно ушко с отверстием для стыкового болта и прорезь для надевания гребенки на пояса лонжерона. Прорезью гребенки надеваются на торцы лонжерона и крепятся к ребрам поясов каждый четырьмя болтами диаметром 8 мм, а к полкам поясов восемью болтами диаметром 6 мм. Все болты изготовлены из хроманселевой стали и термически обработаны до $k_z = 120-140 \text{ кг/мм}^2$.

Для крепления средней части нервюры № 4 под болты креп-

Стыковка узлов консоли крыла с центропланом осуществляется ~~шпунг~~ специальными болтами 8 диаметром 20 мм. Болты изготовлены из хромансильевой стали, термически обработаны до $k_2 = 120\text{--}140 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкованы.

Лента разъема

Лента разъема состоит из двух частей — верхней и нижней. Она устанавливается заподлицо с обшивками центроплана и консоли крыла. Для этого на обшивках имеется срез — фальц на толщину ленты.

Лента разъема изготовлена из листового дуралюмина Д17Т, верхняя часть — толщиной 1,5 мм, нижняя — толщиной 1 мм.

Крепление верхней и нижней частей ленты к переднему лонжерону осуществляется шомполами, для чего под стыковыми болтами закреплены петли, согнутые из листового дуралюмина Д17Т. Вторые створки петель приклепаны к ленте разъема.

Заднее крепление нижней ленты устанавливается у закрылка и осуществляется стальными узлами, прикрепленными к нервюре № 4 центроплана и к нервюре № 1 консоли крыла. В узлах имеются отверстия для болтов. К нижней части ленты приклепаны две коробочки, в которые вварены трубки с внутренней нарезкой. В эти трубки ввертываются болтики, при помощи которых лента натягивается.

Верхняя часть ленты закрепляется аналогично нижней.

Хвостовая часть ленты на конце имеет дуралюминовый профиль и скобу. Скоба своими лапками входит в вырезы консоли. При помощи болта диаметром 4 мм с утопленной головкой лента затягивается.

Лента крепится к обшивке консоли крыла и центроплана в верхней части в пяти, а в нижней — в трех точках.

Крепление осуществляется при помощи специальных скоб, подтягиваемых к лентам при помощи болтов, для чего скобы имеют приклепанные анкерные гайки.

3. КОНСОЛИ КРЫЛА

Консоль крыла (фиг. 21) двухлонжеронной конструкции, с металлическими лонжеронами, деревянными нервюрами и несущей фанерной обшивкой.

Форма в плане трапецевидная, с закругленными концами.

Угол установки крыла по размаху постоянный и равен 5° .

Каркас консоли крыла

Каркас консоли крыла состоит из двух металлических лонжеронов и 15 разрезных нервюр, 14 стрингеров, идущих вдоль размаха крыла, и концевого обода, изготовленных из дерева.

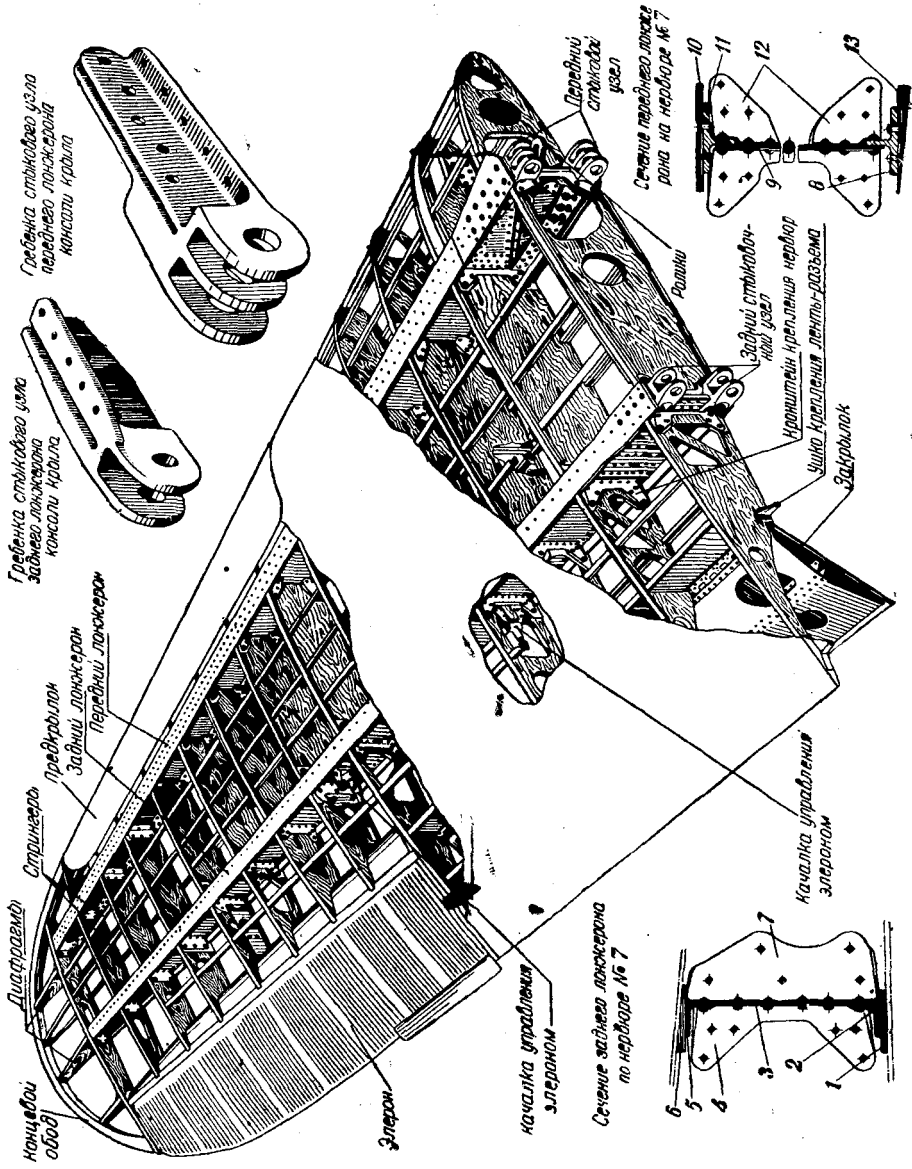
Все деревянные детали крыла склеиваются смоляным клеем ВИАМ-БЗ.

Нервюры с № 1 по 6 консолей крыла полные, а с № 7 укороченные. В лобовой части между нервюрами № 6 и 14 вписан предкрылок, который крепится в двух точках; в хвостовой части крыла между нервюрами № 7 и 15 подвешивается в трех точках элерон.

Между нервюрами № 1 и 7 снизу крыла вписан закрылок, для чего в нервюрах № 2—6 имеются вырезы.

Закрылок крепится к консолям крыла на петлях шомполом диаметром 4 мм.

Для управления элеронами внутри крыла в хвостовой части проходят тяги до нервюры № 8. Элерон подвешивается на узлах, установленных на нервюрах № 8, 11 и 15.



Фиг. 21. Консоль крыла.

- 1—фанерная накладка; 2—профиль; 3—стенка; 4—кронштейн крепления средней части нервюры; 5—профиль; 6—фанерная накладка; 7—кронштейн крепления хвостовика нервюры; 8—профиль; 9—стенка; 10—фанерная накладка; 11—профиль; 12—угольник; 13—фанерная накладка.

Предкрылок крепится к переднему лонжерону консолей крыла на носках нервюр № 9 и 13. В носке нервюры № 2 установлена обойма для замка бомбового вооружения.

На обшивке консоли между нервюрами № 13 и 14 приклеены боышки для крепления аэронавигационных и кодовых огней.

Левая консоль крыла в лобовой части между нервюрами № 2 и 3 имеет люк для установки посадочной фары; люк по обводу крыла закрывается плексигласом.

На торцах лонжеронов крыла укреплены узлы стыковки с центропланом.

Лонжероны консолей крыла

Передний лонжерон (фиг. 22) консолей крыла состоит из двух поясов (верхнего и нижнего) с приклепанной к ним стенкой.

На лонжероне установлены стыковые узлы, узел ролика тросов бомбового вооружения, кронштейны упоров бомбовой подвески, кронштейны предкрылка и уголки крепления нервюр.

Пояса лонжеронов изготовлены из горячекатаных профилей таврового сечения из хроманселевой стали С30ХГСА и термически обработаны до $k_z = 110—130 \text{ кг/мм}^2$.

Оба пояса переменного сечения: двутавровое сечение пояса в корне постепенно переходит к концу в угловое сечение, что достигается путем механической обработки поясов в отожженном состоянии.

Для обеспечения малковки и приклеивания обшивки на верхнем и нижнем поясах лонжерона приклепаны потайными дуралюминовыми 3-мм заклепками с шагом 25 мм бакелитовые фанерные накладки (из материала ФабII-Л8 и ФабII-Л10).

Стенка лонжерона — из термически обработанных дуралюминовых листов толщиной 2 и 1,5 мм марки Д17Т: для большей устойчивости в корневой части к стенке приклепана хроманселевая накладка толщиной 1,5 мм, термически обработанная до $\tau = 90—125 \text{ кг/мм}^2$.

Стенка лонжерона соединена с поясами при помощи заклепок.

Для устойчивости узловое соединение по оси нервюры № 1 установлены стойки, которые одновременно крепят нервюру № 1 к лонжерону. Между нервюрами № 1 и 2 поставлен швеллер, склепанный с поясами и стенкой.

Стойки и швеллер выполнены из хроманселевой стали толщиной 2 мм и термически обработаны до $k_z = 120—140 \text{ кг/мм}^2$.

С наружной стороны к стенке лонжерона приклепан по оси нервюры № 1 5-мм хромомолибденовыми заклепками узел ролика тросов управления бомбовой подвески, состоящий из ролика и кронштейна.

Кронштейн изготовлен из углеродистой листовой стали марки С12Г1А-Л1 и покрыт грунтом АЛГ-5.

Двойной ролик помещается в обойму, в которой имеются отверстия для прохождения тросов. Ролик с кронштейном соединен болтом, который и является осью вращения его.

По нижнему поясу между нервюрами № 1 и 3 установлены кронштейны упоров бомбовой подвески. Кронштейны изготовлены из хроманселевой стали С25ХГСА-Л1,5. К кронштейну приварена втулка, имеющая сквозную резьбу $14 \times 1,5 \text{ мм}$ для ввертывания упоров. Кронштейны термически обработаны до $k_z = 90—115 \text{ кг/мм}^2$.

У нервюр № 9 и 13 установлены кронштейны предкрылка.

По осям нервюр для крепления разрезных частей нервюр установлены угольники из листового дуралюмина Д17Т-Л1.

На торце лонжерона установлены стыковые узлы с центропланом.

Задний лонжерон (фиг. 23) консолей крыла по своей конструкции аналогичен переднему лонжерону. Пояса его изготовлены из хроман-

силового горячекатаного уголкового профиля с переменным сечением (в торце $30,5 \times 38,5$ мм и в конце $16 \times 15,5$ мм).

Профили после механической обработки подвергаются термообработке до $k_z = 110-130$ кг/мм² и покрываются грунтом АЛГ-5.

Для малковки поясов и для приклейки обшивки к поясам приклепаны впопай дуралюминовыми 3-мм заклепками фанерные пояса.

Стенка лонжерона изготовлена из дуралюминовых листов марки Д17Т толщиной 2,5—1,5 и 1,2 мм. •

К стенке и поясам лонжерона по осям нервюр приклепаны дуралюминовые штампованные уголки толщиной 1 мм для крепления хвостовиков и средних частей нервюр.

По осям нервюр № 8 и 11 к лонжерону крепятся стальными заклепками стальные угольники для крепления узлов подвески элеронов.

Угольники изготовлены из хроманселевой стали марки с25ХГСА-Л1,5, термически обработаны до $k_z = 90-115$ кг/мм² и покрыты грунтом АЛГ-5.

К наружной стенке у нервюры № 8 приклепан стальными заклепками кронштейн качалки управления элероном, основание которого служит накладкой в месте стыка листов стенки лонжерона.

Сварной кронштейн состоит из основания, двух пластин, в которые впрессованы втулки с отверстием под 8-мм болт, и четырех ребер. Он изготовлен из хроманселевой стали марки с25ХГСА-Л1,5, термически обработан до $k_z = 110-135$ кг/мм² и покрыт грунтом АЛГ-5.

В торцевой части к поясам лонжерона крепятся стыковые узлы на болтах.

Нервюры консоли крыла

Нервюры консоли крыла деревянные, балочной конструкции, разрезные; носок, средняя часть и хвостовик крепятся к лонжеронам при помощи металлических угольников.

Нервюры состоят из верхней и нижней полок, вертикальных стоек, изготовленных из сосновых реек, и сплошной стенки и книц из бакелитовой фанеры.

Для крепления частей нервюр к лонжеронам под узлы вклеены сосновые бобышки, а снаружи с обеих сторон — фанерные кницы.

В носовой части вклеены бобышки для врезки в них лобового стрингера.

Для увеличения площади склейки при приклейке обшивки на средних частях нервюры с одной стороны по верху наклеены сосновые рейки сечением 8×9 мм.

Нервюра № 1 (торцевая). Носок торцевой нервюры состоит из сосновых гнутых по контуру полок, вертикальных стоек и бобышек и с обеих сторон зашит фанерными стенками толщиной 2 мм.

Хвостовик нервюры также состоит из полок, стоек, раскосов и хвостовой бобышки и зашит с обеих сторон фанерными 2-мм стенками с вырезами для прохода тяг элерона. Ширина всей нервюры постоянна и равна 19 мм.

Нервюра № 2. Носок нервюры № 2, к которому крепится обойма замка бомбовой подвески, имеет ширину 48 мм и состоит из двух фанерных носков толщиной 4 мм каждый, связанных между собой набором распорных бобышек.

Для склейки с обшивкой по контуру носков установлены сосновые гнутые рейки.

Нервюры № 2, 3, 4, 5, 6, 7, за исключением носка нервюры № 2, аналогичны по конструкции нервюре № 1.

Нижняя часть хвостовиков этих нервюр имеет вырез для закрылка. Ширина нервюр постоянна и равна 17 мм.

Хвостовики нервюр связаны между собою задним хвостовым стрингером, образованным двумя сосновыми рейками, переклеенными фанерой.

Нервюры № 8, 9, 10, 11, 12, 13 и 14. По конструкции эти нервюры аналогичны предыдущим. Носки укорочены для подвески предкрылка, который крепится своими качалками к кронштейнам, установленным на носках нервюр № 9 и 13. В связи с этим носки нервюр № 9 и 13 усилены: сечение их сплошное, и они защищены с обеих сторон фанерными стенками.

На носке нервюры № 9 с одной стороны фанерная стенка заменена балинитовой.

Средние части нервюр № 9 и 13 также усилены путем увеличения сечения полок нервюр и защиты с обеих сторон фанерными стенками толщиной 2 мм.

Хвостовики нервюр № 8—14 укорочены для подвески элерона.

Хвостовики нервюр № 8 и 11, к которым крепятся узлы для подвески элерона, усиленной конструкции: толщина их 20 мм, толщина фанерных стоек 2 мм; между полками нервюр вклеены сплошные сосновые бобышки.

Нервюра № 15 цельная, шириною 15 мм, имеет две полки и сплошную бобышку между ними и защищена с обеих сторон фанерными стенками. Нервюра при помощи дуралюминовых угольников крепится к переднему и заднему лонжеронам.

Концевой обод крыла изготовлен из набора тонких сосновых реек. Сечение концевого обода переменное. Обод скреплен бобышками с хвостовой частью нервюры № 15 и с носками нервюр № 14 и 15, которые врезаны в него.

Стрингеры консолей крыла изготовлены из сосновых реек трапецевидного и квадратного сечения. Стрингеры квадратного сечения 8×8 мм цельные, идут по всему размаху ниже контура нервюр на толщину полок. В месте пересечения нервюр в последние вклеены специальные бобышки прямоугольного сечения. Стрингеры трапецевидного сечения разрезные.

Узлы консолей крыла

1. Узел крепления предкрылка (см. фиг. 26), установленный на носке нервюры № 9 и на переднем лонжероне консоли крыла, представляет собой кронштейн из листовой хроманселевой стали марки с25ХГСА толщиной 2,5 мм с вваренными в него двумя втулками. Через втулки проходит 8-мм болт, крепящий качалку предкрылка и являющийся в то же время его осью. Кронштейн термически обработан до $k_z = 120—140 \text{ кг/мм}^2$ и покрыт грунтом АЛГ-5.

Он крепится к лонжерону восемью хроманселевыми болтами диаметром 5 мм и девятью стальными заклепками диаметром 3,5 мм. Своим основанием кронштейн соединен с носком нервюры № 9 при помощи четырех болтов диаметром 6 мм и четырех 6-мм трубчатых заклепок.

Узел крепления качалки предкрылка на носке нервюры № 13 и лонжероне конструктивно аналогичен узлу крепления качалки предкрылка на носке нервюры № 9.

Узел крепления элерона, установленный на нервюре № 8, представляет собой кронштейн из листового дуралюмина марки Д17Т толщиной 2 мм. Он имеет вид коробки, в которую вставлена вилка из стали с45, закрепленная двумя стальными болтами диаметром 8 мм.

Коробка узла обхватывает снизу хвост нервюры и крепится четырьмя трубчатыми 8-мм заклепками и двумя 6-мм стальными болтами к уголкам, установленным на заднем лонжероне.

Узел крепления элерона на нервюре № 11 по конструкции аналогичен узлу крепления элерона на нервюре № 8.

Концевой узел устанавливается лапками фланца на стенку хвостовика нервюры № 15 и крепится к нервюре болтами диаметром 8 мм. На противоположной стенке хвостовика нервюры ставится стальная пластина.

При подвеске элерона штырь концевого узла элерона входит в гнездо фланца, в результате чего получается шарнирное соединение.

Обшивка консолей крыла

После лакировки каркаса консолей крыла к нему приклеивается на клею ВИАМ-БЗ обшивка из бакелитовой фанеры.

Носовая часть консоли от нервюры № 1 до 6 и до переднего лонжерона покрывается обшивкой из 3-мм фанеры, заранее согнутой на болванке.

Между нервюрами № 5 и 6 снизу ставится дополнительная 2,5-мм фанерная накладка, усиливающая фальц, выбранный под предкрылок.

От нервюры № 6 до нервюры № 14 выемка под предкрылок покрывается обшивкой толщиной 2 мм с вырезами под кронштейны предкрылка. Нижняя обшивка объединена с обшивкой средней части.

Остальная часть крыла покрывается листами фанеры, которые склеиваются на-ус (1:15). Направление волокон обшивки верхней поверхности консолей крыла составляет с направлением волокон нижней обшивки угол 90° и с направлением размаха крыла угол 45°.

Толщина обшивки на отдельных участках крыла неодинакова, а именно:

По верхней поверхности

между лонжеронами по верху от нервюры № 1 до № 8—4 мм,
от нервюры № 8 до № 11—3 мм;
от нервюры № 11 до № 14—2,5 мм.

По нижней поверхности

от нервюры № 1 до № 6—4 мм;
от нервюры № 6 до № 10—3 мм;
и от нервюры № 10 до № 14—2,5 мм.

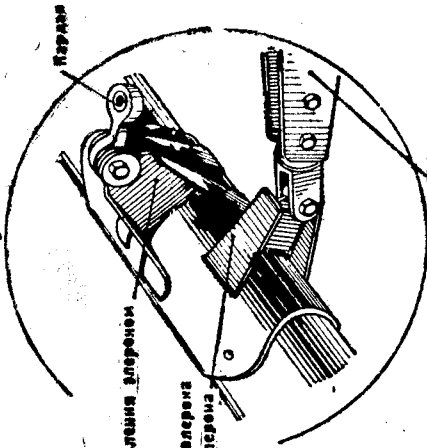
4. ЭЛЕРОНЫ

Элероны типа «Фриз» модифицированные, с остро вытянутым носиком и большой аэродинамической компенсацией. Каркас элерона (фиг. 24) металлический, состоит из лонжерона, девяти нервюр, лобовой обшивки и узлов подвески.

Лонжерон представляет собой дуралюминовую трубу диаметром 45×42 мм, с обжатым концом. Нервюры изготовлены из листового дуралюмина толщиной 0,5—0,8 мм.

Лобовая обшивка и концевой обод дуралюминовые толщиной 0,8 мм. Корневой отсек между нервюрами усилен раскосом, а концевой — сплошной обшивкой из листового дуралюмина с отверстиями облегчения. Между нервюрами № 5 и 7 в носке поставлен литой чугунный противовес, делающий конструкцию статически сбалансированной. На самолетах последних выпусков балансир элерона устанавливается между нервюрами № 2 и 5. Балансир состоит из двух частей, весом каждая 2 кг, и приклепан к лобовой обшивке. На концы нервюр № 1, 2 и 3 поставлен неуправляемый триммер, представляющий собой пластинку, отгибая которую на земле с последующей проверкой в воздухе погашают поперечную неустойчивость самолета, вызываемую реакцией винта и неточностью установки крыльев.

УЗЕЛ „А“



Кронштейн из нержавеющей стали № 9 кессона крыла

Кронштейн крепления элерона на оси шарнира № 2 элерона

УЗЕЛ „Б“

Концевой узел крепления элерона

Защитная элерона

Противовес

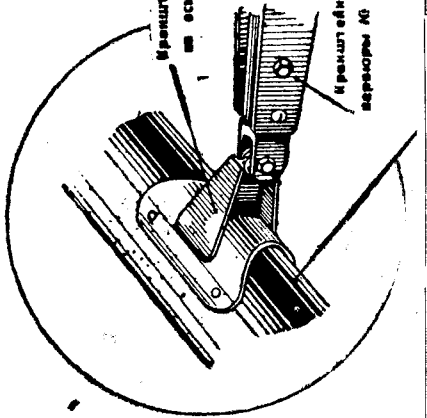
Левая обшивка

Концевой обод

Наружная элерона

Дополнительная элерона

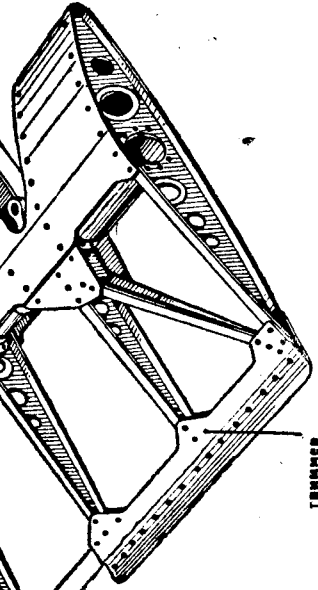
УЗЕЛ „В“



Кронштейн крепления элерона на оси шарнира № 5 элерона

Кронштейн из нержавеющей стали № 11 кессона крыла

УЗЕЛ „Г“



Тягач

Фиг. 24. Элерон.

Элерон подвешен на трех шарнирных узлах. Корневой узел насажен на лонжерон и закреплен на нем 4-мм дуралюминовыми заклепками.

Узел сварен из листовой хроманселевой стали и термически обработан до $k_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$. Верхние два уха узла образуют кабанчик, к которому крепится тяга управления элероном. В кронштейн узла впрессован шарикоподшипник. Средний узел по выполнению аналогичен корневому, но крепится к лонжерону стальными 3,5-мм заклепками. Консольный узел представляет стальную коробочку с вваренным в нее штырем-осью. Коробочка узла крепится четырьмя заклепками к лонжерону. Все детали каркаса элерона соединены на заклепках и пистонах.

Полотняная обшивка элерона выполнена из льняного полотна АЛВК. Способ обтяжки полотна и его крепление аналогичны применяемым на руле высоты (см. стр. 50).

5. ЗАКРЫЛКИ

Закрылки имеют назначение уменьшить посадочную скорость самолета. Закрылки (фиг. 25) расположены между нервюрой № 1 центроплана и нервюрой № 7 консоли крыла на нижней поверхности правого и левого крыльев. В убранном положении закрывки плотно входят в специальное углубление в хвостовой части крыла. Закрылки состоят из четырех частей — двух центропланых и двух консольных — и крепятся на петлях, расположенных по передней кромке закрывков шомполами, служащими осью вращения.

Каждый закрывок состоит из нижнего листа, П-образного профиля — лонжерона, Z-образных нервюр и верхнего листа. Все детали выполнены из дуралюмина и собраны на заклепках.

Для управления закрывком на его лонжероне поставлены шарниры, состоящие из ушкового болта и вклепанных в лонжерон втулок с приварными фланцами на концах.

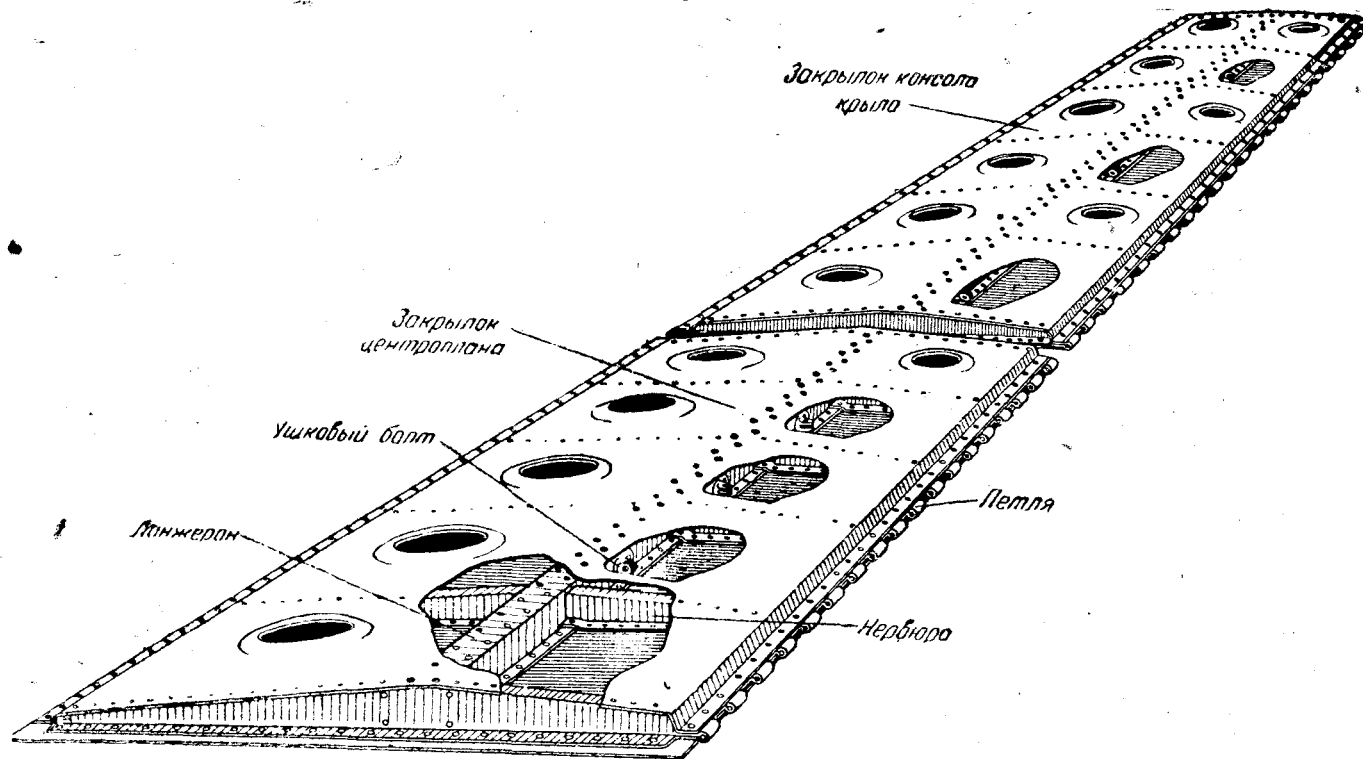
Верхний лист имеет отбортованные отверстия облегчения и отверстия для подхода к креплениям тяг управления. Угол отклонения закрывка $60^\circ-10^\circ$. Управление закрывками гидравлическое.

6. ПРЕДКРЫЛКИ

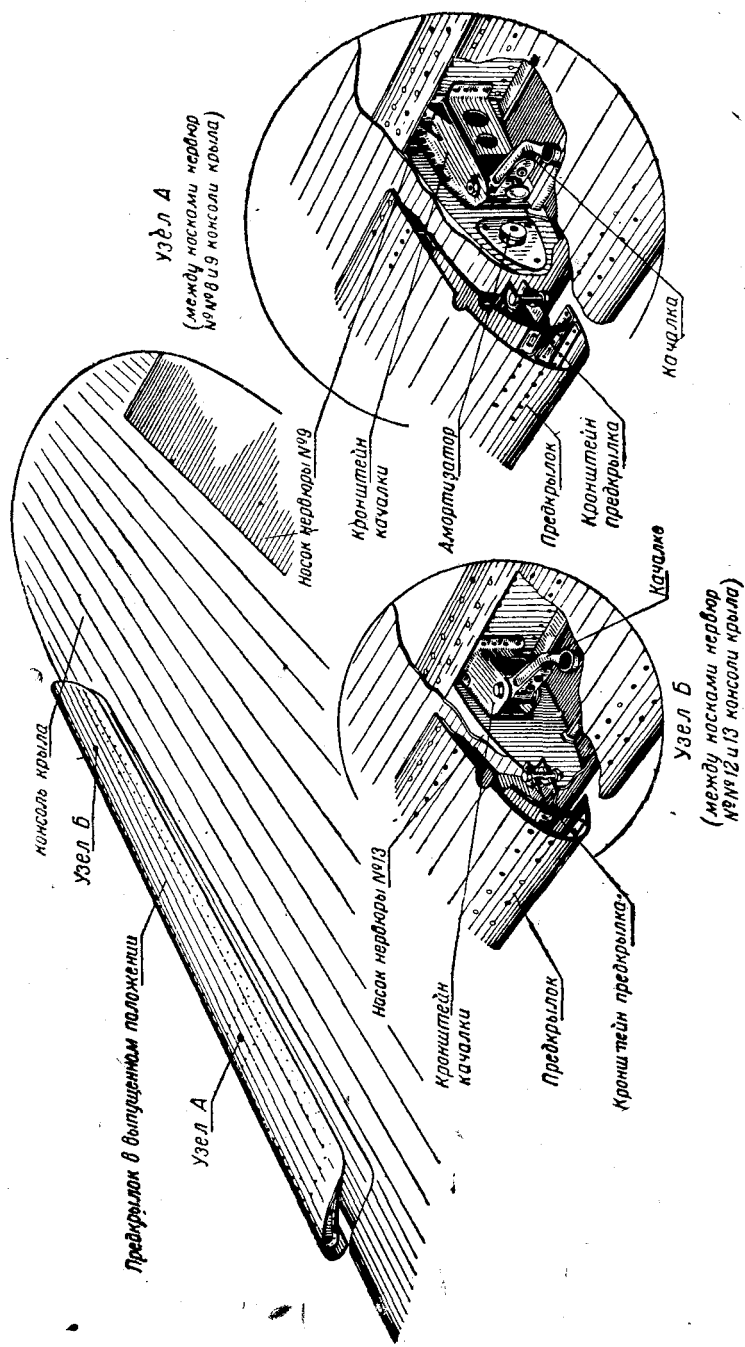
Предкрылки (фиг. 26) установлены в носке крыла между нервюрами № 6 и 14 и закреплены на рычагах механизма управления предкрылком.

Отклонение предкрылка осуществляется автоматически, под действием аэродинамических сил. В убранном положении предкрылок плотно входит в специальное углубление в носке крыла и своим наружным профилем образует полный профиль крыла. Открытие предкрылка происходит под действием возросшего отсоса на носке крыла вследствие увеличения угла атаки крыла. При открытии предкрылка воздушный поток, проходя через щель между крылом и предкрылком, затягивает срыв потока на верхней части дужки крыла, вследствие чего сохраняется эффективность подъемной силы за критическим углом атаки.

Предкрылок состоит из двух обшивок, выполненных из дуралюмина толщиной 1,5 мм, двух продольных профилей тоже из дуралюмина толщиной 1,5 мм и двух концевых нервюр. Основной силовой частью предкрылка является замкнутая коробка, образованная двумя обшивками, подкрепленными двумя профилями. Предкрылок крепится к механизму двумя кронштейнами на стальных заклепках и двух болтах каждый. Кронштейны выштампованы из листовой хроманселевой



Фиг. 25. Закрылок.



Фиг. 26. Предкрылок.

стали толщиной 2 мм и термически обработаны до $k_z = 90—115 \text{ кг/мм}^2$.

В местах крепления кронштейнов нижняя обшивка и профили подкреплены дуралюминовыми уголками. В задний профиль под болты крепления в предкрылок вложены литые вкладыши из алюминиевого сплава. Для смягчения удара и повышения жесткости в переднюю кромку предкрылка поставлен на заклепках и шурупах липовый наполнитель.

Подвешен предкрылок на шарнирных качалках, закрепленных на сварных хроманселевых узлах переднего лонжерона крыла по нервюрам № 9 и 13. Каждая качалка свободно вращается на шарикоподшипниках, запрессованных в концы ее.

Детали качалки изготовлены горячей штамповкой из хромансиля и термически обработаны до $k_z = 90—115 \text{ кг/мм}^2$. Для ограничения хода и для поглощения ударных нагрузок при открытии предкрылка на корневой качалке установлен упор, который при открытии предкрылка ударяется в буфер (амортизатор). Упор представляет собой болт с уширенной скошенной головкой и приварной шайбой, а буфер — резиновую шайбу толщиной 20 мм и диаметром 35 мм, закрепленную 8-мм болтом на носке нервюры № 9. Под головкой болта поверх резиновой шайбы проложена предохраняющая стальная шайба. Носок нервюры под буфером усилен стальной пластиной, закрепленной на носке на шурупах.

7. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение самолета Ла-7 свободнонесущее. Вертикальное оперение состоит из киля и руля направления.

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты. На горизонтальном оперении установлен симметричный профиль. Угол установки горизонтального оперения 0° . Соотношение площадей руля высоты и стабилизатора 1 : 1.

Киль деревянный, выполнен за одно целое с фюзеляжем. Стабилизатор состоит из двух консолей, которые крепятся к выступам на шпангоутах № 12 и 14 фюзеляжа. Стабилизатор, как и киль, деревянный конструкции, с фанерной обшивкой. Угол установки стабилизатора не регулируется.

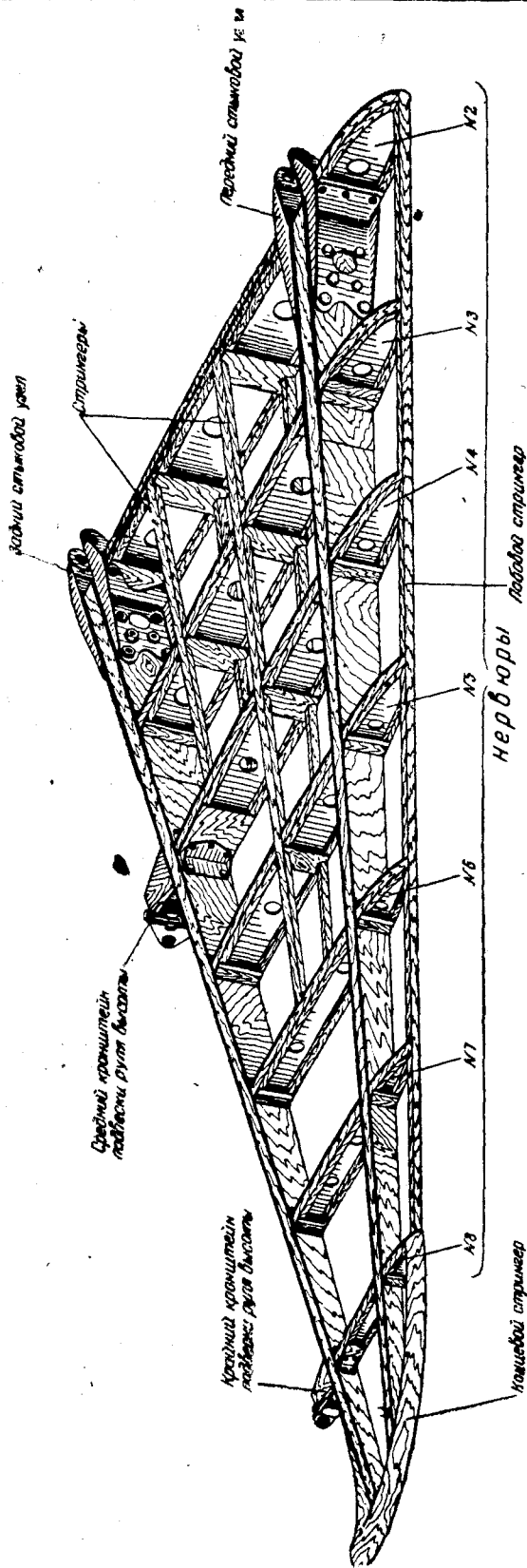
Руль высоты и руль направления металлические, с полотняной обшивкой. Руль высоты подвешивается на четырех узлах к стабилизатору и по оси самолета к шпангоуту № 15. Руль направления подвешен шарнирно на трех узлах к килю.

Стабилизатор

Каркас каждой половины стабилизатора (фиг. 27) состоит из двух лонжеронов, семи нервюр, носового стрингера, двух верхних и двух нижних стрингеров.

На торцах лонжерона установлены стыковые узлы, которыми консоль стабилизатора крепится к шпангоутам № 12 и 14. Лонжероны стабилизатора коробчатого сечения, выполнены из двух сосновых полок, защищенных двумя фанерными стенками толщиной 2 мм. В местах установки нервюр внутрь лонжерона вклеены сосновые стойки — бобышки. Для восприятия срезающих усилий и увеличения площади смятия от болтов крепления стыкового узла, между полками у торцев, вклеены сосновые бобышки, а на стенках лонжерона приклеены 4—5-мм пластины из дельта-древесины.

В месте крепления узлов навески руля высоты в задний лонжерон вклеены сосновые бобышки, а на стенки лонжерона наклеены фанерные накладки.



Фиг. 27. Каркас стабилизатора.

Нервюры стабилизатора состоят из двух сосновых полок, вертикальных реек-распорок между полками и одной фанерной стенки толщиной 1,5—2 мм.

Нервюры крепятся к лонжеронам сосновыми уголками на клею. Торцевая нервюра и задние части нервюр по узлам закреплены на трубчатых заклепках через стальные штампованные уголки и ребра стыковых узлов.

Стрингеры, представляющие собой сосновые рейки трапецевидного сечения, врезаны в полки нервюр.

Обшивка стабилизатора из бакелитовой пятислойной фанеры толщиной 2,5 мм. Для увеличения жесткости обшивки наружные волокна фанеры расположены под углом 45° к оси заднего лонжерона. Все деревянные детали соединены между собой на смоляном клею ВИАМ-БЗ.

Два узла крепления консоли стабилизатора закреплены попарно двумя болтами к узлам на шпангоутах № 12 и 14 фюзеляжа.

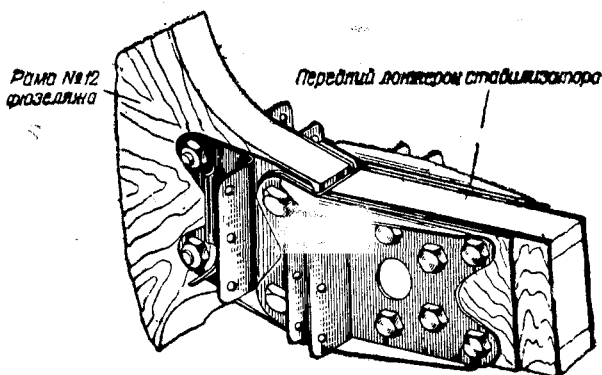
Передний узел стабилизатора (фиг. 28) выполнен из двух щек, соединенных между собой перемычкой на сварке. Перемычка своими отгибами проварена с проушинами узла. К бокам щек приварены ребра для крепления торцевой нервюры стабилизатора.

Узел хромансильевый, термически обработан до $k_z = 90—115 \text{ кг/мм}^2$. Крепление узла к лонжерону осуществлено на шести болтах диаметром 12 мм.

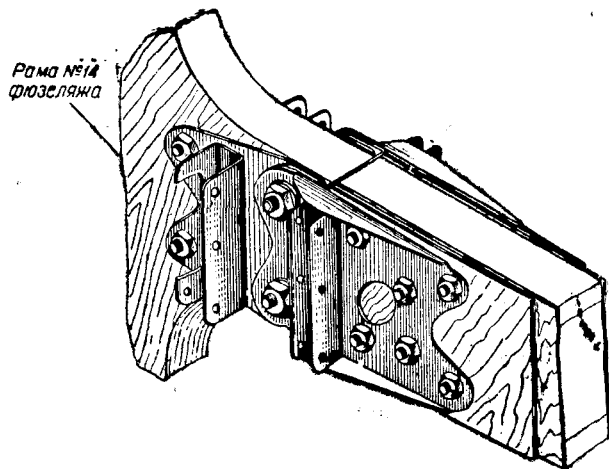
Узел заднего лонжерона (фиг. 29) разъемный, состоит из двух щек с приварными шайбами по ушкам.

Крепление заднего узла (фиг. 29) к лонжерону аналогично креплению переднего узла. Узлы на выступах шпангоутов № 12 и 14 состоят из двух охватывающих щек, закрепленных на шпангоуте на четырех болтах диаметром 12 мм. Щеки по стыковым отверстиям усилены наварными шайбами. Узлы стабилизатора охватывают узлы на шпангоутах и соединяются с ними каждый двумя хромансильевыми болтами диаметром 14 мм, термически обработанными до $k_z = 110 \text{ кг/мм}^2$.

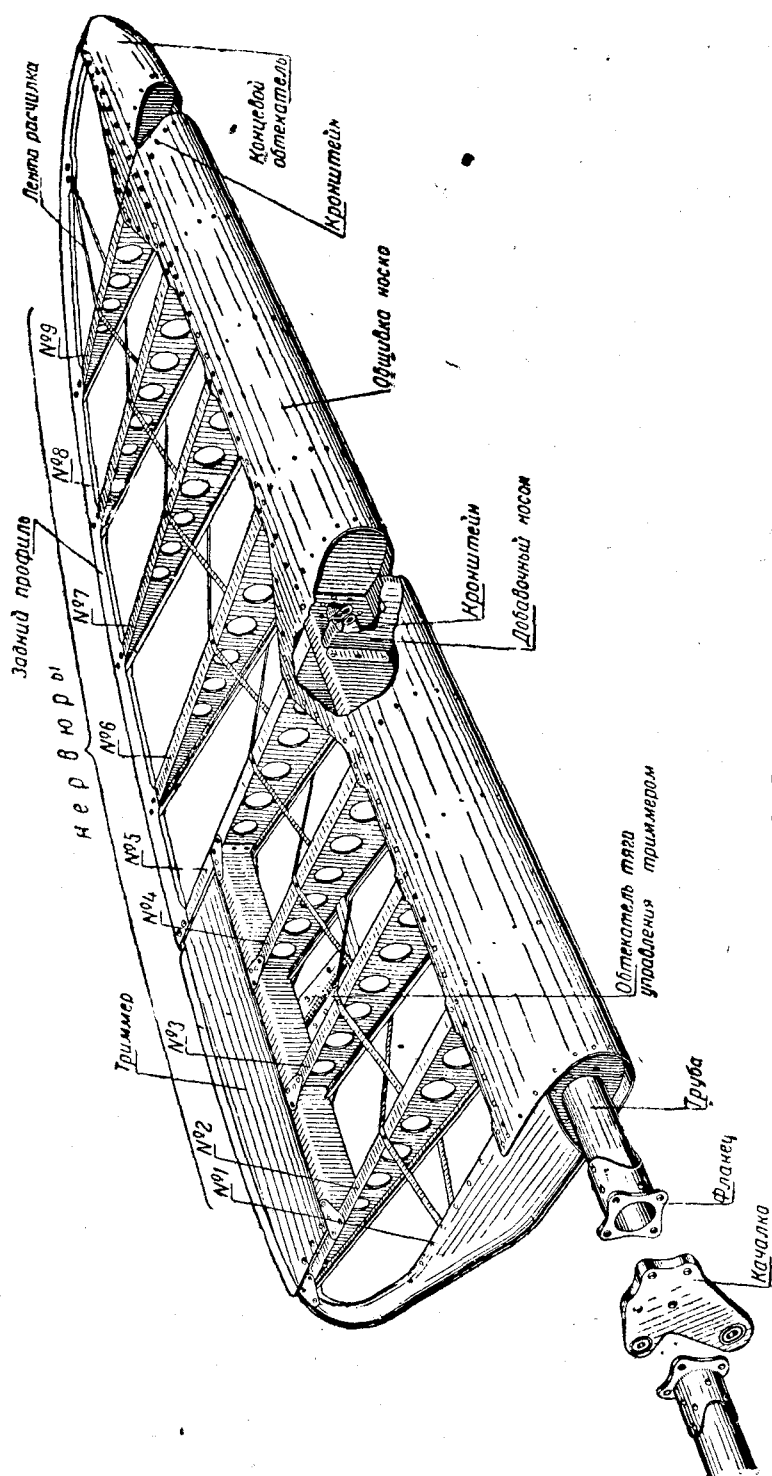
Узлы подвески руля высоты сварные, из хромансильевой стали, термически обработаны до $k_z = 90—115 \text{ кг/мм}^2$. Каждый узел закреплен к заднему лонжерону четырьмя болтами.



Фиг. 28. Стыковой узел переднего лонжерона стабилизатора.



Фиг. 29. Стыковой узел заднего лонжерона стабилизатора.



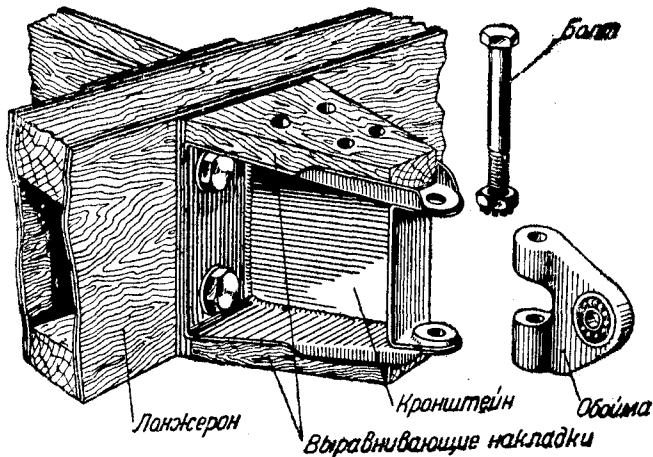
Фиг. 30. Руль высоты.

Для предохранения от влаги и температурных влияний древесина каркаса по торцам тканью и покрыта смоляным лаком и алюминиевой краской.

Сверху поверхность стабилизатора оклеена тканью АОД. Для крепления стабилизатора в каждом отсеке между нервюрами у заднего лонжерона в нижней обшивке имеются отверстия, окантованные пистонами.

Руль высоты

Руль высоты (фиг. 30) металлический, обшит полотном. Каждая половина руля шарнирно подвешена на два узла стабилизатора; половинки соединены между собой при помощи плоской качалки, закрепленной на шпангоуте № 15.



Фиг. 31. Кронштейн навески руля высоты.

Каркас каждой половины состоит из лонжерона, переднего обода, заднего обода, торцевого обтекателя, девяти нервюр и 12 носков нервюр.

Основную силовую часть руля составляет коробчатый лонжерон и передний обод. Они соединены между собой и воспринимают все нагрузки. Лонжерон из дуралюминового листа толщиной 1,2 мм; передний обод также из дуралюминового листа толщиной 1 мм и состоит из трех частей с разъемом по углам навески.

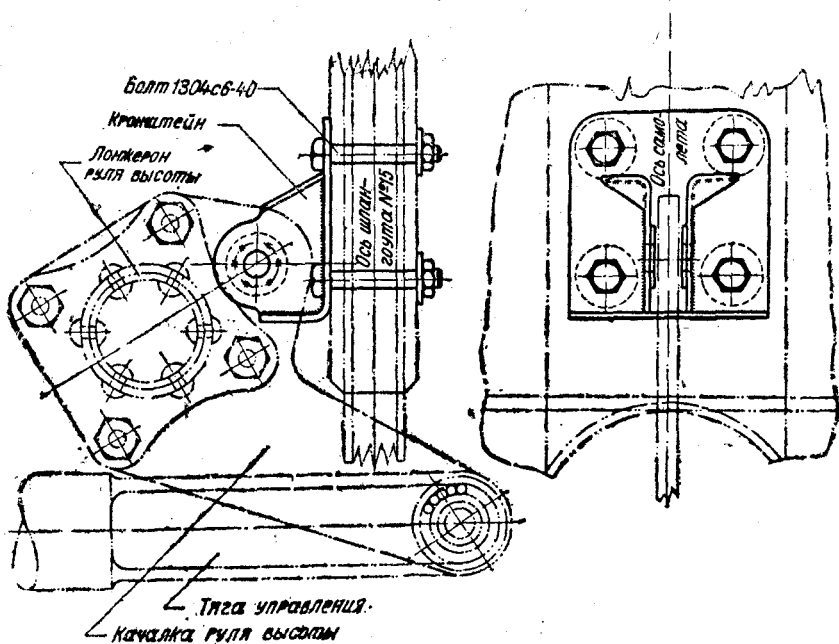
Все остальные детали каркаса выполнены из листового дуралюмина толщиной 0,5—0,8 мм. Каркас собран на дуралюминовых заклепках диаметром 2,6 и 3 мм. Все детали руля выполнены штамповкой на вырубных и гибочных штампах. Кронштейны руля сварной конструкции, из углеродистой стали, приклепаны к лонжерону 3-мм дуралюминовыми заклепками.

Навеска руля на стабилизатор осуществляется через промежуточные серьги, что упрощает навеску и снятие рулей (фиг. 31). Серьги штампованные, из стали с запрессованными шарикоподшипниками. Руль крепится при помощи 6-мм хроманселевых болтов. Руль уравновешен статически и динамически. В носке переднего обода каждой половины руля между нервюрами № 5 и 9 расположен противовес-балансир (весом 2000 г правый и 2800 г левый). Балансир представляет собой стальной пруток с приваренными ребрами и скобочками из листовой стали для крепления к нервюрам и к носовому ободу.

В два стальных носка нервюр № 1 и 2 вклепана соединительная труба диаметром 40×37 мм из хромансиля, термически обработанная

до $k_2=90-115 \text{ кг/мм}^2$. Труба передает все нагрузки от кручения и изгиба на лонжерон и обод руля.

Между плоскостями фланцев обеих половин руля помещена качалка управления рулем высоты (фиг. 32). Фланцы и качалка скреплены четырьмя хромансильевыми болтами. Качалка плоская, изготовлена из листового дуралюмина толщиной 8 мм. В качалку запрессованы два шарикоподшипника: один (на оси вращения) крепится на узле шпангоута № 15, другой — нижний — к тяге № 5 управления рулем. На левой половине руля, в задней кромке, между нервюрами № 2 и 5,



Фиг. 32. Качалка руля высоты.

установлен триммер. Триммер — управляемый из кабины летчика, состоит из дуралюминовой обшивки толщиной 0,5 мм, подкрепленной тремя коробчатыми нервюрами из дуралюмина толщиной 0,5 мм. В торцы носка триммера вклепаны стальные муфты-стаканчики, которые являются осью вращения. По оси средней нервюры установлено ушко, скрепленное с кабачником, к которому крепится при помощи 5-мм валика тяга управления триммером. В месте шарнирного крепления триммера на руле поставлены дуралюминовые гнезда. Каркас левой половины руля в проеме под триммер усилен дополнительным профилем. Тяга управления триммером заключена в металлический обтекатель. На переднем ободу для подхода имеется съемный лючок для доступа к соединению тросовой проводки механизма управления триммером.

Обшивка руля высоты выполнена из высококачественной хлопчатобумажной ткани АСТ-100, с 5-кратным покрытием бесцветными и цветными нитролаками. Крепится обшивка к каркасу при помощи ниток высокой прочности марки «Моккей» через специальные двухбортные ленты ВИАМ.

Для предохранения от перетирания полотна обшивки о каркас все металлические поверхности обшиты и обернуты тканью.

Руль направления

Руль направления самолета Ла-7 по конструкции аналогичен рулю направления самолета Ла-5. Каркас руля (фиг. 33) состоит из лонжерона, 10 нервюр, лобовой обшивки, нижнего обтекателя, заднего ободка, лент-расчалок, кронштейнов навески, противовеса-балансира. Основным силовым элементом руля является лонжерон, представляющий собой дуралюминовую трубу диаметром 50×47 мм. На верхний конец лонжерона надет и закреплен на заклепках сварной хромансильевый узел с прикрепленным к нему на трех болтах балансиром. Балансир весом 6 кг литой из чугуна и служит одновременно и роговым компенсатором руля, обеспечивающим статическую и динамическую уравновешенность руля.

Нервюры коробчатого сечения штампованные из листового дуралюмина толщиной 0,5 мм. Лобовая обшивка из листового дуралюмина толщиной 0,5 мм, состоит из двух частей и скреплена с нервюрами при помощи пистонов.

Все детали каркаса соединены между собой на заклепках и пистонах.

Руль направления подвешен к килью на трех кронштейнах — верхнем, среднем и нижнем. Каждый кронштейн сварен из стальных (12Г1А) щек, нормализован и оцинкован. Ушки кронштейна усилены шайбами.

Верхний кронштейн подвески руля установлен у нервюры № 9, средний — между нервюрами № 4 и 5 и нижний — между нижним концевым профилем и нервюрой № 1 руля.

Узлы навески руля на киль установлены на лонжероне на болтах. Лонжерон в месте крепления узлов усилен надетыми на него бужами. Кронштейны сварной конструкции выполнены из углеродистой стали, ушки кронштейна усилены наварными шайбами. У среднего кронштейна к стальному бужу лонжерона приварен сектор управления рулем, на котором закреплены два троса проводки управления.

Сектор и буж сварены из листового хромансиля и термически обработаны до $k_p = 90-115$ кг/мм². В задней части руля в проеме между нервюрами № 3 и 6 расположен управляемый из кабины пилота триммер.

Триммер установлен на двух петлях, укрепленных на профиле окантовки проема под триммер. Триммер состоит из дуралюминовой обшивки толщиной 0,5 мм, подкрепленной четырьмя нервюрами коробчатого сечения из того же материала. В задней кромке триммера сделано гнездо для хвостового аэронавигационного огня.

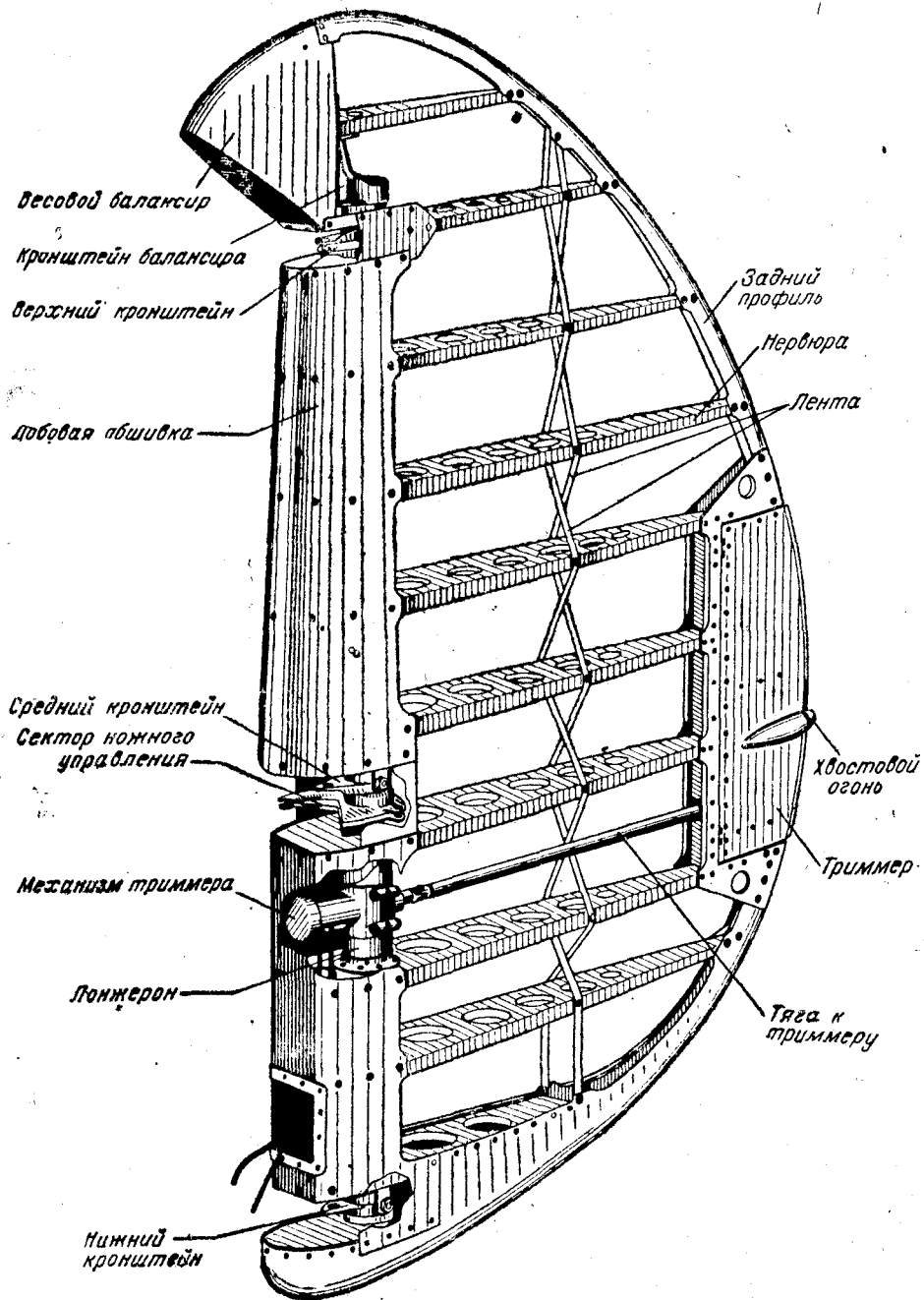
У нижней петли установлен сварной кронштейн для присоединения тяги управления триммером.

В нижней части лобового обтекателя установлен съемный лючок для подхода к разъему тросового управления.

Обшивка руля направления выполнена из того же полотна и крепится тем же способом, что и обшивка руля высоты.

Лента щели стабилизатора

Щель, образуемая торцом зализа стабилизатора на фюзеляже и торцом консоли стабилизатора, закрыта съемной дуралюминовой лентой толщиной 0,8 мм. Лента притягивается с помощью 8-мм болта к



Фиг. 33. Руль направления.

заднему стыковому узлу стабилизатора и поджимается анкерными гайками к кронштейну, расположенному внутри проема щели. Задняя часть ленты стянута стяжкой, представляющей удлиненный 4-мм болт со специальной головкой.

Глава II

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА САМОЛЕТА

Краткое описание

Взлетно-посадочные устройства самолета Ла-7 состоят из двухколесного убирающегося шасси (фиг. 34) и убирающегося хвостового колеса (фиг. 35).

Амортизационные стойки шасси консольного типа, убирающиеся гидравлическими подъемниками в центроплан в направлении к фюзеляжу. По конструкции они отличаются от амортизационных стоек шасси самолета Ла-5 более длинными нижними цилиндрами и штоками, что удлинило стойку на 80 мм.

Амортизационная стойка крепится к трубе шасси, установленной на переднем лонжероне центроплана.

Подъемники шасси отличаются от подъемников самолета Ла-5ФН расположением и конструкцией распределительной коробки. Они крепятся карданными узлами к переднему лонжерону центроплана.

Колеса шасси полубаллонного типа, размером 650×200 мм, с двухсторонними пневматическими камерными тормозами.

Люк для шасси после их уборки полностью закрывается откидными створками на центроплане и щитками шасси (см. фиг. 48 и 49). Створки установлены на петлях на центроплане и закрываются с помощью ломающегося подкоса, приводимого в действие убирающимися колесами шасси.

Конструкция амортизатора хвостового колеса и подъемника, а также их установка на самолете Ла-7 изменены (фиг. 35).

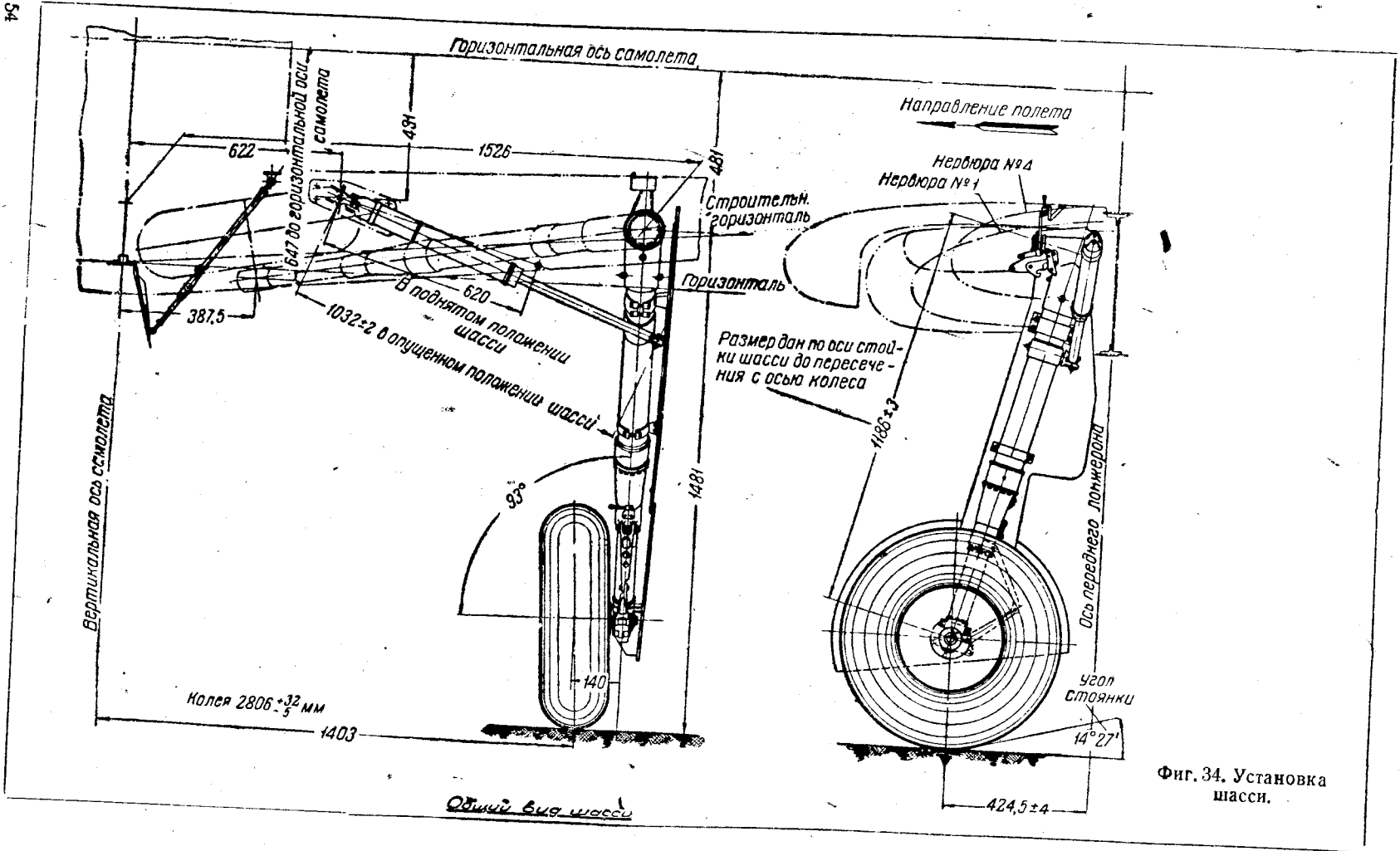
Амортизационная стойка хвостового колеса облегчена и в отличие от стойки самолета Ла-5ФН не имеет в верхней своей части корпуса замка со стопором и других деталей (см. фиг. 50).

Ушки для крепления штока подъемника расположены на задней стороне цилиндра, в средней его части. Амортизационная стойка крепится своими ушками к узлу на нижней части шпангоута № 12 фюзеляжа.

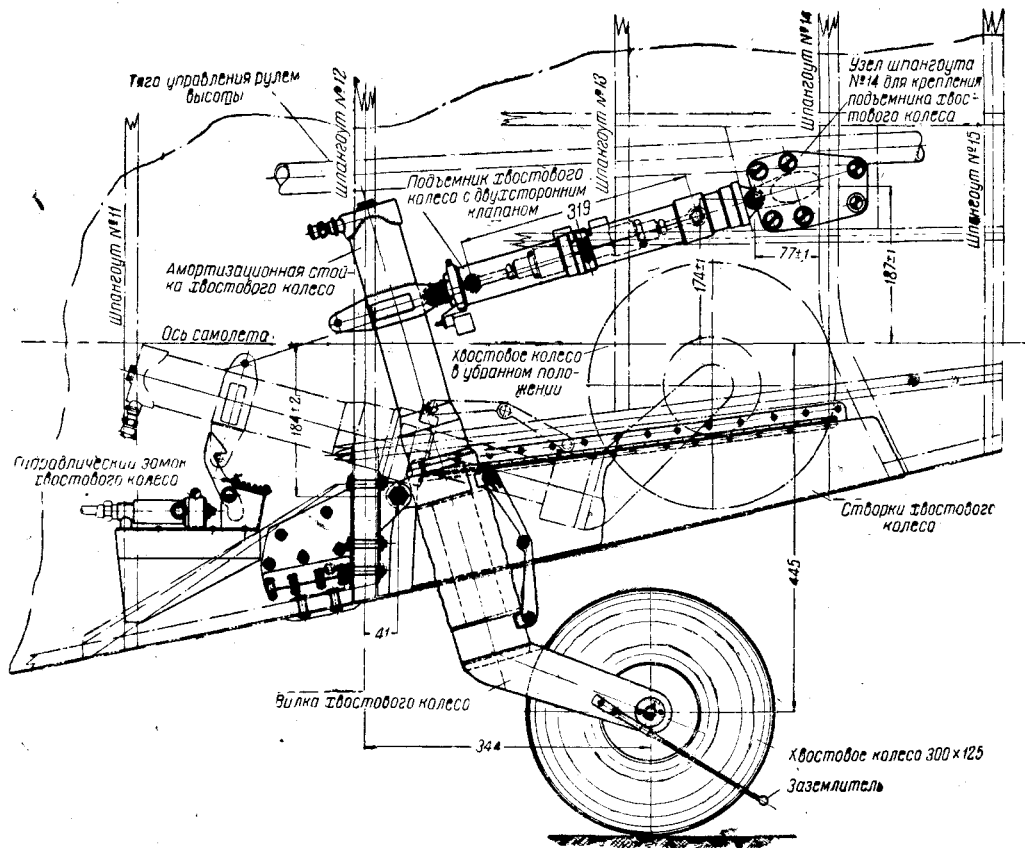
Подъемник хвостового колеса установлен перпендикулярно к оси амортизационной стойки. Своими ушками он крепится к узлу у шпангоута № 14 фюзеляжа и ушковым болтом штока шарнирно связан с ушками стойки. Подъемник снабжен шариковым замком, которым фиксируется хвостовое колесо в выпущенном положении. Хвостовое колесо в убранном положении запирается гидравлическим замком.

Подъем и выпуск шасси, хвостового колеса и закрылков, как и на самолете Ла-5ФН, производится от общей гидросистемы (фиг. 36).

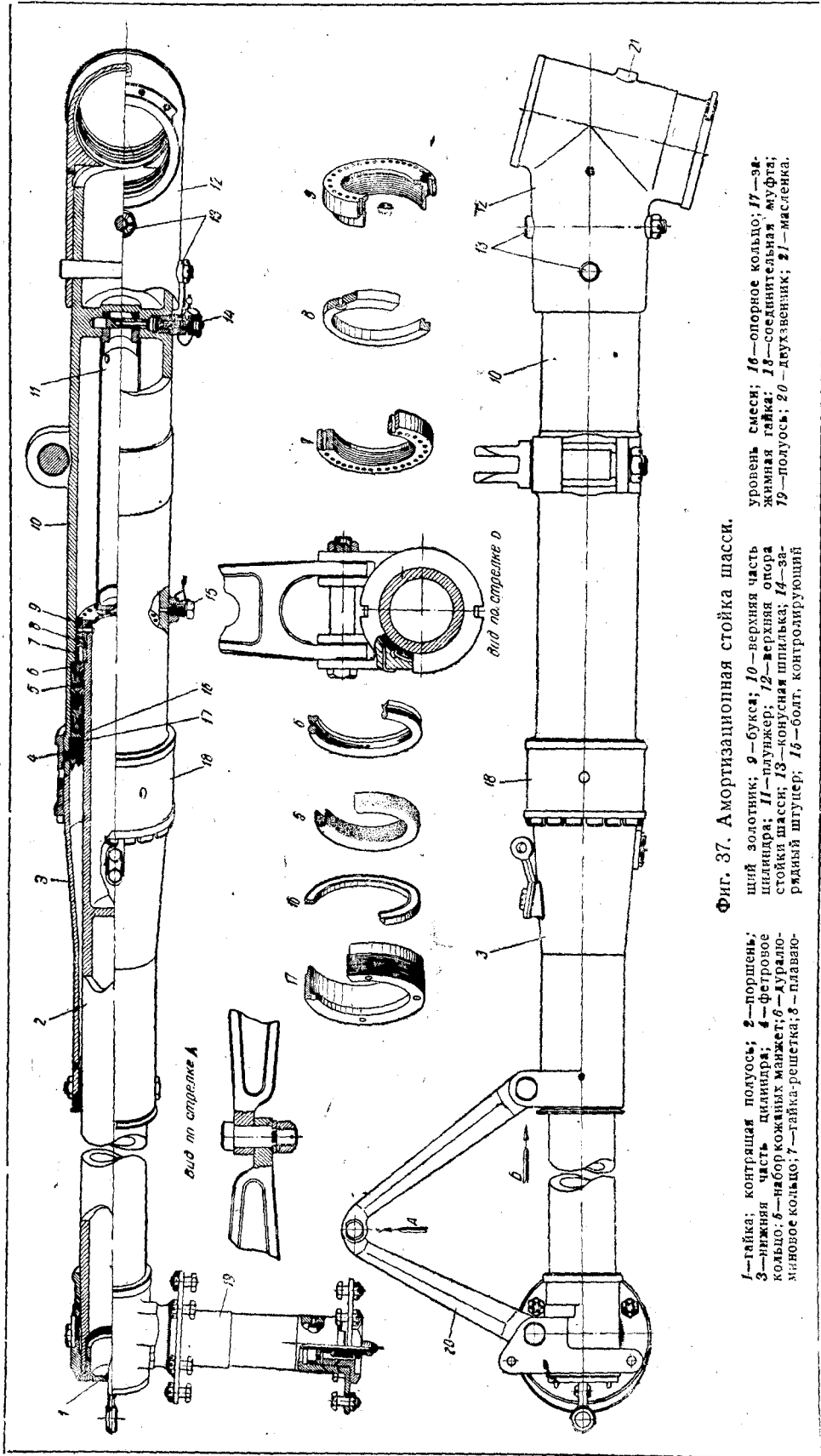
Гидросистема самолета Ла-7 отличается от гидросистемы Ла-5 тем, что гидробачок вынесен в фюзеляж за кабину пилота и для подъемника хвостового колеса поставлен двухсторонний распределительный клапан. Принципиальная схема гидросистемы остается такой же, как и на самолете Ла-5ФН, с рычажными кранами подъема и выпуска. Подробнее о работе агрегатов гидросистемы см. дальше на стр. 76.



Фиг. 34. Установка шасси.



Фиг. 35. Установка хвостового колеса.



Фиг. 37. Амортизационная стойка шасси.

1—гайка; 2—поршень; 3—нижняя часть цилиндра; 4—ферровое кольцо; 5—набор кожаных манжет; 6—Ауриальное кольцо; 7—гайка-решетка; 8—плаваю-

щий золотник; 9—буксы; 10—верхняя часть цилиндра; 11—пладжер; 12—верхняя опора стойки шасси; 13—конусная шпилька; 14—за-
рядный штуцер; 15—болт, контролирующий

уровень смеси; 16—опорное кольцо; 17—за-
жимная гайка; 18—соединительная муфта; 19—полуось; 20—двухзвенный; 21—масленка.

1. ШАССИ

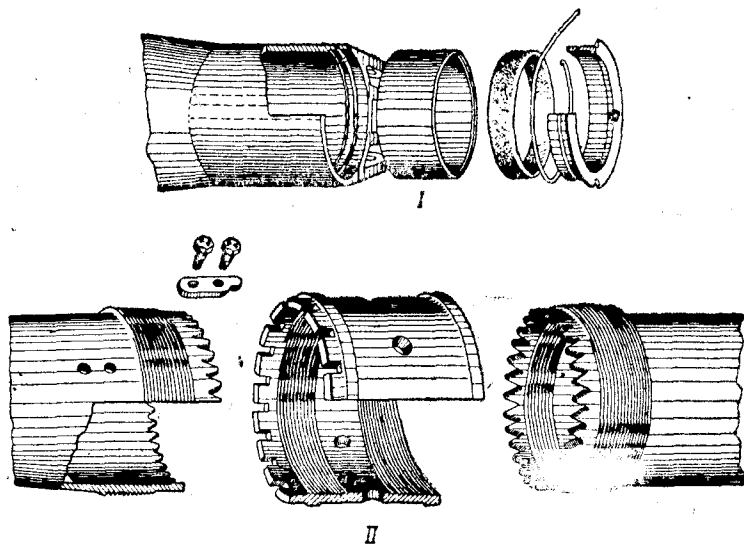
Амортизационная стойка

Амортизационная стойка (фиг. 37) имеет масляно-пневматический амортизатор, заряженный смесью из спирта и глицерина и воздухом под давлением 32 ат.

Стойка шасси состоит из следующих основных деталей: верхней опоры, цилиндра амортизатора и поршня.

Верхняя опора стойки шасси 12 изготовлена из стали хромансиль и термически обработана до $k_z = 90 \pm 5$ кг/мм².

Крепление верхней опоры к цилиндру шасси осуществляется двумя конусными шпильками 13 из хромансильевой стали.



Фиг. 38. Детали соединения половин цилиндра амортизационной стойки.

На внутренней поверхности опоры сделаны канавки для смазки, поступающей из масленки 21.

Цилиндр амортизатора изготовлен из стали хромансиль и термически обработан до $k_z = 120 \pm 10$ кг/мм²; состоит из двух половин — верхней 10 и нижней 3, соединенных на резьбе муфтой 18 и законченных между собой посредством торцевых зубцов и впадин, имеющих на концах каждой из половин цилиндра (фиг. 38). Муфта от проворачивания контрится контровым зубом, закрепленным на двух болтах.

На верхней половине цилиндра имеются ушки для крепления вильчатого болта крепления подъемника шасси.

Внутри цилиндра в верхней половине 10 впрессован плунжер 11 амортизатора, изготовленный из трубы с конусной законцовкой, служащей направляющей при входе в полость поршня при обжатии амортизатора. В верхней части плунжера имеются три отверстия для сообщения полости плунжера с воздушной камерой амортизатора.

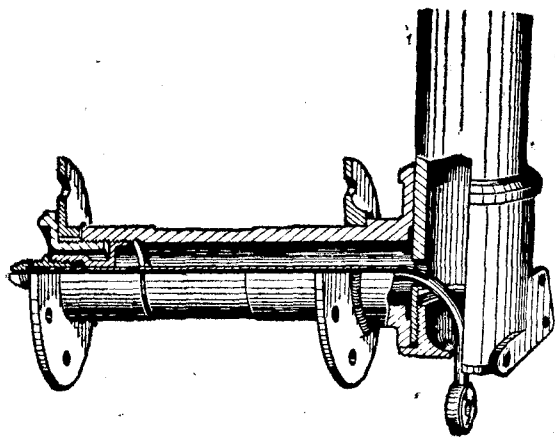
В средней части цилиндра поставлен набор кожаных манжет 5, надетых на распорные дуралюминовые кольца 6. Набор кожаных манжет служит сальником, герметизирующим рабочую камеру амортизатора от внешней атмосферы.

Нижний конец цилиндра снабжен фетровым кольцом 4, предохраняющим внутренние трущиеся поверхности амортизатора от грязи.

На средней части цилиндра имеется болт 15 для контроля за уровнем смеси амортизатора при его зарядке.

Поршень амортизатора 2 пустотелый, изготовлен из стали хромансиль и термически обработан до $k_z = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. На верхний конец поршня накруты гайка-решетка 7 и букса 9, имеющие по 32 сквозных отверстия. Между деталями 7 и 9 помещен плавающий золотник 8. Поршень верхним концом вместе с решетчатыми кольцами вставлен в цилиндр амортизатора и может перемещаться вдоль цилиндра.

Нижний конец поршня заканчивается конусом 1 : 20, на который надета полуось 19 колеса, затянутая снизу гайкой 1. Трущаяся поверхность поршня тщательно обработана и хромирована. В целях предотвращения проворачивания полуоси относительно оси стойки полуось (фиг. 37 и 39) с цилиндром амортизатора скреплены двухзвенником (шлицшарниром) 20, который шарнирно закреплен в ушках на нижнем конце цилиндра 3 и полуоси 19. Звенья двухзвенника связаны болтом.



Фиг. 39. Полуось шасси.

Принцип работы амортизационной стойки

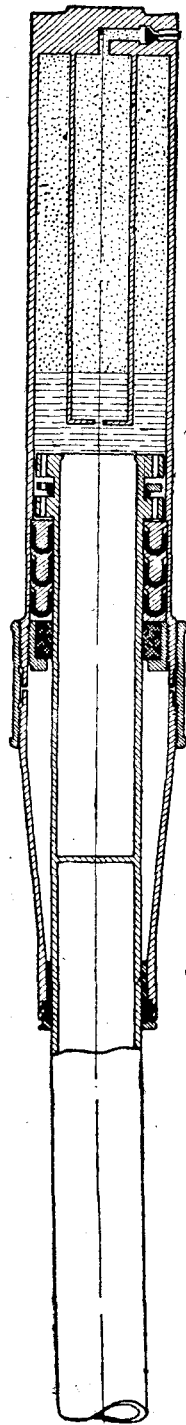
Прямой ход. При посадке самолета в момент его удара о землю под действием возникшей перегрузки поршень 2 (фиг. 37 и 40) двигается вдоль цилиндра 10. При этом плунжер 11 заходит в камеру штока и вытесняет оттуда смесь в цилиндр амортизатора через отверстие плунжера и кольцевой зазор между наружной стенкой плунжера и внутренней стенкой штока.

Таким образом, смесь вместе с поршнем сжимает находящийся в цилиндре воздух до тех пор, пока создавшееся в цилиндре давление не уравновесит внешнюю нагрузку, действующую на амортизационную стойку. Этим поглощается энергия удара при посадке. Удар смягчается также подтормаживающим действием смеси, встречающей сопротивление при протекании через зазор между плунжером и штоком и через отверстие в наконечнике плунжера. При прямом ходе поршня клапан 8 будет находиться в нижнем крайнем положении, упираясь своим буртиком в торец буксы и открывая все 32 отверстия гайки-решетки 7. Часть смеси, вытесненной из камеры штока в цилиндр, через открытые отверстия в гайке-решетке 7, зазор между золотником 8 и стенкой цилиндра и 32 отверстия в буксе 9 устремится в образовавшуюся полость между цилиндром и штоком поршня.

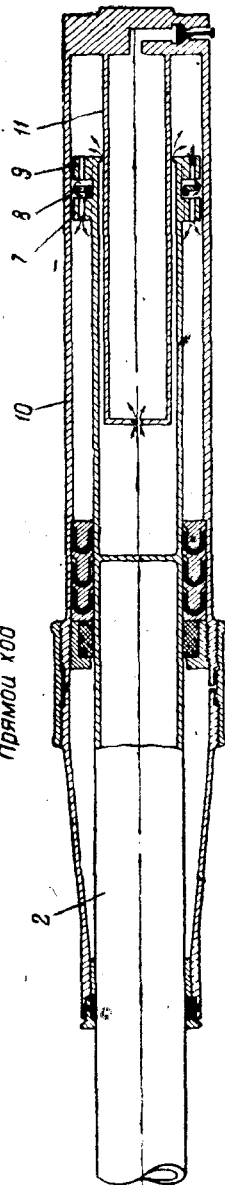
Обратный ход. После поглощения удара поршень под действием создавшегося в цилиндре давления будет двигаться вниз, возвращаясь в свое первоначальное положение. При этом золотник 8 давлением смеси, находящейся под поршнем, прижимается к торцу гайки-решетки 7, перекрывает отверстия гайки, открывая таким образом проток для смеси только через одно отверстие в золотнике, через которое смесь и будет выдавливаться в верхнюю камеру цилиндра. В результате сечение для прохода смеси при обратном ходе поршня значительно уменьшается, что создает большое сопротивление смеси при ее проточе и тем самым смягчает обратный удар.

Максимальный ход поршня равен 220 мм.

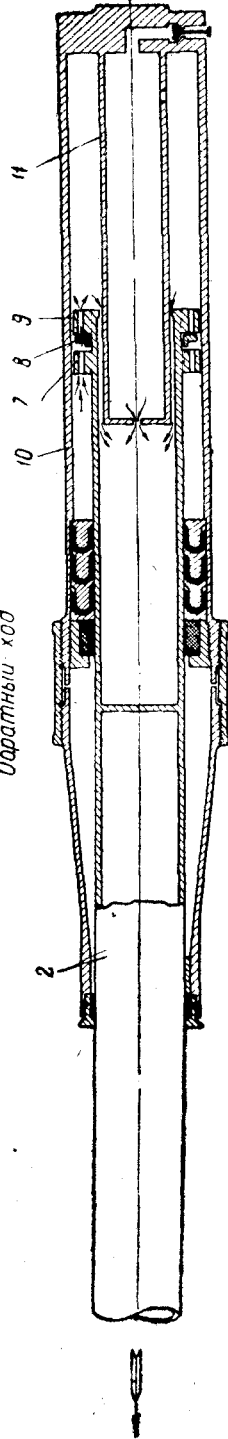
Неподвижное положение



Прямой ход



Обратный ход



Фиг. 40.
Схема работы амортизатора шасси (обозначения те же, что и на фиг. 37).

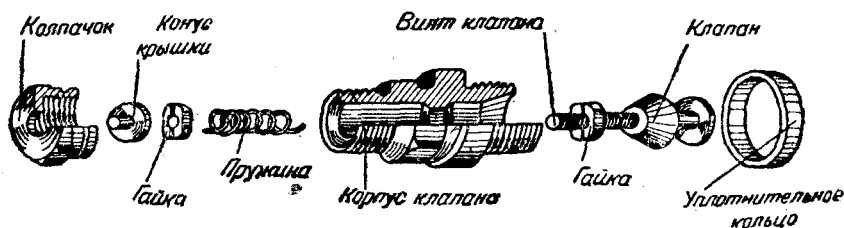
Зарядка амортизационной стойки

Для зарядки амортизационной стойки на ней имеются штуцер 14 и болт 15 (фиг. 37). В штуцере имеется клапан с резиновой манжетой, который прижимается пружиной. При зарядке под давлением воздуха клапан открывается, и воздух проходит внутрь цилиндра. После заполнения амортизационной стойки клапан под действием пружины и давления воздуха изнутри амортизатора закрывается (фиг. 40а).

На конце болта 15 (фиг. 37) имеется шарик, прикрывающий выход из цилиндра.

Для зарядки амортизационной стойки необходимо вывернуть болт 15, вынуть шарик, вывернуть штуцер 14 и через отверстие последнего заливать смесь, пока жидкость не потечет из отверстия в цилиндре под болт 15.

Количество смеси для зарядки амортизационной стойки равно 650 см³.



Фиг. 40а. Зарядный штуцер амортизатора шасси.

1—колпачок; 2—конус крышки; 3—гайка; 4—пружина; 5—корпус клапана; 6—гайка; 7—клапан; 8—уплотнительное кольцо.

Состав смеси (по объему): глицерина — 70%, или 455 см³, спирта — 30%, или 195 см³.

После заливки амортизатора смесью завернуть штуцер 14 и, накрутив на него шланг, накачивать воздух до того момента, когда из отверстия в цилиндре под болт 15 начнет выходить воздух. После этого вложить шарик, завернуть болт 15 и через штуцер 14 зарядить амортизатор воздухом до 32 ат.

При зарядке амортизационной стойки последняя должна находиться в вертикальном положении, и поршень должен быть выдвинут из цилиндра доотказа вниз. После зарядки необходимо накрутить колпачок штуцера, затянуть болт 15 и законтрить его проволокой.

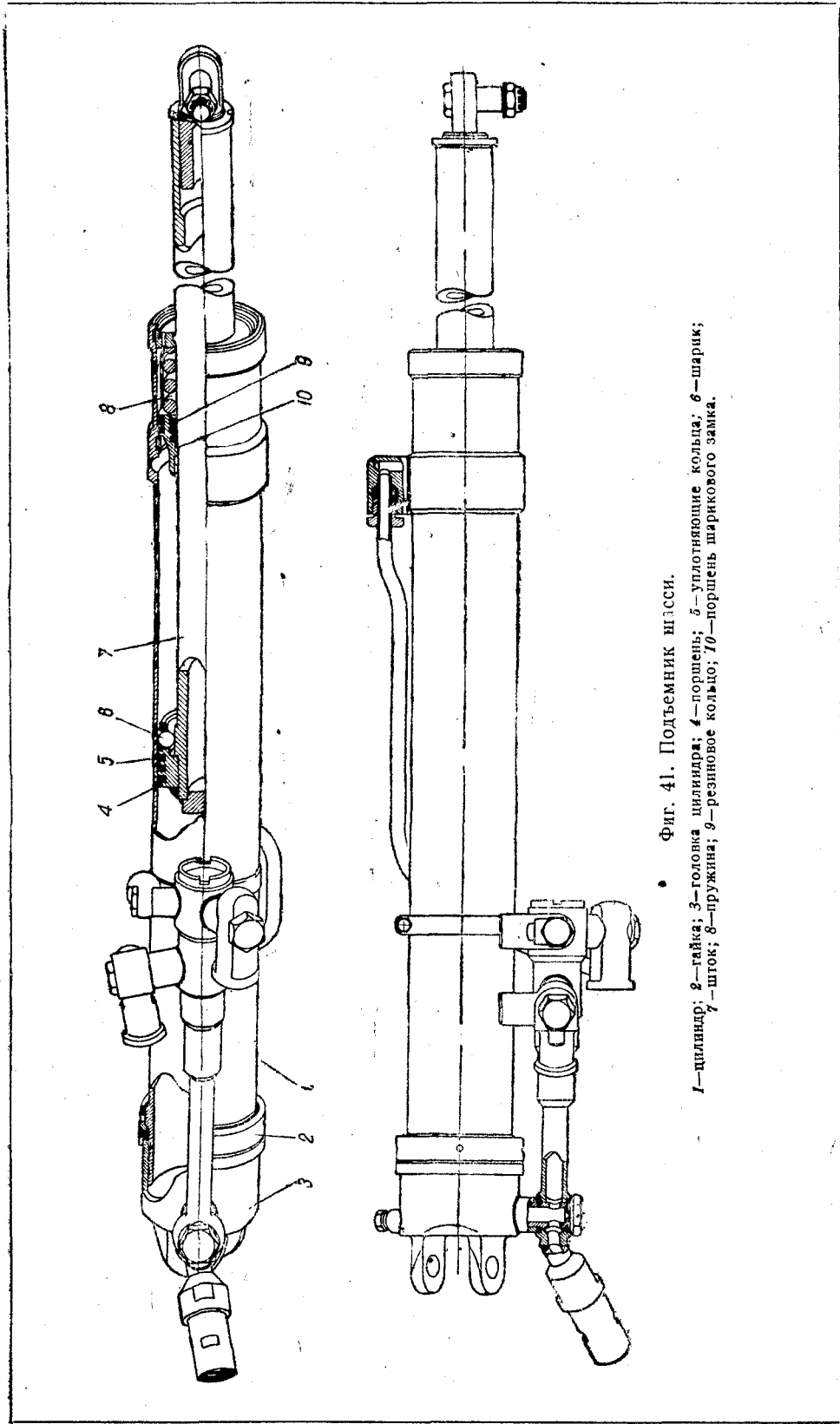
В случае если давление в амортизационной стойке будет больше 32 ат, необходимо, следя за показанием манометра, стравить воздух через отверстие болта 15.

Конструкция подъемника шасси и принцип его работы

Подъемник шасси (фиг. 41 и 42) служит для уборки и выпуска шасси. Кроме этого, при выпущенном шасси подъемник является силовым подкосом, воспринимающим боковые нагрузки.

Цилиндр подъемника 1 изготовлен из хромансильевой стали и термически обработан до $k_2 = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$; на верхнем конце сделана резьба, на которую навертывается головка цилиндра 3, законченная гайкой 2. Нижний конец цилиндра снабжен сальником, состоящим из резиновых колец 9, вставленных в поршень шарикового замка 10.

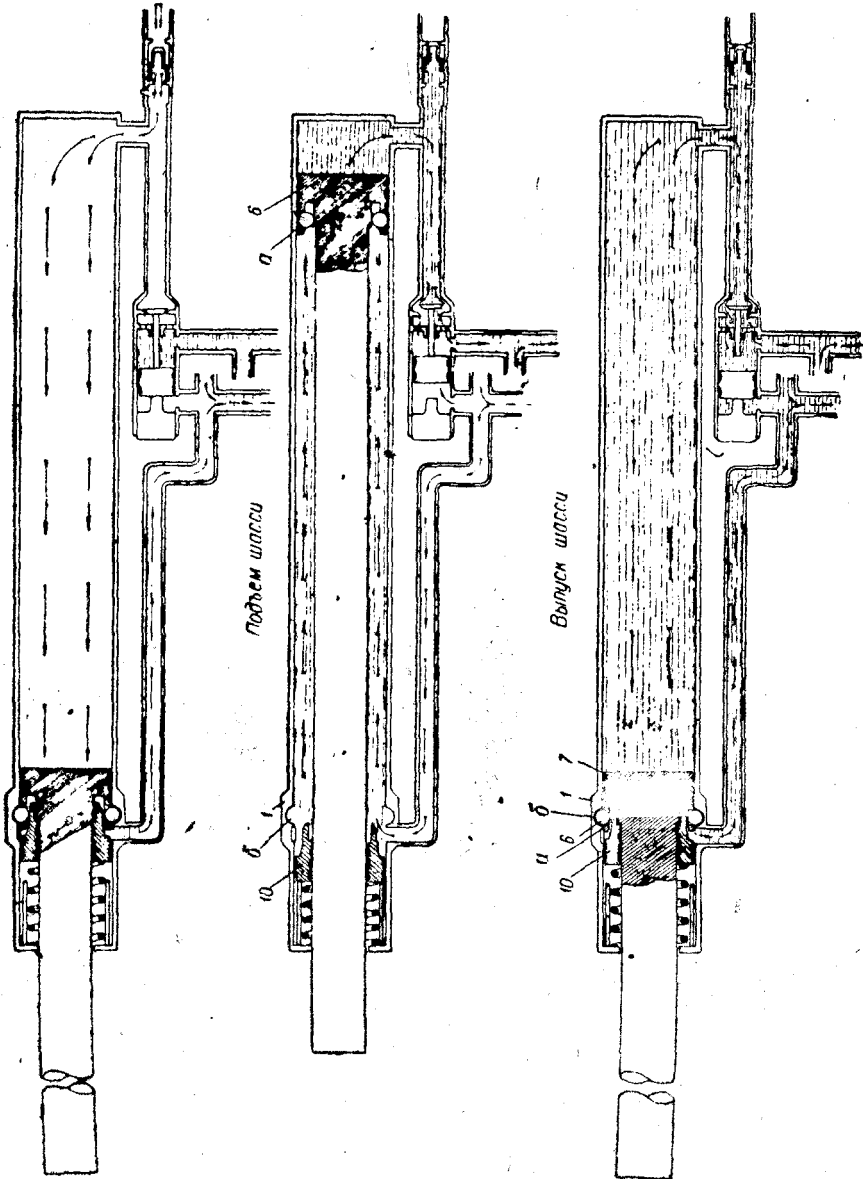
В цилиндр вставлен поршень 4, приваренный к штоку 7. Поршень состоит из корпуса, изготовленного из стали с45, с канавками, в которые вставлены уплотняющие резиновые кольца 5. В поршне просверлено восемь отверстий для шариков 6 механического замка подъемника. Отверстия для шариков соединены кольцевой выточкой, в кото-



• Фиг. 41. Подъемник шасси.

1—цилиндр; 2—гайка; 3—головка цилиндра; 4—поршень; 5—уплотняющие кольца; 6—шарик;
7—шток; 8—пружина; 9—резинное кольцо; 10—поршень шарикового замка.

Аварийный выпуск шасси



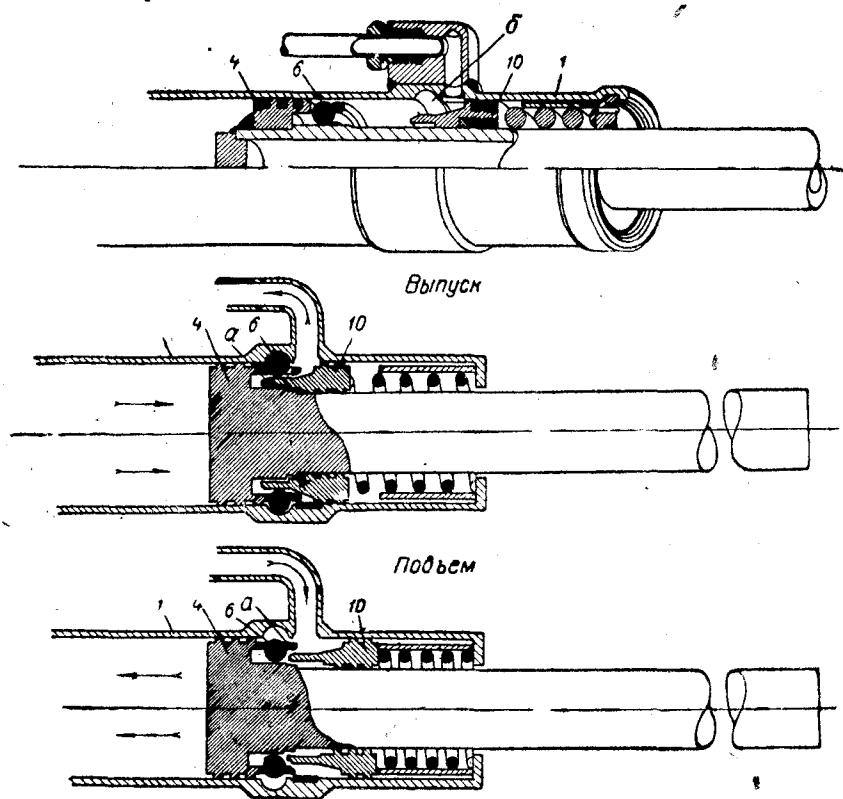
Фиг. 42. Принципиальная схема работы подъемника шасси.

1—цилиндр; 6—шарик; 7—поршень; 10—поршень шарикотого замка; 8—седло шарика; 9—кольцевая выточка.

рую, при крайнем нижнем положении поршня, входит конусный выступ поршня замка 10. Поршень замка 10 может перемещаться вдоль цилиндра и с нижней стороны всегда отжимается пружиной 8.

Механический замок подъемника (фиг. 42 и 43)

В нижней части цилиндра 1 подъемника сделана кольцевая выточка б. Против этой выточки, на поршне 10 шарикового замка, имеется конусный выступ а, который при крайнем нижнем положении поршня подъемника выталкивает шарики б из седла и вталкивает их в кольцевую выточку на цилиндре подъемника, тем самым запирая поршень 4 относительно цилиндра 1.



Фиг. 43. Шариковый замок подъемника и принцип его действия (обозначения те же, что и на фиг. 41 и 42).

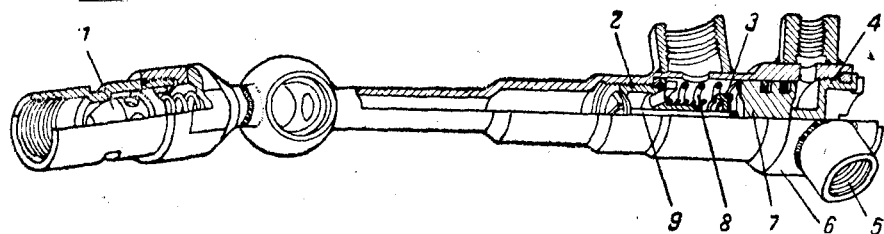
Усилие, воспринимаемое подъемником при боковых ударах, при посадке или на взлете, не может вывести шарики из зацепления, а еще больше заклинивает их.

При подъеме шасси поршень шарикового замка 10 под давлением жидкости гидросистемы отжимается вниз. При этом конусный выступ выходит из кольцевой выточки б, вследствие чего шарики б могут свободно войти в отверстия седла а и при дальнейшем движении шасси при его уборке не препятствуют движению поршня подъемника.

Распределительная коробка подъемника шасси (фиг. 44). Коробка служит регулятором движения смеси при посадке и выпуске шасси и гидравлическим замком шасси в случае посадки самолета при неполностью выпущенном шасси. Распределительная коробка состоит из следующих деталей: корпуса коробки б, клапана 9, плавающего золотника 7, пружины клапана 8, седла клапана 2, упорной чашки пружины 3 и пробки 4.

Схема действия распределительной коробки показана на фиг. 45. При уборке шасси поршень подъемника должен из нижнего положения переместиться в верхнее под давлением поступающей гидросмеси. Гидросмесь, поступая в камеру подъемника, одновременно заполняет камеру корпуса распределительной коробки и приводит в движение плавающий золотник 7, который, перемещаясь, открывает клапан 9 для слива гидросмеси, находящейся в подъемнике шасси с противоположной стороны поршня. При выпуске шасси гидросмесь подается через трубку в камеру распределительной коробки. Под давлением гидросмеси клапан 9 открывается, и гидросмесь заполняет камеру подъемника шасси, тем самым перемещая поршень подъемника из верхнего положения в нижнее. Жидкость, находящаяся с противоположной стороны поршня, свободно переливается в резервуар.

Действие распределительной коробки как гидравлического замка состоит в следующем.



Фиг. 44. Распределительная коробка подъемника шасси.

1—клапан аварийного выпуска; 2—седло клапана; 3—упорная чашка пружины; 4—пробка; 5—штуцер; 6—корпус коробки; 7—плавающий золотник; 8—пружина клапана; 9—клапан.

При боковых ударах шасси возникают силы, которые воспринимаются подъемником шасси. В том случае когда шариковый замок подъемника не заперт и поршень подъемника получит возможность переместиться, боковые силы передадутся гидросмеси, находящейся в цилиндре подъемника над поршнем, вследствие чего в цилиндре возникает большое давление, клапан 9 давлением жидкости закроется, и выход смеси из цилиндра прекратится. Гидравлический клапанный замок вступает в действие, как только появятся внешние силы, которые вызовут давление жидкости над поршнем.

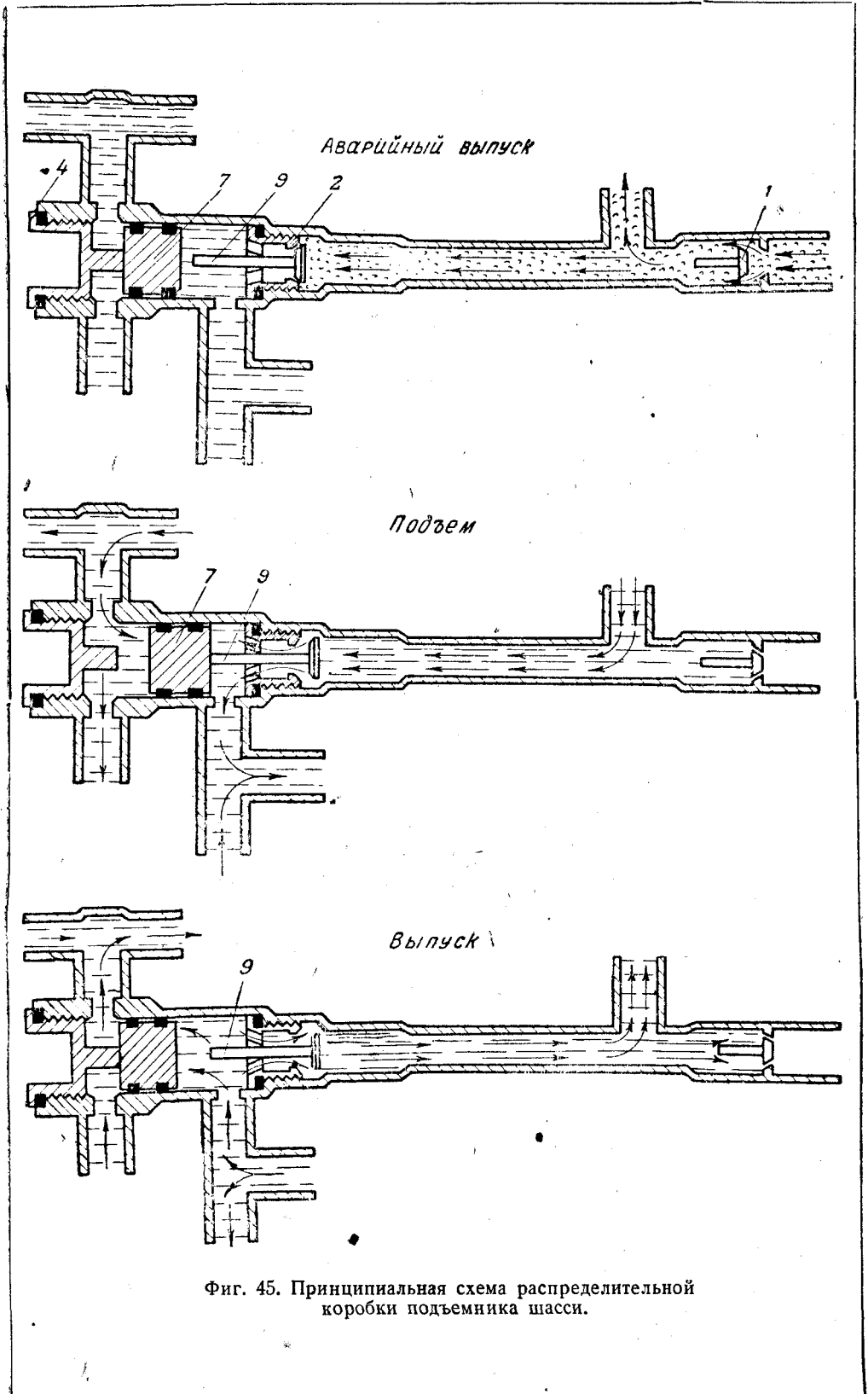
В случае отказа гидросистемы аварийный выпуск шасси можно осуществить при помощи сжатого воздуха, который подается к клапану 1. Под давлением воздуха аварийный клапан открывается, воздух поступает в цилиндр, давит на поршень и выпускает шасси. Жидкость, находящаяся в цилиндре подъемника с другой стороны поршня, движется тем же путем, что и при выпуске шасси гидравлическим способом.

Замок шасси

Замок шасси [(фиг. 46) изображен в запертом положении] установлен на носке нервюры № 2 центроплана. Запирается замок автоматически при подъеме шасси; ушковый болт амортизационной стойки шасси упирается в крючок, поворачивает его и этим вводит в зацепление с запирающим рычагом. При повороте крючок входит в окно ушкового болта.

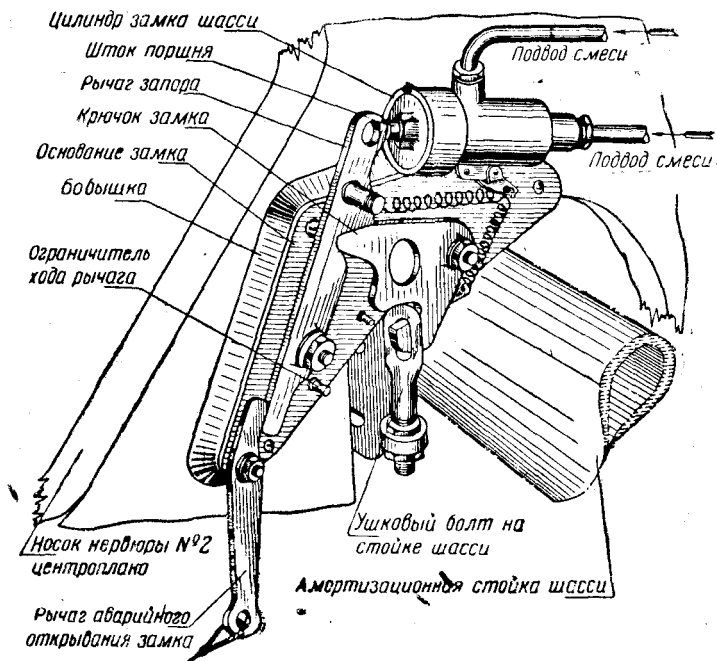
При выпуске шасси замок отпирается гидравлически под действием штока поршня замка, работающего от общей гидросистемы.

При включении гидросистемы на выпуск шток поршня замка под действием гидросмеси нажимает на рычаг и выводит его из зацепления с крючком. Одновременно с гидравлическим цилиндром замка вступает в действие подъемник шасси, который и выпускает не удерживаемое больше замком шасси.



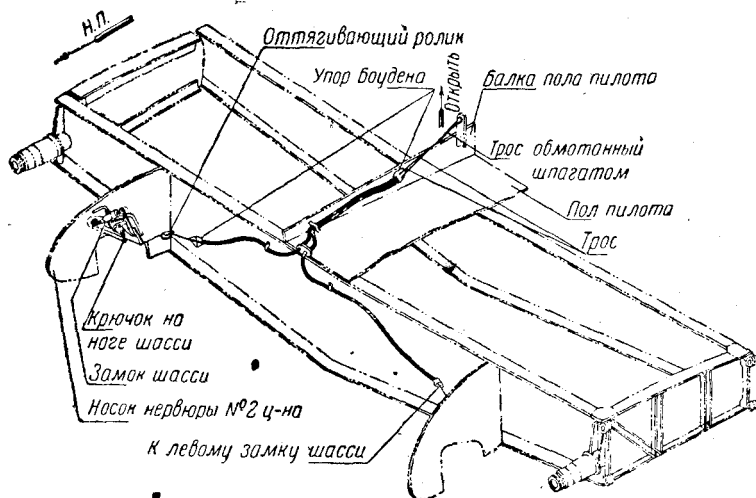
Фиг. 45. Принципиальная схема распределительной коробки подъемника шасси.

При аварийном выпуске шасси замок отпирается вручную при помощи рычага тросом, который протянут в кабину самолета через ролики, боуденовскую оболочку и закреплен за кронштейн на балке пола кабины с правой стороны.



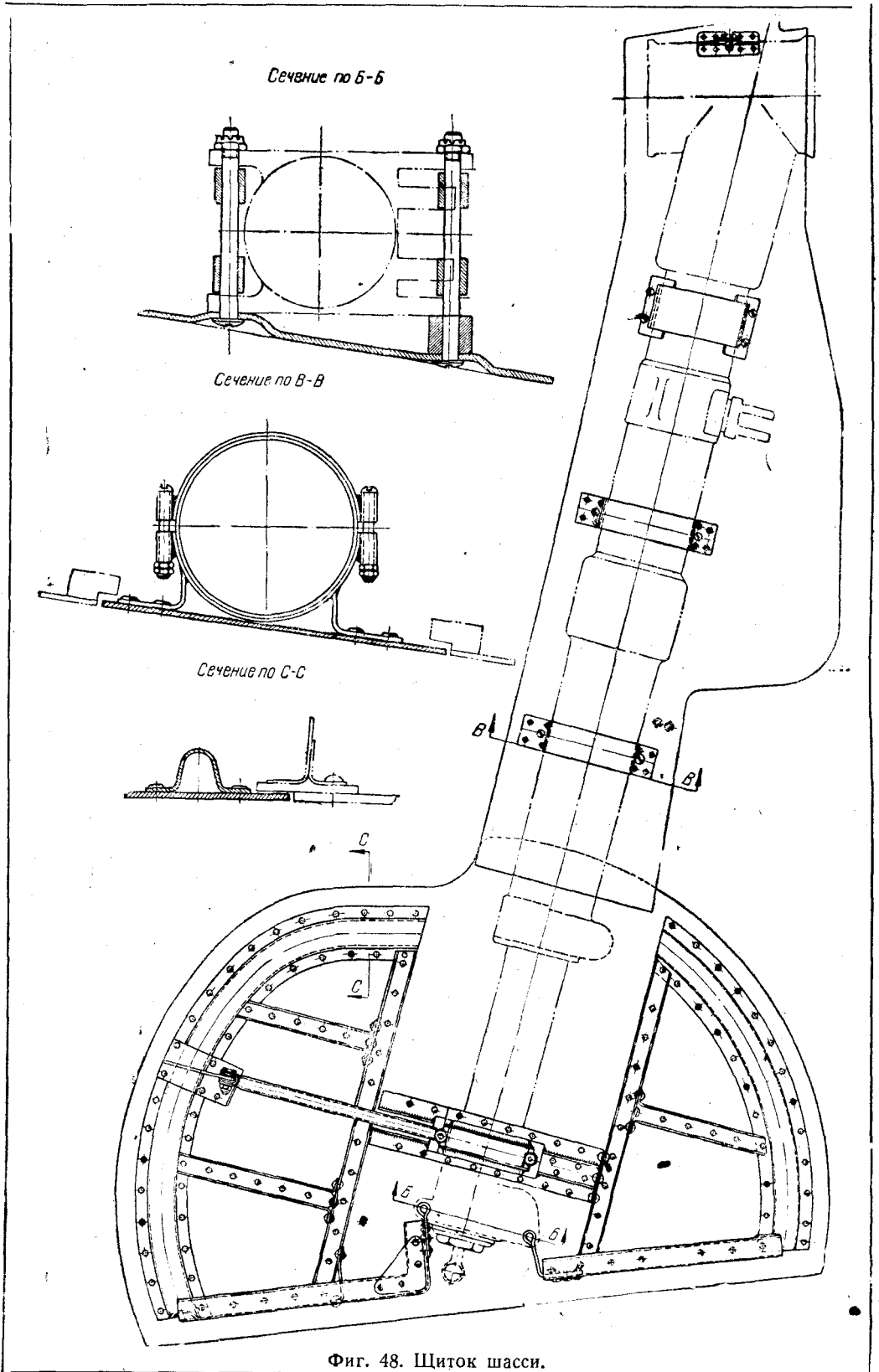
Фиг. 46. Замок шасси.

Перед тем как включить воздушный кран аварийного выпуска шасси, необходимо потянуть за трос механического открывания замков (фиг. 47). При этом рычаг, поворачиваясь, выведет из зацепления



Фиг. 47. Схема механического закрытия замков шасси.

ушковый болт с крючком, и шасси выпустится под действием собственного веса и давления сжатого воздуха, подаваемого к аварийному клапану подъемника шасси.



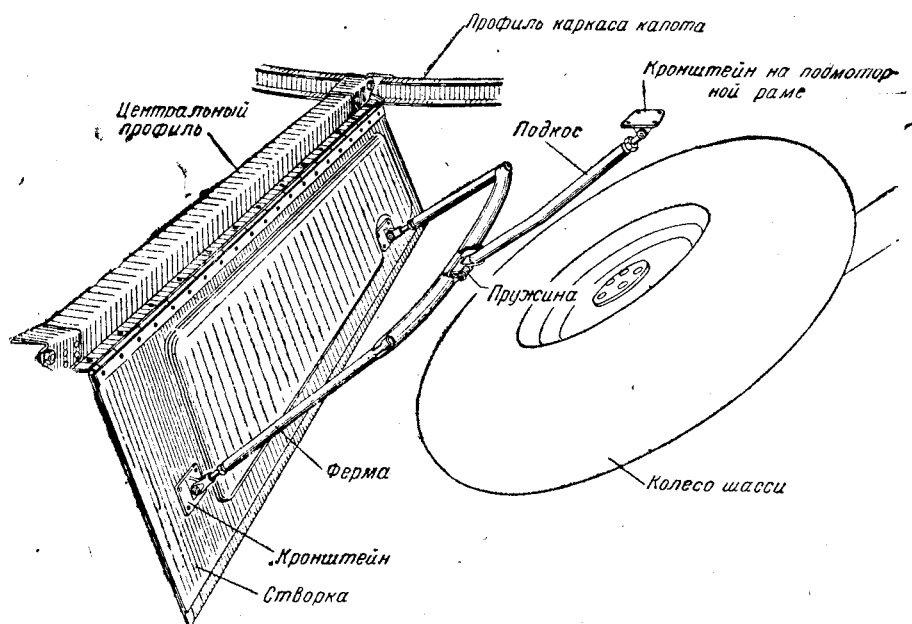
Фиг. 48. Щиток шасси.

Щитки шасси

Щитки шасси (фиг. 48) закрывают углубления в центроплане для стоек шасси и колес в убранном положении для того, чтобы не нарушилось обтекание нижней поверхности центроплана.

Щитки шасси состоят из трех частей: 1) щитки стоек, 2) средние щитки колес и 3) откидные створки колес.

Щиток стойки шасси изготовлен из листового дуралюмина толщиной 3 мм и приклепан к лапкам трех-стальных хомутов, установленных на стойке. Верхний конец щитка стойки прикреплен дуралюминовой лапкой к верхней части опоры амортизационной стойки.



Фиг. 49. Установка откидных створок шасси.

Средний щиток колеса представляет собой дуралюминовый лист толщиной 3 мм полукруглой формы. Лист подкреплен рядом профилей, приклепанных дуралюминовыми заклепками. В передней части щитка для увеличения устойчивости листа поставлен стальной подкос. Средний щиток закреплен хомутом к втулке полуоси колеса и двумя болтами к ушкам полуоси.

При работе амортизатора шасси средний щиток движется вместе с поршнем и колесом. Для того чтобы в разгруженном состоянии не получалось зазора между щитком стойки и средним щитком, щитки перекрывают друг друга. Для определения величины обжатия амортизатора шасси при стоянке самолета на нижнем конце щитка стойки нанесена шкала с делениями от 0 до 120 мм. 120 мм является предельной просадкой амортизатора шасси при стоянке.

Откидная створка (фиг. 49) шасси закрывает вторую половину колеса в убранном положении. Створка выполнена из двух дуралюминовых листов, внешнего и внутреннего, образующих коробчатое сечение. Листы между собой склепаны дуралюминовыми заклепками.

Откидная створка крепится шарнирно на петлях к центральному профилю, опертому концами на передний лонжерон центроплана и на кольцо моторного капота.

В закрытом и открытом положениях откидная створка удерживается ломающейся фермой из стальных хромансильевых труб. Ферма при помощи болтов соединена с узлами на створке. Сверху к раме фермы шарнирно присоединен подкос, вторым концом прикрепленный к узлу на подмоторном люке.

В шарнирном узле крепления верхнего стержня к раме установлена проволочная пружина, которая выпрямляет ферму.

Закрывается и открывается створка автоматически самим колесом шасси при уборке и выпуске. Поднимающееся колесо встречается с поперечным стержнем рамы фермы и закрывает за собой створку. В открытом положении створка занимает устойчивое положение благодаря тому, что средний шарнир фермы имеет эксцентриситет, который под действием пружины не позволяет ферме складываться произвольно.

2. ХВОСТОВОЕ КОЛЕСО

Хвостовое колесо убирающееся, не управляемое, свободно ориентирующееся. Колесо убирается одновременно с шасси внутрь хвостовой части фюзеляжа при помощи гидравлического подъемника, действующего от общей гидросистемы. Стойка хвостового колеса имеет замки, фиксирующие ее в выпущенном и убранном положениях. В убранном положении хвостовое колесо закрывается створками обтекателя.

Схема установки и уборки хвостового колеса

Установка хвостового колеса (см. фиг. 35) состоит из амортизационной стойки, вилки с колесом размерами 300×125, подъемника с двухсторонним клапаном и замка, удерживающего хвостовое колесо в убранном положении.

Стойка хвостового колеса крепится на шпангоуте № 12 фюзеляжа при помощи узла, который закреплен к нижней части шпангоута фюзеляжа восемью болтами. С обратной стороны шпангоут подкреплен узлом, который соединен с обшивкой фюзеляжа, подкрепленной на этом участке приклеенными бобышками.

К верхней части стойки присоединен подъемник, под действием которого стойка при уборке и выпуске поворачивается относительно своего узла крепления.

В убранном положении стойка автоматически запирается на крючок замка; отпирается замок поворотом крана шасси на выпуск.

В выпущенном положении стойка запирается шариковым замком подъемника. Конструкция шарикового замка в подъемнике хвостового колеса несколько отличается от конструкции шарикового замка в подъемнике шасси.

Кроме того, имеется дублирующий гидравлический замок, представляющий собой двухсторонний клапан, установленный на подъемнике хвостового колеса и соединенный своими штуцерами с рабочими камерами подъемника.

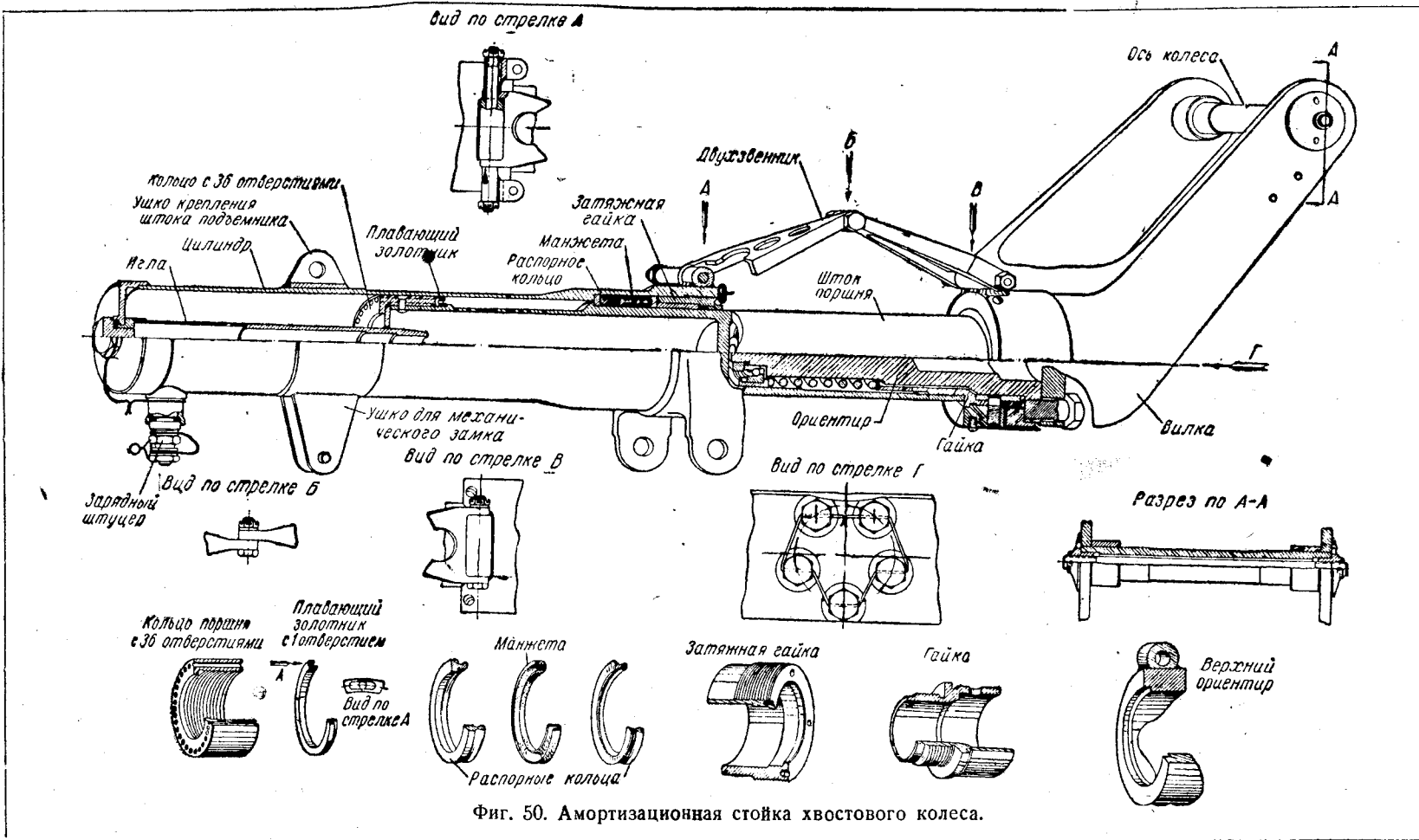
Действие двухстороннего клапана подъемника хвостового колеса аналогично действию клапана подъемника закрылков (см. фиг. 69).

Гидравлический замок фиксирует хвостовое колесо в обоих крайних и в любом промежуточном положениях.

Одновременно с подъемом хвостового колеса оно закрывается обтекателем. Закрытие створок обтекателя происходит автоматически, при помощи двух тандеров, присоединенных к карданам на створках обтекателя.

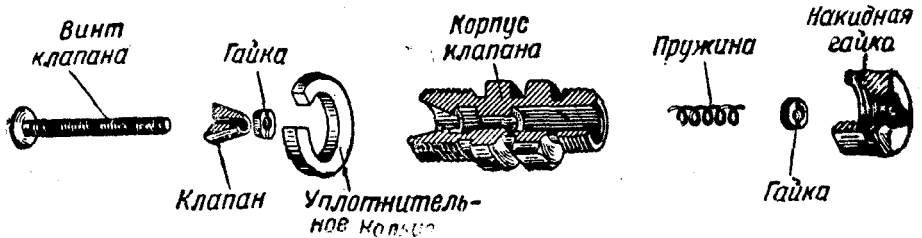
Амортизационная стойка хвостового колеса

Амортизационная стойка хвостового колеса (фиг. 50) состоит из масляно-пневматического амортизатора и вилки с ориентиром.



Масляно-пневматический амортизатор состоит из цилиндра, поршня, иглы и зарядного клапана.

Цилиндр изготовлен из хроманселевой стали и термически обработан до $k_z = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. В верхней крышке цилиндра амортизатора запрессована игла. В нижней части цилиндр имеет ушки для



Фиг. 51. Детали зарядного клапана стойки хвостового колеса.

крепления звена шлицшарнира и для крепления стойки к кронштейну на шпангоуте № 12. В средней части цилиндр имеет ушки спереди для замка, удерживающего хвостовое колесо в убранном положении, сзади — для присоединения штока подъемника хвостового колеса. Для создания герметичного уплотнения между цилиндром и поршнем в нижней части цилиндра имеется сальник, состоящий из трех кожаных манжет и дуралюминовых распорных колец, зажатых гайкой в выточку цилиндра. В гайке имеется выточка, куда вставлено фетровое кольцо, предохраняющее от попадания грязи внутрь цилиндра.

В верхнем конце цилиндра приварен штуцер для зарядного клапана (фиг. 51) и штуцер для затяжки иглы амортизатора.

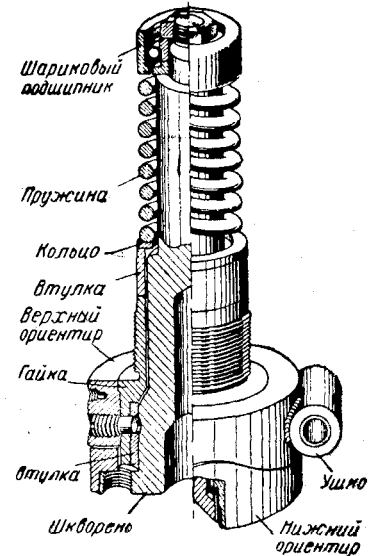
Поршень амортизатора изготовлен из хроманселевой стали и термически обработан до $k_z = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. Поршень пустотелый, на верхнюю часть его на резьбе накручена кольцевая решетка с 36-ю отверстиями диаметром 3 мм, законченная заклепкой. Ниже решетки установлен плавающий золотник с одним отверстием, опирающийся о буртик поршня. Благодаря наличию этих отверстий полость между цилиндром и поршнем за решеткой сообщается с полостью поршня амортизационной стойки.

Нижний конец поршня имеет резьбу и накручен на втулку ориентира.

Ориентир вилки хвостового колеса (фиг. 52) позволяет рулить по аэродрому без сопровождающих, при этом колесо может поворачиваться на 360° ; при разгрузке колесо встает в нейтральное положение.

Ориентир состоит из двух частей — поворотной, закрепленной на вилке колеса, и неподвижной, сидящей на нижнем конце поршня амортизатора.

Поворотная часть состоит из шкворня, закрепленного пятью болтами к вилке колеса. К нижнему концу шкворня крепится нижний ориентир с кулачковой поверхностью. На верхний конец шкворня надет пружина и шарикоподшипник, являющийся опорой верхнего конца шкворня. Пружина верхним концом упирается в шарикоподшипник,



Фиг. 52. Ориентир хвостового колеса.

нижним — во втулку, вставленную в поршень амортизатора. Шкворень нижней утолщенной частью опирается на втулку верхней половины ориентира. Поверхность втулки смазывается через масленку. Верхняя половина ориентира, неподвижная, состоит из кулачкового кольца и втулки для опоры шкворня. Сзади к кулачковому кольцу приварено ушко для нижнего звена двухзвенника.

Нижняя и верхняя половины ориентира опираются друг на друга кулачковыми поверхностями, на которых имеются пологие выступы.

При повороте вилки колеса выступы нижней половины ориентира упираются в выступы верхней половины, и шкворень при этом смещается в направлении своей оси, что приводит к сжатию пружины.

Возвращение хвостового колеса в нейтральное положение происходит под действием внешних сил и ускоряется действием сжатой пружины; при этом выступы нижнего ориентира попадают во впадину верхнего ориентира, и вилка колеса становится в плоскость продольной оси самолета.

Для восприятия крутящих усилий и передачи их на крепление стойки хвостового колеса на шпангоуте № 12 на стойке имеется шлицшарнир (двухзвенник) (см. фиг. 50), состоящий из двух звеньев, сцепленных между собой, с ушками цилиндра и с неповоротной частью ориентира. Работа шлицшарнира хвостового колеса аналогична работе шлицшарнира стойки шасси. Звенья шлицшарнира изготовлены штамповкой из стали хромансиль и имеют двутавровое сечение.

Вилка хвостового колеса изготовлена из стали хромансиль штамповкой. Верхняя часть вилки уширена и имеет пять сквозных отверстий для болтов крепления шкворня ориентира хвостового колеса.

Между щеками вилки на оси помещено хвостовое колесо; концы оси опираются на щеки вилки и затягиваются гайками. Для предупреждения защемления колеса при затяжке гаек на ось надета распорная втулка, упирающаяся торцами в гайки оси.

Принцип работы масляно-пневматического амортизатора хвостового колеса

Амортизатор хвостового колеса заряжается смесью глицерина со спиртом (состав смеси тот же, что идет в амортизатор шасси) и сжатым до 15 ат воздухом. Максимальный ход амортизатора 150 мм.

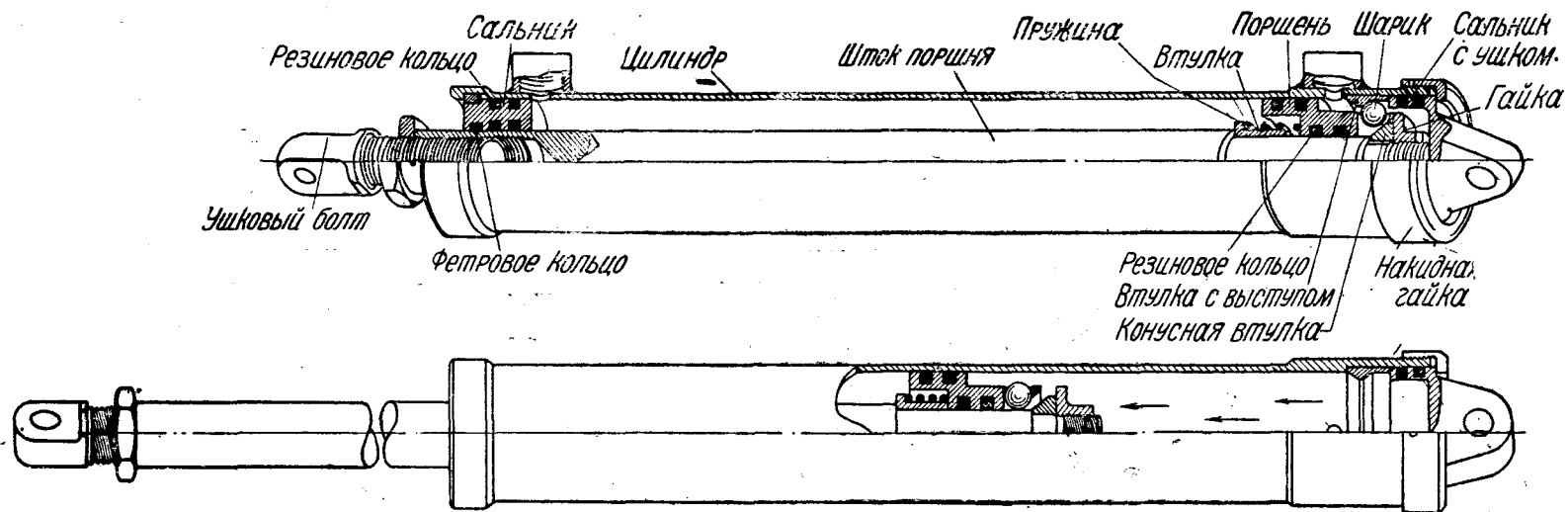
Принцип работы амортизатора хвостового колеса аналогичен принципу работы шасси.

Зарядка амортизатора хвостового колеса

При зарядке стойка хвостового колеса должна находиться в вертикальном положении, а поршень полностью выдвинут из цилиндра вниз. Количество смеси для зарядки 400 см³. Состав смеси (по объему): глицерин технически чистый — 70%, или 280 см³, спирт этиловый чистый — 30%, или 120 см³.

Порядок зарядки:

1. Вывернуть зарядный клапан амортизатора.
2. Через отверстие зарядного клапана залить смесь.
3. Поставить зарядный клапан и завернуть его доотказа.
4. Через зарядный клапан зарядить амортизатор сжатым воздухом до 15 ат.
5. Проверить зарядный клапан на герметичность, законтрить его проволокой и заломбировать.



Фиг. 53. Подъемник хвостового колеса.

Подъемник хвостового колеса

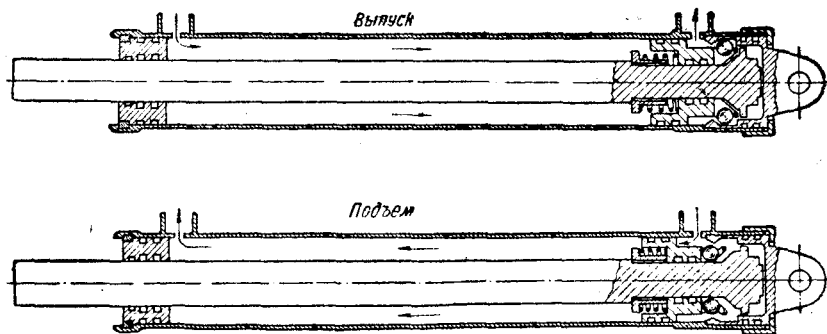
Подъемник хвостового колеса (фиг. 53) состоит из следующих основных частей: цилиндра, поршня со штоком и двухстороннего клапана.

Цилиндр изготовлен из стали хромансиль и термически обработан до $k_z = 110 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. В верхний конец цилиндра в выточку вставлены втулка с выступом для упора шариков механического замка и сальник с уплотняющими резиновыми кольцами. Сальник имеет ушко для присоединения подъемника к узлу у шпангоута № 14 фюзеляжа. С внешней стороны сальник затянут гайкой.

В нижнем конце цилиндра на выходе штока поршня поставлен сальник, состоящий из дуралюминового корпуса и четырех резиновых колец. Для предотвращения попадания грязи внутрь цилиндра в сальник вставлено фетровое кольцо.

На обоих концах цилиндра приварены штуцеры для присоединения двухстороннего клапана.

Поршень подъемника одновременно является поршнем шарикового замка. Он имеет четыре резиновых кольца для уплотнения.



Фиг. 54. Принципиальная схема работы подъемника.

В корпусе поршня на переднем его конце имеется шесть шариков. С задней стороны поршень расперт спиральной пружиной, второй конец которой опирается в бурт втулки. Все эти детали поршня надеты на верхний конец штока и закреплены гайкой.

Шток изготовлен из стали хромансиль. На выступающем его конце имеется внутренняя резьба, в которую ввернут хвостовик с ушком для присоединения к стойке хвостового колеса.

Ход поршня подъемника равен 250 мм.

Принцип работы подъемника хвостового колеса (фиг. 54.)

В ы п у с к. При выпуске хвостового колеса смесь, нагнетаемая насосом, поступает из гидросистемы через двухсторонний клапан в камеру цилиндра. Поршень под давлением смеси перемещается вдоль цилиндра. Шток поршня, связанный с амортизационной стойкой, производит ее выпуск.

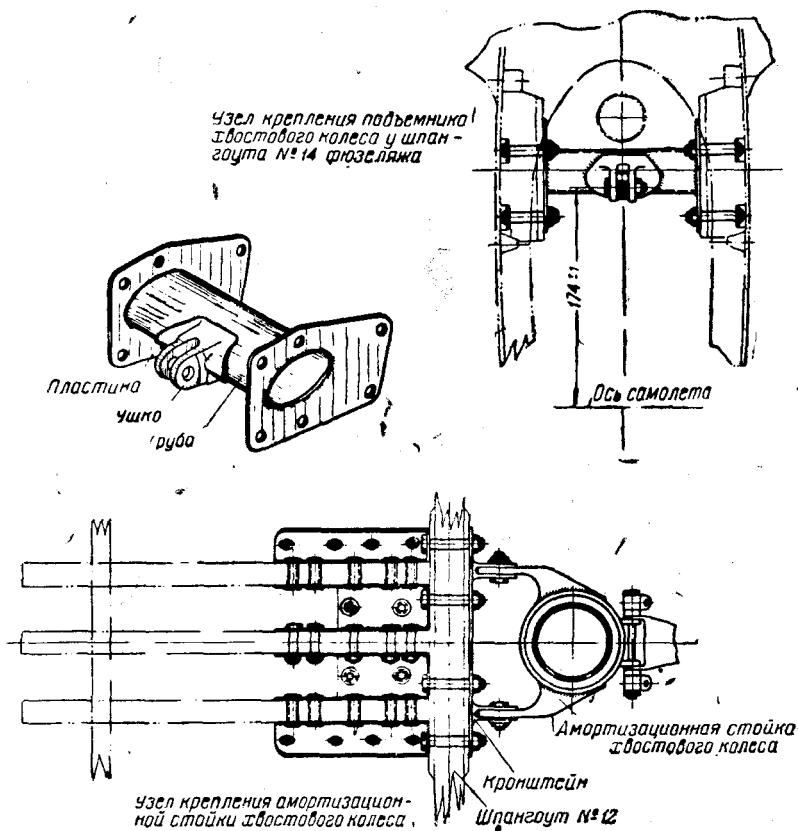
Шариковый замок подъемника запирает амортизационную стойку в выпущенном положении. Фиксирование амортизационной стойки хвостового колеса в убранном положении производится двухсторонним клапаном.

Действие шарикового замка подъемника. При выпуске амортизационной стойки, когда шток поршня доходит до своего крайнего положения, поршень, передвигаясь по штоку, заставляет шарики замка заходить за кольцевой выступ втулки, скользя по конусной втулке, и запирает таким образом шток подъемника. При выпуске

хвостового колеса, поршень замка давлением смеси отжимается, освобождает шарики замка, и шток получает возможность свободно перемещаться вдоль цилиндра.

Двухсторонний клапан подъемника хвостового колеса аналогичен двухстороннему клапану подъемника закрылков, и действие их совершенно одинаково (см. фиг. 69).

Узлы крепления хвостового колеса и подъемника показаны на фиг. 55.



Фиг. 55. Узлы крепления подъемника хвостового колеса.

Замок хвостового колеса

Чтобы зафиксировать хвостовое колесо в убранном положении, на средней балке нижнего узла на шпангоуте № 12 установлен замок, состоящий из цилиндра и крючка с пружиной (фиг. 56). Запирается замок автоматически; при уборке колеса ушки на цилиндре амортизатора встречаются с крючком замка, и крючок заскакивает за распорку ушков. В запортом положении крючок удерживается пружиной.

При включении гидросистемы на выпуск поршень цилиндра замка приходит в движение, отцепляя своим штоком крючок от ушков цилиндра амортизатора. Дальнейшее движение хвостового колеса при выпуске происходит под действием подъемника.

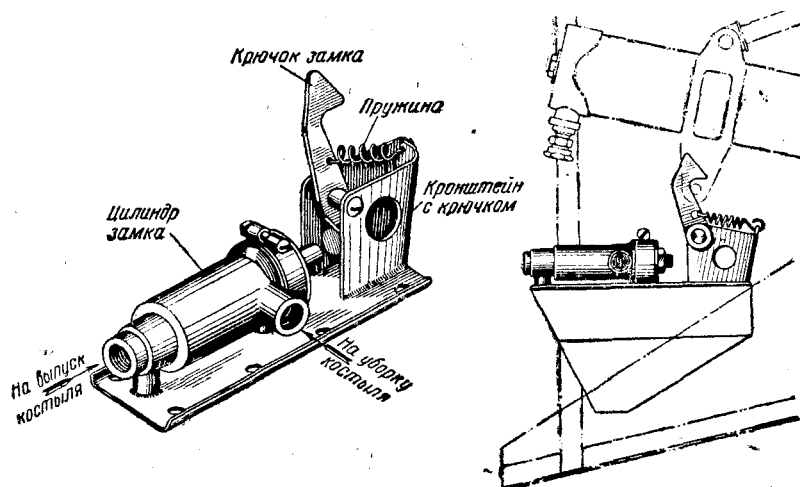
Створки обтекателя хвостового колеса

Створки обтекателя закрывают люк в хвостовой части фюзеляжа после уборки в нее хвостового колеса (фиг. 57).

Створки изготовлены из листового дуралюмина, каждая из двух листов, склепанных дуралюминовыми заклепками.

Внутренний лист профилирован для увеличения жесткости створок.

Каждая створка кинематически связана тандером со стойкой хвостового колеса таким образом, что при уборке хвостового колеса створки автоматически закрываются.



Фиг. 56. Замок хвостового колеса.

Вследствие того что при движении створок обтекателя тандеры совершают сложное движение, соединение их со стойкой и створками выполнено карданным.

3. ГИДРОСИСТЕМА САМОЛЕТА

Гидравлическая система (см. фиг. 36) на самолете Ла-7 используется для уборки и выпуска колес шасси и хвостового колеса и закрылков.

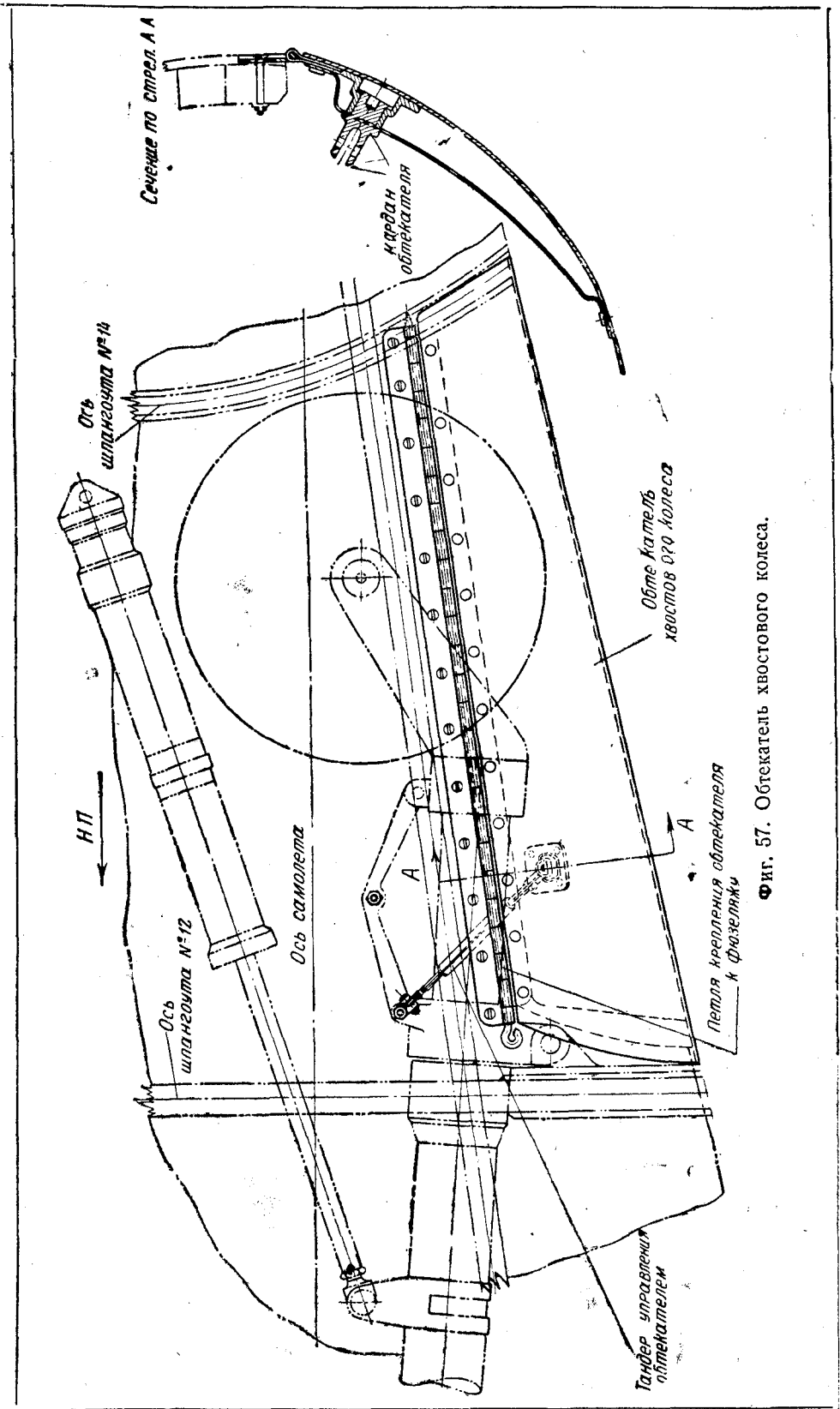
Гидросистема состоит из следующих агрегатов:

1. Механическая помпа МШ-3.
2. Гидробачок для гидросмеси емкостью 4,5 л.
3. Редуктор-автомат.
4. Распределительный кран шасси.
5. Распределительный кран закрылков.
6. Двухсторонний клапан подъемника закрылков.
7. Подъемник закрылков.
8. Подъемники шасси.
9. Цилиндры замков шасси.
10. Цилиндр замка хвостового колеса.
11. Подъемник хвостового колеса с двухсторонним клапаном.
12. Аварийный клапан хвостового колеса.
13. Обратный клапан аварийной сети.
14. Кран аварийного выпуска шасси.
15. Трубопровод.

Гидросистема заполняется смесью глицерина со спиртом следующего состава: для лета — 30% спирта и 70% глицерина, для зимы — 50% спирта и 50% глицерина по объему.

Всего в систему заливается около 8 л смеси.

Максимальное рабочее давление в системе достигает 90—100 ат.



Сечение по стрел. А.А.

Кордан
обтекателя

Ось
шлангов №14

Обтекатель
хвостового колеса

НП

Ось
шлангов №12

Ось самолета

Петля крепления
обтекателя
к фюзеляжу

Тандер управления
обтекателем

Фиг. 57. Обтекатель хвостового колеса.

Трубопровод гидросистемы выполнен из медных трубок сечением 10×8 мм. Всасывающая магистраль от гидробачка до помпы МШ-3 выполняется из трубок (медных, алюминиевых или стальных) сечением 12×14 мм.

Принцип действия гидросистемы

Помпа МШ-3 правого вращения (фиг. 58) установлена на приводе мотора самолета и в течение всего времени работы мотора находится в действии.

Гидропомпа непрерывно перегоняет гидросмесь из гидробачка через трубку всасывающей магистрали и подает ее в нагнетающую магистраль.

Первым агрегатом от помпы в нагнетающей магистрали является распределительный кран шасси и хвостового колеса. От распределительного крана шасси и хвостового колеса система разделяется на четыре магистрали: магистраль холостого хода, идущая от распределительного крана до гидробачка, магистраль выпуска шасси и хвостового колеса, идущая от распределительных кранов до подъемников шасси и хвостового колеса, магистраль уборки шасси и хвостового колеса, идущая также от распределительного крана до подъемников шасси и хвостового колеса, и магистраль закрылков, идущая от распределительного крана к подъемнику закрылков.

От магистрали уборки и выпуска имеются ответвления на цилиндры замков шасси и хвостового колеса, которые действуют синхронно с подъемниками шасси и хвостового колеса.

При помощи распределительных кранов гидросмесь направляется в магистраль уборки и выпуска шасси, хвостового колеса и закрылков или в магистраль холостого хода, когда гидросмесь перегоняется помпой из гидробачка по замкнутому кругу обратно в гидробачок.

При движении поршней подъемников в сторону уборки или выпуска смесь, находящаяся с другой стороны поршней, вытесняется в гидробачок, благодаря чему уровень смеси в гидробачке остается примерно постоянным.

Распределительный кран закрылков включен в магистраль холостого хода и может работать только при нейтральном положении распределительного крана шасси и хвостового колеса.

Работа распределительного крана закрылков аналогична работе распределительного крана шасси и хвостового колеса.

В трубопровод нагнетающей магистрали включены манометр на 200 ат и редуктор-автомат, который не позволяет давлению в системе повыситься выше установленного. При возрастании давления в системе выше 100 ат редуктор открывается, и излишек гидросмеси поступает в гидробачок.

Агрегаты гидросистемы

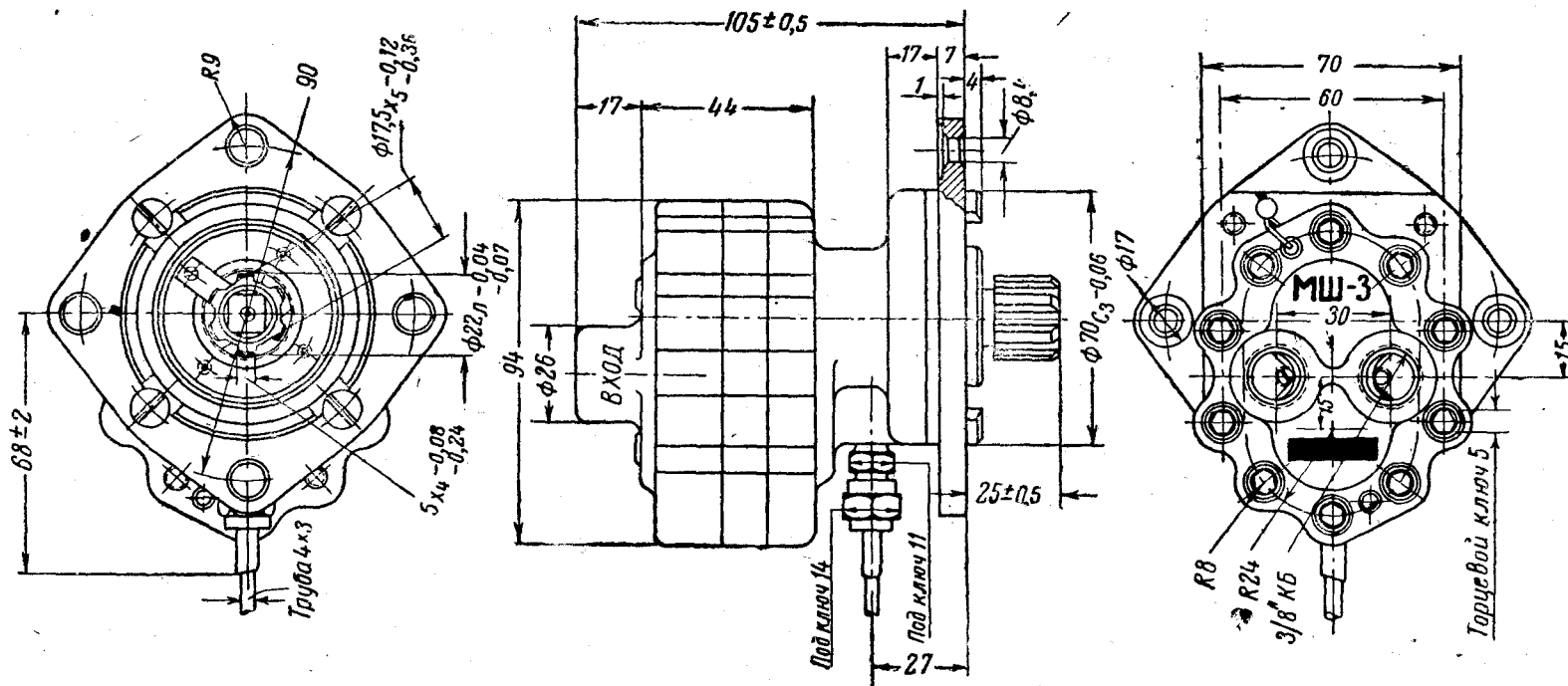
Помпа МШ-3

МШ-3 (фиг. 58) — шестеренчатый насос высокого давления с одной парой шестерен, заключенных в корпусе насоса.

Шестерни насоса выполнены за одно целое с осями, которые опираются на игольчатые подшипники. Для отсоса масла из подшипников в шестернях просверлены специальные каналы.

Торцевой зазор шестерен в пределах $0,015$ — $0,03$ мм создается прокладками из свинцовой фольги, проложенными между крышками и корпусом насоса. Эти прокладки одновременно служат уплотнением по стыкам указанных деталей¹.

¹ В случае переборки насоса сохранение торцевых зазоров в пределах $0,015$ — $0,03$ мм строго необходимо, так как от этого зависят основные показатели насоса (производительность, давление).



Фиг. 58. Помпа МШ-3. Установочный чертеж.

На торцах корпуса выфрезерованы канавки, предотвращающие проникновение жидкости по стыкам наружу.

Направление вращения насоса правое.

В нижней крышке со стороны фланца имеется расточка под уплотняющие кожаные манжеты; расточка соединена с полостью всасывания и нагнетания двумя каналами. Канал, выходящий в полость нагнетания, заглушен пробкой.

Производительность насоса при 2200 об/мин. и давлении 80 ат не менее 7 л/мин (к концу гарантийного срока работы насоса допускается падение производительности до 6 л/мин).

Число оборотов насоса максимальное (допустимое в течение 1 мин.) — 2500 об/мин., номинальное — 2200 об/мин.

Максимальное давление, развиваемое насосом при кратковременной нагрузке в течение 30 сек. и 2000—2200 об/мин., — не менее 100 ат.

Максимально допустимое давление при кратковременной нагрузке в течение 60 сек. и 2000—2200 об/мин. — 80 ат.

Мощность, потребляемая насосом при 2200 об/мин. и давлении 80 ат, — 3,2 л. с.

Вес сухого насоса — 1650 г.

Гарантийный срок работы насоса без переборки до первого ремонта — 1200 включений.

Гидробачок

Гидробачок (фиг. 59) представляет собой цилиндрический резервуар, сваренный из двух крышек и обичайки.

Гидробачок изготовлен из листового материала АМЦП толщиной 1,2 мм.

К боковой стенке (обичайке) приварены два штуцера: верхний для редуктора, нижний для угольника, к которому присоединяется трубка слива гидросмеси.

С целью предотвращения бурления смеси при сливе в бачок проходной канал в штуцерах разветвляется на два канала, расположенных под углом друг к другу, благодаря чему гидросмесь направляется по стенкам гидробачка.

В верхнюю и нижнюю крышки вварены гнезда для крепления сетчатого фильтра. Верхнее гнездо является одновременно и заливной горловиной бачка, которая закрывается крышкой. В гнездо нижней крышки ввернут штуцер для присоединения всасывающей трубки.

Дренажная алюминиевая трубка сечением 20×18 мм приварена своими концами к верхней и нижней крышкам. Нижний конец дренажной трубки выведен наружу для присоединения к ней трубки, выведенной за борт фюзеляжа.

Фильтр гидробачка изготовлен из двух сеток $\frac{Н 11С-3}{10 \text{ отв.}}$ на 1 см² и $\frac{Н 11С-13}{169 \text{ отв.}}$ на 1 см², свернутых в виде трубки. Внутренняя сетка крупная, наружная — мелкая. Продольные кромки сеток соединены внахлест и пропаяны.

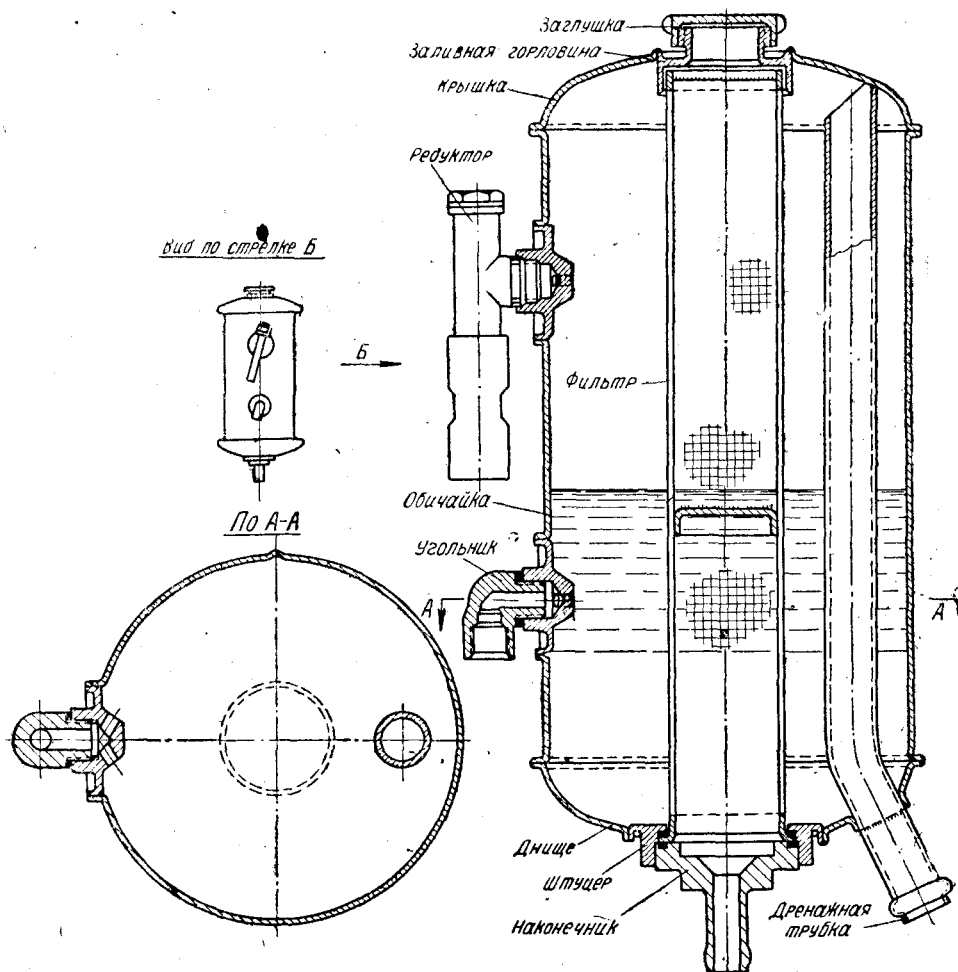
К верхнему и нижнему краям фильтра припаяны окантовки из листовой оцинкованной жести. Окантовка нижнего края имеет отбортовку для крепления фильтра к гидробачку.

В среднюю часть фильтра впаяно дно, делящее фильтр на две половины. Верхняя половина фильтра фильтрует смесь при заливке ее в гидробачок через заливную горловину. Нижняя половина фильтрует смесь, идущую во всасывающую магистраль через нижний штуцер при работающей системе.

Емкость гидробачка 4,5 л.

При нормальном заполнении системы уровень смеси в гидробачке должен находиться на расстоянии 185 мм от верхнего края заливной горловины.

Гидробачок установлен между шпангоутами № 5 и 6 на борту фюзеляжа и прикреплен двумя стяжными хомутами.



Фиг. 59. Гидробачок.

Редуктор-автомат

Назначение редуктора состоит в том, чтобы перепустить жидкость от помпы в резервуар, если по окончании подъема или выпуска шасси (о чем сигнализируют красные или зеленые лампочки) летчик не переведет ручку крана в нейтральное положение, и давление в системе значительно возрастет.

В эксплуатации не следует допускать запаздывания перевода ручки крана в нейтральное положение, так как это приводит к преждевременному выходу из строя гидropомпы.

Корпус редуктора 4 (фиг. 60) штампованный из дуралюмина Д1, имеет боковой штуцер, которым он ввертывается в штуцер гидробачка. Нижний конец корпуса имеет наружную резьбу, на которую навернут переходник 7 для присоединения трубки, идущей от помпы. Переходник 7 одновременно крепит седло клапана 6 через шайбы уплотнения.

На верхнем конце корпуса 4 сделана внутренняя резьба для пробки 2 и заглушки 1.

При помощи пробки 2 регулируют натяжение пружины 3 (изготовлена из проволоки ОВС диаметром 2 мм).

Клапан 5 изготовлен из стали хромансиль и термически обработан до 110—130 кг/мм²; нижняя часть клапана заканчивается конусом, в котором просверлены два отверстия диаметром 2 мм, соединяющиеся с центральным отверстием клапана.

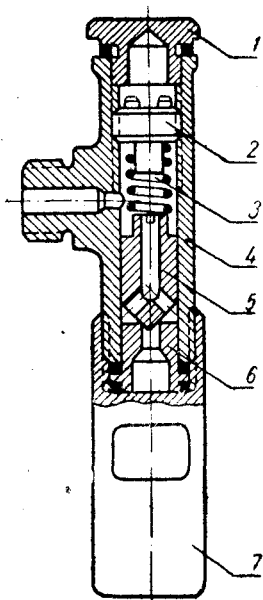
На верхнюю часть клапана надета пружина 3.

Седло клапана 6 изготовлено из латуни ЛС59-1кк-16. В центре седла имеется отверстие диаметром 3 мм с фаской на кромках. В отверстие седла входит вершина конуса клапана 5.

Поверхность фаски отверстия притирается по конусу клапана 5 и проверяется на герметичность.

Действие редуктора-автомата заключается в следующем: когда шасси с хвостовым колесом или закрылки придут в одно из крайних положений, то помпа МШ-3, продолжая нагнетать жидкость, повышает давление в нагнетающей магистрали. Повышение давления жидкости передается на клапан 5, вследствие чего он, сжимая пружину 3, поднимается и открывает отверстие в седле клапана 6.

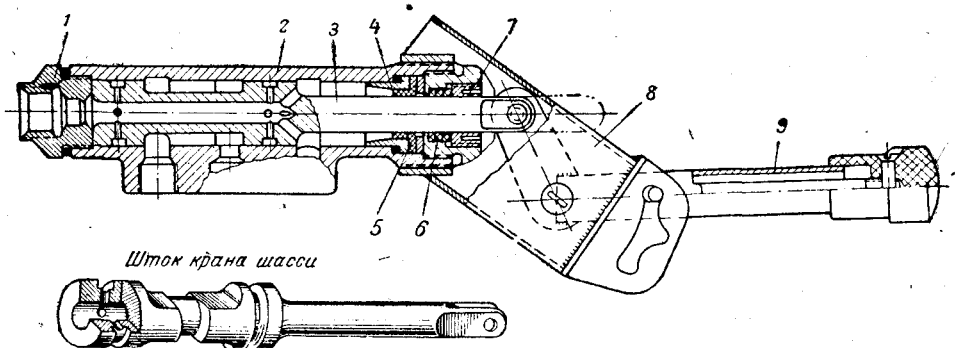
При этом жидкость протекает через отверстия в клапане и боковом штуцере в гидробачок, вследствие чего давление в системе понижается до нормального, и клапан 5 под действием пружины 3 станет в нижнее положение.



Фиг. 60. Редуктор-автомат.

Распределительный кран шасси

При помощи крана шасси производится включение гидросистемы на выпуск или подъем шасси и хвостового колеса.



Фиг. 61. Распределительный кран шасси.

1—передний штуцер; 2—корпус крана; 3—шток крана; 4—распорное кольцо; 5—манжета; 6—корпус сальника с резиновыми кольцами; 7—затяжная пробка сальника; 8—кронштейн крана; 9—ручка крана.

Кран шасси (фиг. 61) установлен на доске приборов с левой стороны. Корпус 2 крана изготовлен горячей штамповкой из стали с45. Внутри корпуса имеется сквозное отверстие с хорошо обработанной

поверхностью, притертой под шток крана. На корпусе имеются два прилива под четыре штуцера для присоединения трубопроводов. В переднем конце корпуса имеется отверстие с внутренней резьбой, в которое ввернут пятый штуцер для присоединения гидротрубки.

В задней части корпуса сделана наружная резьба для крепления его к кронштейну и внутренняя резьба для сальника с резиновыми кольцами.

Шток 3 крана изготовлен из хромоникелевой стали с30ХН3А и представляет собой ступенчатый стержень. В передней пустотелой рабочей части штока сделаны каналы для протекания гидросмеси при переключении крана. Шток при переключении перемещается вдоль корпуса. Задний конец штока проходит через сальник и заканчивается вилкой для соединения с ручкой крана.

Передний штуцер 1 изготовлен из дуралюмина и служит для присоединения гидротрубки.

Распорное кольцо 4, кожаная манжета 5 и сальник 6 создают герметичное уплотнение штока.

Кронштейн 8 крана представляет собой коробку, сваренную из листовой углеродистой стали. Спереди в коробку кронштейна вварено кольцо с внутренней резьбой, в которую ввернут корпус крана, после чего корпус контрится от отвертывания шурупом.

В средней части коробки проходит болт, являющийся осью ручки крана.

Сзади кронштейна приварены ушки с прорезями для фиксатора ручки крана.

Ручка крана 9 служит рычагом для перемещения штока крана. Она изготовлена из стальной хроманселевой трубки сечением 15×12 мм. К трубке приварена втулка для осевого болта и пластинчатый рычаг для соединения со штоком 3. Внутри трубки вставлена спиральная пружина и стержень со штырем-фиксатором.

На конец внутреннего стержня навернут колпачок из пластмассы.

При переключении крана из одного положения в другое сперва нажимают на наконечник ручки; при этом внутренний стержень, сжимающая спиральную пружину, движется внутри трубки ручки и выводит штырь из паза прорези фиксатора ручки. После этого ручку поворачивают вверх или вниз (на подъем или выпуск шасси и хвостового колеса).

Распределительный кран закрылков

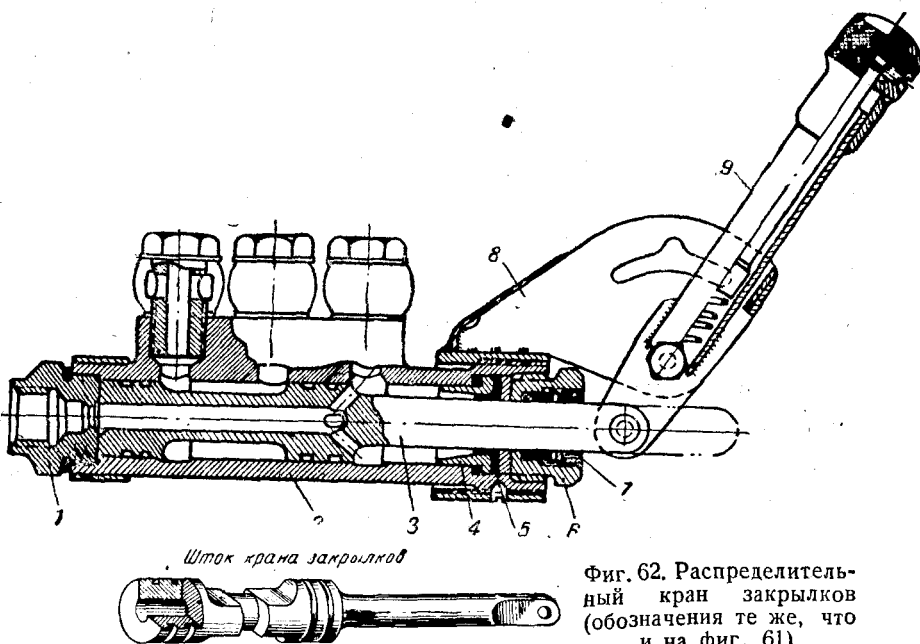
По конструкции кран закрылков (фиг. 62) аналогичен крану шасси. Элементы конструкции и назначение их одинаковы.

В штоке распределительного крана шасси в отличие от крана закрылков имеются поперечные отверстия, дающие возможность жидкости гидросистемы уйти в резервуар при аварийном выпуске шасси, если летчик при этом не поставит ручку распределительного крана шасси на выпуск.

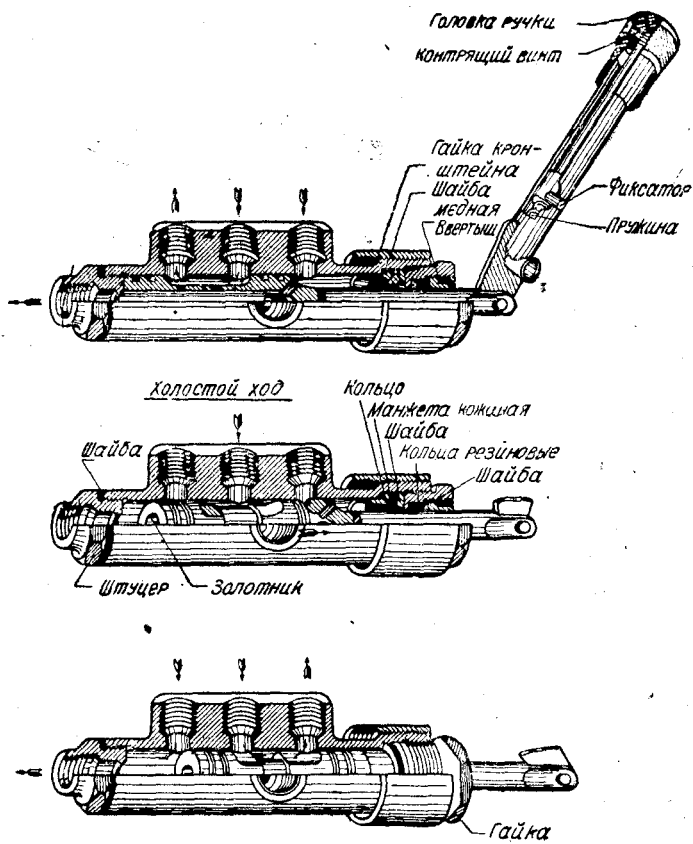
Отсутствие таких отверстий в кране закрылков создает дополнительный гидравлический запор, удерживающий закрылок в выпущенном положении при посадке самолета, так как при переводе после выпуска закрылков крана в нейтральное положение шток крана перекрывает участок магистрали от крана до поршня подъемника закрылков, запирая в нем жидкость.

Кран закрылков установлен в передней части кабины на левом борту и крепится к обшивке фюзеляжа болтами.

Схема работы крана при выпуске, подъеме и холостом ходе показана на фиг. 63.



Фиг. 62. Распределительный кран закрылков (обозначения те же, что и на фиг. 61).



Фиг. 63. Схема работы распределительного крана закрылков. Вверху—при подъеме, внизу—при выпуске закрылков.

Принципиальная схема работы кранов шасси и закрылков

1. Нейтральное положение кранов (фиг. 64). В нейтральное положение краны ставятся немедленно после совершения работы выпуска или уборки. При этом гидросмесь засасывается из бабка, прогоняется помпой МШ-3 по сокращенной магистрали и возвращается опять в гидробачок.

2. Положение кранов при уборке шасси и хвостового колеса (фиг. 65). При уборке шасси и хвостового колеса рукоятку крана шасси переводят в верхнее положение. При этом шток крана перемещается в крайнее переднее положение, и штуцер $H_{ш}$ сообщается со штуцером $I_{ш}^*$, от которого трубки идут к подъемникам шасси и хвостового колеса на подъем.

При подъеме шасси и хвостового колеса поршни подъемников перемещаются под давлением смеси, нагнетаемой помпой МШ-3. Смесь, находящаяся с другой стороны поршней, вытесняется по трубкам через штуцер $B_{ш}$ крана шасси и протекает через внутреннюю полость штока в сливную магистраль, соединенную с гидробачком.

3. Положение крана при выпуске шасси и хвостового колеса (фиг. 66). При выпуске шасси и хвостового колеса рукоятка крана повернута вниз, и шток находится в заднем крайнем положении, вследствие чего штуцер $H_{ш}$ сообщается со штуцером $B_{ш}$, от которого трубки идут к подъемникам шасси и хвостового колеса на выпуск. В этом случае вытесняемая из подъемников смесь сливается в гидробачок через трубки, подходящие к штуцеру $I_{ш}$.

При управлении краном шасси кран закрылков должен стоять нейтрально.

4. Положение крана закрылков при выпуске закрылков (фиг. 67). При переводе крана закрылков на подъем или выпуск кран шасси должен стоять нейтрально. При выпуске закрылков гидросмесь протекает через штуцер H_3^* крана шасси к крану закрылков, шток которого перемещен в крайнее заднее положение, и штуцер $H_{ш}$ сообщен со штуцером B_3 , от которого трубка идет к подъемнику закрылков. Под давлением смеси, нагнетаемой помпой МШ-3, поршень подъемника закрылков перемещается, и закрылки выпускаются.

Смесь, находящаяся по другую сторону поршня, вытесняется по трубкам через штуцер I_3 в сливную магистраль и в гидробачок.

5. Положение крана закрылка при подъеме (фиг. 68). Шток крана закрылка при помощи рукоятки крана перемещается в крайнее переднее положение, вследствие чего нагнетаемая смесь через штуцер H_3 попадает в штуцер I_3 , от которого трубки идут к подъемнику закрылков на подъем. В этом случае вытесняемая из подъемника смесь сливается через штуцер B_3 в сливную магистраль и в гидробачок.

В это время магистраль гидросистемы, подведенная к штуцеру B , остается закрытой клапаном.

Двухсторонний клапан подъемника закрылков

Двухсторонний клапан подъемника закрылков (фиг. 69) является распределительным устройством, направляющим гидросмесь в подъемник закрылков на подъем или выпуск и служащий одновременно гидравлическим замком закрылков.

Схема работы двухстороннего клапана подъемника закрылков

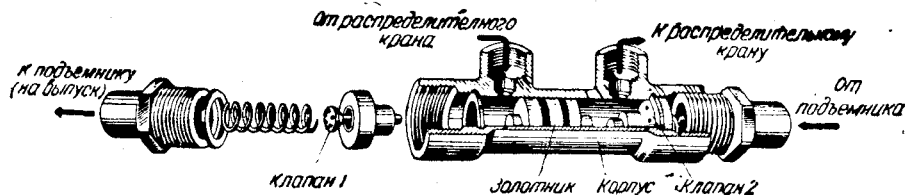
На схеме изображен двухсторонний клапан в положении, соответствующем выпуску закрылков (кран закрылков установлен в положе-

* На схемах индекс „Ш“ относится к крану шасси, индекс „З“ — к крану закрылков. Обозначения штуцеров В, П, Н соответствуют положениям крана: „Выпуск“, „Подъем“, „Нейтрально“.

ние «на выпуск»). Гидросмесь нагнетается по трубке, подходящей к штуцеру на двухстороннем клапане. В это время клапан 1 под давлением гидросмеси открывается, и гидросмесь нагнетается в цилиндр подъемника, производя выпуск закрывков.

Гидросмесь, вытесняемая поршнем с обратной стороны, проходит через клапан 2, открытый под действием плавающего золотника, в гидробачок по трубке от штуцера.

При подъеме закрывков гидросмесь проходит в обратном направлении.



Фиг. 69. Двухсторонний клапан подъемника закрывков (такой же клапан имеется у подъемника хвостового колеса).

В опущенном положении на закрывки действует сила набегающего потока воздуха, стремящаяся их закрыть. В этом случае двухсторонний распределительный клапан действует как гидравлический замок, так как при прекращении подачи жидкости в коробку клапана под действием пружин клапаны 1 и 2 перекрывают отверстия, не давая жидкости уйти из подъемника и фиксируя этим положение закрывков на отклоненном угле.

Аварийный выпуск шасси и хвостового колеса (фиг. 70)

В случае отказа в работе гидropомпы МШ-3, а также нарушения работы гидросистемы шасси и хвостовое колесо могут быть выпущены при помощи сжатого воздуха, поступающего из бортового воздушного баллона. При этом необходимо кран шасси установить на выпуск, замки шасси открыть вручную при помощи тросов, проведенных в кабину, и открыть аварийный кран. Сжатый воздух пойдет по трубопроводам к аварийным клапанам на подъемниках шасси и к аварийному клапану хвостового колеса, откроет аварийные клапаны, окажет давление на поршни подъемников и выпустит шасси и хвостовое колесо. Гидросмесь, находящаяся по другую сторону поршней подъемников, движением поршней будет вытеснена по трубопроводу гидросистемы в гидробачок.

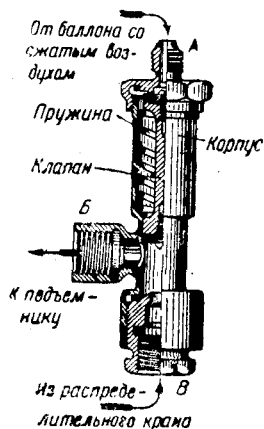
Для аварийного выпуска шасси и хвостового колеса требуется давление не менее 50 ат.

Аварийный обратный клапан хвостового колеса (фиг. 71)

Аварийный клапан включен в магистраль выпуска хвостового колеса и имеет назначением отключать проводку гидросистемы и направлять сжатый воздух в подъемник хвостового колеса при аварийном выпуске.

Аварийный клапан состоит из корпуса, клапана и пружины.

При включении аварийной системы сжатый воздух поступает через штуцер А, преодолевает



Фиг. 71. Аварийный воздушный клапан.

При растормаживании колеса колодки отводятся в исходное положение двумя пружинами 6, поставленными на тормоз с предварительной затяжкой. Эти пружины, кроме того, ускоряют выход воздуха из тормозов камеры при растормаживании. Трубка вентиля тормозной камеры входит в канал штуцера 17 и зажимается вместе с резиновой прокладкой при помощи накидной гайки.

Штуцер крепится двумя болтами. С внешней стороны тормоз закрывается обтекателем 9, который поставлен на заклепках Паркера. В доньшке корпуса имеется отверстие, предназначенное для центровки тормоза на шасси. Крепится тормоз на шасси шестью болтами диаметром 8 мм.

Тормоз шасси

Тормозом шасси пользуются при разворотах во время рулежки самолета по аэродрому и при посадке с целью сокращения пробега самолета.

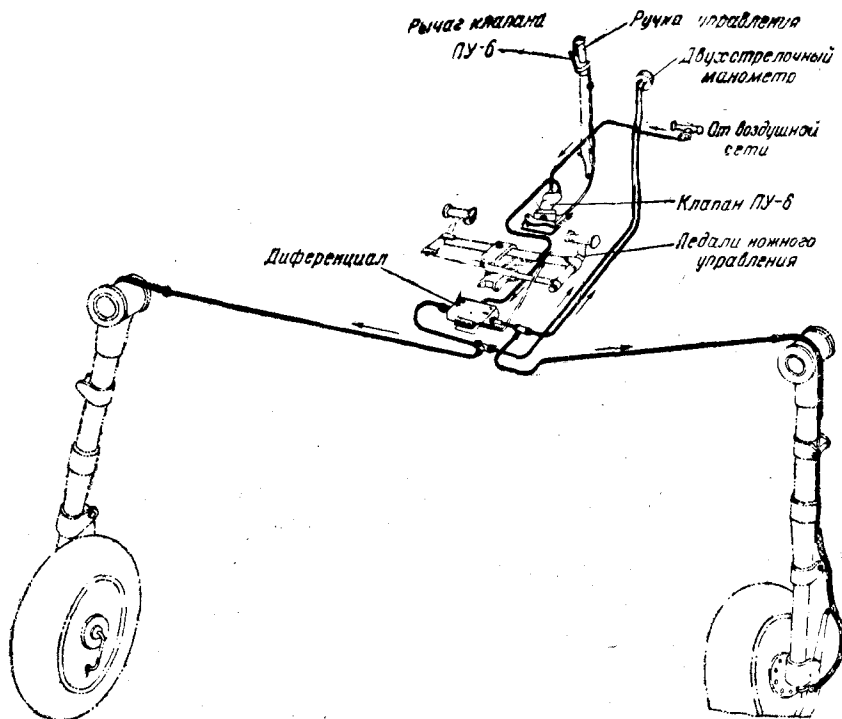
Торможение колес шасси производится при помощи сжатого воздуха, поступающего в тормозные камеры колес.

Управляются тормоза рычажком, установленным на ручке управления самолетом. Торможение колес шасси может быть одновременным правого и левого колеса или же одного колеса, в зависимости от того, в какую сторону разворачивается самолет на земле.

Управление тормозами

К управлению тормозами шасси относятся следующие агрегаты (фиг. 77):

1. Рычаг клапана ПУ-6.
2. Клапан ПУ-6.
3. Дифференциал.



Фиг. 77. Схема управления тормозами.

4. Тяга, соединяющая дифференциал с педалью ножного управления.

5. Воздушный фильтр.

6. Двухстрелочный манометр.

Управление тормозами производится рычагом клапана ПУ-6, установленным на ручке управления самолетом. От тормозного рычага протянут трос в буюденовской оболочке, соединенный с кулачковым рычажком клапана ПУ-6, установленного под полом кабины. При нажатии на тормозной рычаг клапан ПУ-6 открывает доступ сжатого воздуха в дифференциал, от которого идут трубопроводы к правому и левому колесам шасси.

При одновременном торможении обоих колес дифференциал должен стоять нейтрально; при этом сжатый воздух поступает одновременно и равномерно в правое и левое колеса шасси.

Если при торможении педали ножного управления отклонить от нейтрального положения, то тяга, связывающая педаль с дифференциалом, повернет рычаг дифференциала и растормозит колесо, противоположное направлению разворота самолета.

Давление в тормозных камерах колес шасси должно быть 7 ат. Постоянство давления в тормозной сети обеспечивается клапаном ПУ-6, являющимся редуктором. Давление контролируется двухстрелочным манометром, установленным на доске приборов слева.

Трубопровод изготовлен из медных трубок сечением 6×4 мм.

Клапан ПУ-6

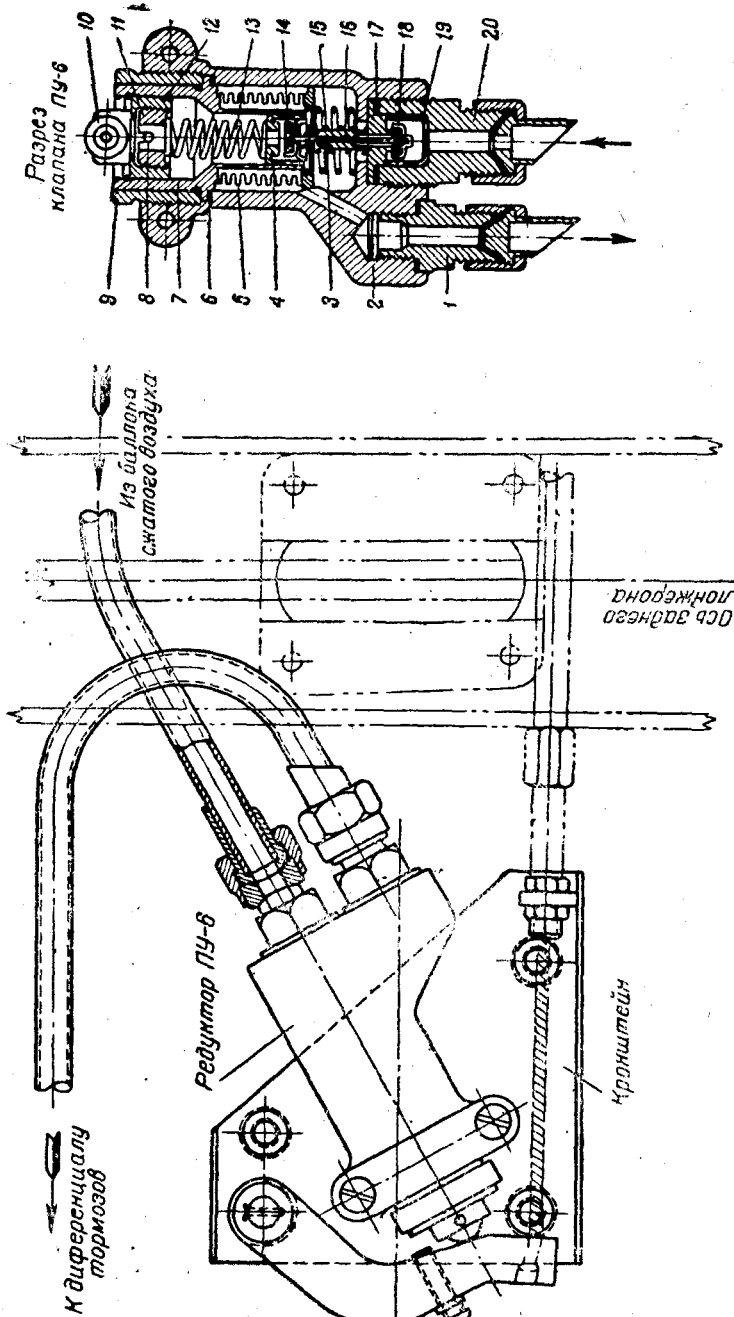
Клапан пневматического управления тормозами ПУ-6 (фиг. 78), установленный под полом кабины, состоит из двух частей: редуктора и системы перепускных клапанов. Редуктор служит для понижения подводимого к клапану высокого давления (50 ат) сжатого воздуха до давления в пределах 7—8 ат. Система перепускных клапанов обеспечивает впуск воздуха в тормозную систему при торможении и выпуск его из системы при растормаживании.

Клапан ПУ-6 устроен следующим образом: в литом алюминиевом корпусе 2 клапана имеются верхняя и нижняя полости, отделенные одна от другой перемычкой с отверстием в центре. Верхняя полость соединена отверстием со штуцером, через который она сообщается с тормозной системой. В нижнюю полость подводится сжатый воздух из баллона. В верхнюю полость корпуса вставляется мембранный поршень, который своим буртиком ложится на заплечики корпуса клапана. Под бортик ставится для уплотнения свинцовая прокладка 6, прижатая гайкой 9.

Мембранный поршень состоит из направляющей 7 и корпуса поршня 4, связанных между собой гофрированной мембраной 5, припаянной концами к корпусу поршня и к направляющей.

Корпус 4 поршня имеет седло с отверстием в центре и может свободно перемещаться внутри корпуса клапана 2. В нижнюю полость корпуса клапана вставляется клапанное устройство, состоящее из корпуса 16, имеющего седло с отверстием в центре, направляющее отверстие для штока и боковые отверстия для прохода воздуха. В направляющее отверстие вставлен шток 3, на концах которого находятся чашки 18 с резиновыми прокладками 14. Нижняя чашка плотно прижата к седлу корпуса 16 пружиной 15, а верхняя входит в корпус поршня 4, не соприкасаясь с его седлом.

Корпус клапанного устройства ложится своими краями на перемычку и прижимается к ней через уплотнительную свинцовую шайбу 17 штуцером 20. В штуцере имеется сетчатый фильтр 19 для очистки воздуха, подаваемого из баллона. В направляющую 7 поршня вставлена редукционная пружина 13, которая ложится на корпус



Фиг. 78. Клапан ПУ-6.

- 1—выходной штуцер; 2—корпус клапана; 3—шток; 4—корпус поршня; 5—мембрана; 6—уплотнительная прокладка; 7—направляющая; 8—штифт; 9—гайка; 10—ролик; 11—регулирующая прокладка; 12—корпус толката; 13—реактивная пружина; 14—резиновая прокладка; 15—пружина; 16—корпус клапанного устройства; 17—уплотнительная шайба; 18—чашка; 19—сетчатый фильтр; 20—входной штуцер.

поршня 4. Сверху на пружину ложится толкач, удерживаемый от выпадания проволочным кольцом.

Толкач состоит из корпуса 12, ролика 10, регулировочной гайки 11 и направляющего штифта 8. Регулировочная гайка ввертывается в корпус толкача и контрится направляющим штифтом, который служит также для предохранения толкача от проворачивания в направляющей части поршня.

Работа клапана ПУ-6. При нажатии на ролик 10 толкача пружина 13 сжимается, при этом корпус 4 поршня опускается вниз, растягивая мембрану. Поршень упирается своим седлом в резиновую прокладку 14, закрывая проход воздуха из тормозной системы в атмосферу. При дальнейшем движении толкача вниз шток 3 клапана опустится вниз, и нижняя резиновая прокладка 14, связанная со штоком, отойдет от своего седла, открывая сообщение между нижней и верхней полостями. Сжатый воздух из баллона через штуцер 20 и канал в корпусе 16 поступает в верхнюю полость. Так как верхняя прокладка 14 перекрывает сообщение верхней полости с атмосферой, то воздух через штуцер проходит в тормоза колес.

Сжатый воздух будет поступать из баллона в тормозную систему до тех пор, пока сила давления воздуха, действующая на мембранный поршень, не превысит силы упругости редуционной пружины 13, вследствие чего мембранный поршень поднимется, сжав еще больше редуционную пружину. При этом шток 3 клапана тоже приподнимется вверх и закроет доступ воздуха из баллона в верхнюю полость корпуса клапана.

С изменением силы нажима на толкач, т. е. с изменением степени сжатия редуционной пружины, меняется давление воздуха, посылаемого в тормозную систему.

После прекращения нажатия на толкач пружина освобождается, все детали принимают исходное положение, а воздух из тормозной системы выходит через верхнюю часть клапана в атмосферу. Регулировку клапана производят на давление 7—8 ат путем ввинчивания или вывинчивания регулирующего болта, нажимающего на толкач клапана.

Дифференциал

Дифференциал пневматического управления тормозами (фиг. 79), установленный за педалями ножного управления, представляет собой агрегат, обеспечивающий одновременное торможение двух колес при нейтральном положении руля направления и одного правого или левого колеса при отклонении руля направления.

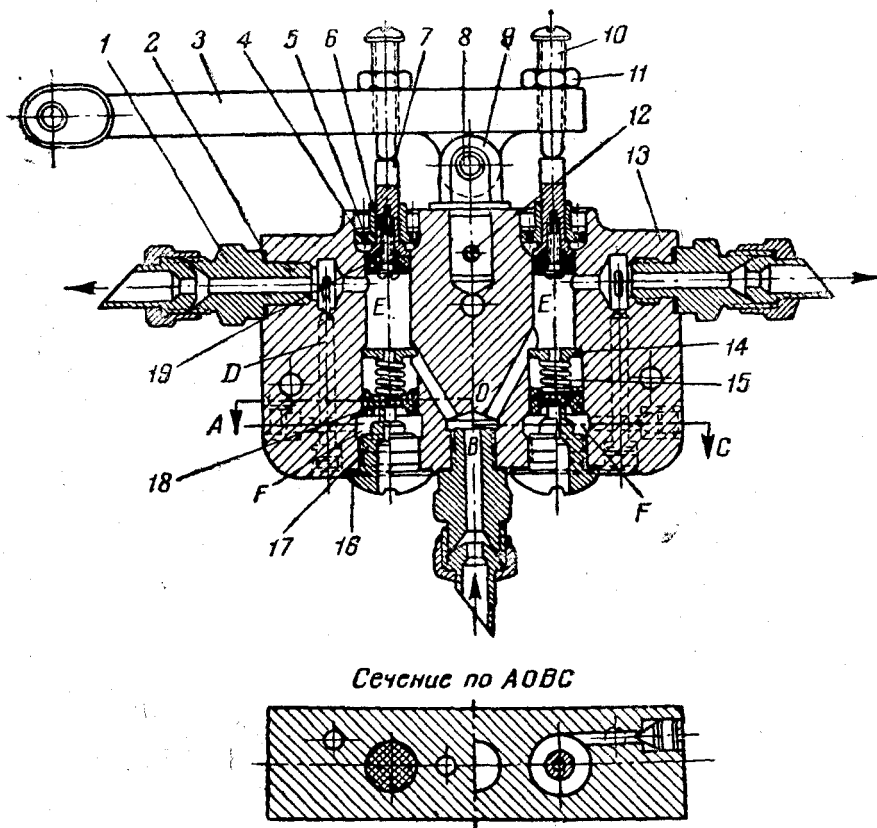
Дифференциал состоит из алюминиевого корпуса 13, имеющего два сквозных канала, соединенных двумя косыми каналами с нижним гнездом под штуцер, и два верхних канала, сообщающихся с боковыми гнездами под штуцеры и с каналами D.

В каждое гнездо корпуса ввернут штуцер 1 с клингеритовой прокладкой 2. В верхние части каналов вставлены поршни 7 с манжетами 19, прикрепленные винтами 4. Поршни перемещаются в направляющих втулках 6, закрепленных в гнездах каналов контровочными кольцами 5. Направляющие втулки имеют, кроме центральных направляющих отверстий, еще отверстия во фланце для прохода воздуха из тормозной системы в атмосферу. В средней части каналов E имеют клапанные устройства, состоящие из клапанов 18 и пружин 15 с направляющими тарелочками 14, которые прижаты к седлам каналов. В нижней части каналы имеют резьбу, в которую ввернуты пробки 17 со сквозными центральными отверстиями, перекрытыми клапанами 18.

Под пробки поставлены клингеритовые прокладки для уплотнения. Сверху в центральное гнездо корпуса впрессована вилка 9, закреплен-

ная штифтом 12. В вилку вставлен рычаг 3, шарнирно закрепленный валиком 8. В рычаге имеются два толкача 10, которые регулируются и законтриваются контргайкой 11. Клапан 18 разделяет каждый канал на две полости: верхнюю E и нижнюю F. Верхняя полость сообщается с нижней посредством канала D, а нижняя полость сообщается с атмосферой через отверстие в пробке 17.

Работа дифференциала. Нейтральное положение рычага 3 соответствует нейтральному положению руля направления. При нажатии на рычаг управления клапаном ПУ-6 сжатый воздух свободно по-



Фиг. 79. Дифференциал управления тормозами.

1—штуцер; 2—уплотнительная прокладка; 3—рычаг; 4—винт; 5—контрольное кольцо; 6—направляющая втулка; 7—поршень; 8—валик; 9—вилка; 10—толчок; 11—контргайка; 12—штифт; 13—корпус; 14—направляющая тарелочка клапана; 15—пружина; 16—уплотнительная прокладка; 17—пробка; 18—клапан; 19—манжета.

ступает через нижний штуцер по косым каналам в камеры E, откуда идет через боковые штуцеры в тормоза колес. При этом отверстия в пробках 17, соединяющие нижние полости с атмосферой, перекрыты клапанами 18. При отклонении руля направления рычаг 3 поворачивается вокруг оси валика 8, нажимая одним из толкачей 10 на соответствующий поршень 7.

Манжета 19, прикрепленная к поршню, опускаясь вместе с поршнем вниз, закрывает доступ сжатого воздуха к тормозам одного из колес. После того как манжета минует боковое отверстие, сжатый воздух из соответствующего тормоза через боковой штуцер и отверстия во фланце втулки 6 выходит в атмосферу, и колесо растормаживается.

При повороте рычага 3 на угол в диапазоне 9—12° может быть такое положение, когда поршень полностью перекроет своей манжетой

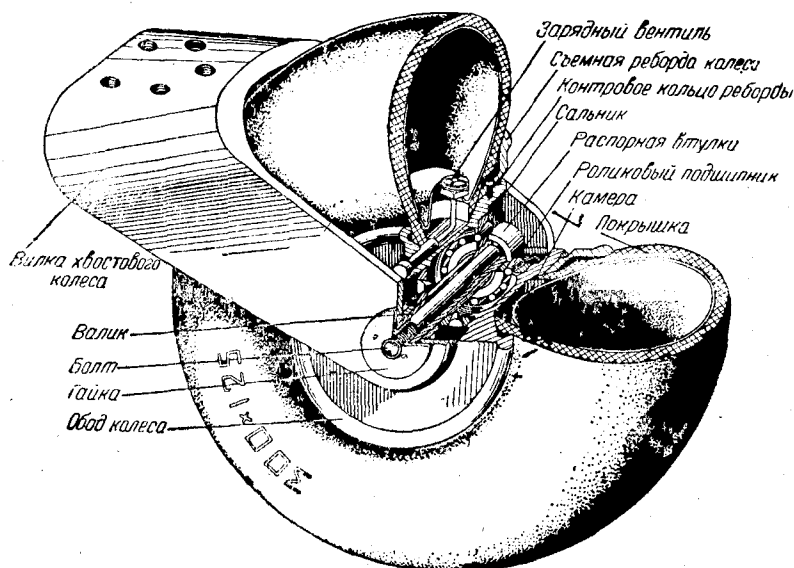
боковое отверстие, вследствие чего воздух из тормоза не сможет выйти в атмосферу, и колесо останется заторможенным даже после прекращения подачи воздуха через клапан управления. При выключенном клапане ПУ-6 это может привести к развороту самолета в противоположную сторону, так как воздух выйдет из тормоза, на противоположном колесе, вследствие чего оно будет расторможено, а то колесо, которое необходимо растормозить, останется заторможенным. Для предотвращения такого положения служат предохранительные клапаны 18, которые после прекращения подачи воздуха в дифференциал растормаживают оба колеса, в каком бы положении в этот момент ни находился рычаг дифференциала.

Принцип работы предохранительного клапана заключается в следующем: после прекращения подачи воздуха из баллона (через клапан ПУ-6) в дифференциал воздух из верхних полостей *E* выйдет через клапан ПУ-6 в атмосферу, растормозив тормоз с открытым каналом.

Из тормоза, сообщение которого с клапаном ПУ-6 перекрыто манжетой поршня, воздух пройдет через канал *D* в полость *F*, приподнимет клапан 18 и через открывшееся в пробке 17 отверстие выйдет в атмосферу.

Хвостовое колесо

Хвостовое колесо (фиг. 80) самоориентирующееся, с пневматиком, размером 300×125 мм, крепится на оси вилки амортизационной стойки.



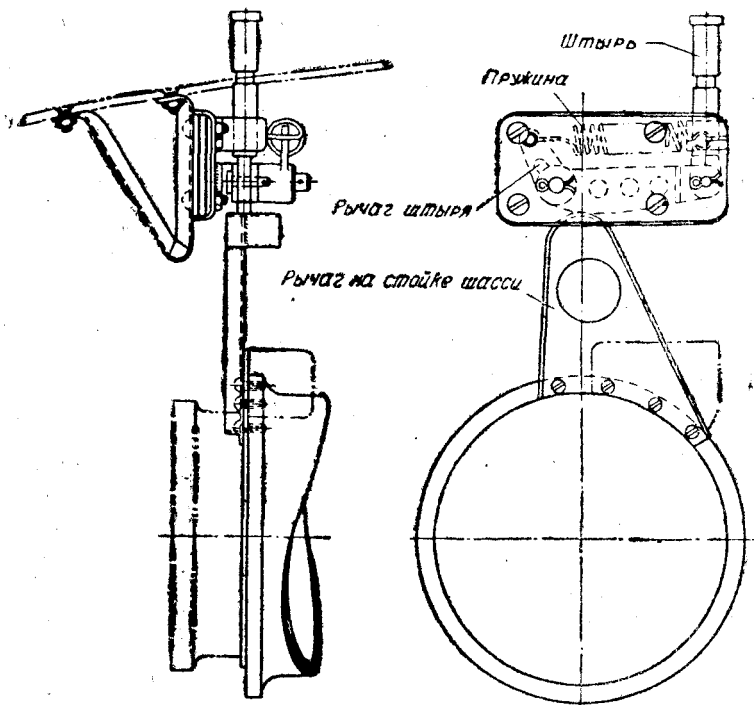
Фиг. 80. Хвостовое колесо.

Колесо вращается на двух конических роликовых подшипниках. В полете колесо полностью убирается в фюзеляж и закрывается щитками.

5. СИГНАЛИЗАЦИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ И ХВОСТОВОГО КОЛЕСА

Для указания положения шасси имеются световая и механическая сигнализации. Световая сигнализация осуществлена при помощи четырех электролампочек, установленных на электрощитке с левой стороны доски приборов. Когда шасси убрано, загораются две красные лампочки, когда выпущено — две зеленые лампочки.

Механическая сигнализация осуществлена при помощи штыря, который при выпуске шасси выталкивается из центроплана рычагом, установленным на стойке шасси (фиг. 81).



Фиг. 81. Механическая сигнализация положения шасси.

Для указания выпущенного положения хвостового колеса служит световая сигнализация при помощи электрической лампочки, установленной на электрощитке в центре между лампочками сигнализации положения шасси. При выпущенном хвостовом колесе лампочка загорается.

Глава III

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Управление самолетом Ла-7 состоит из:

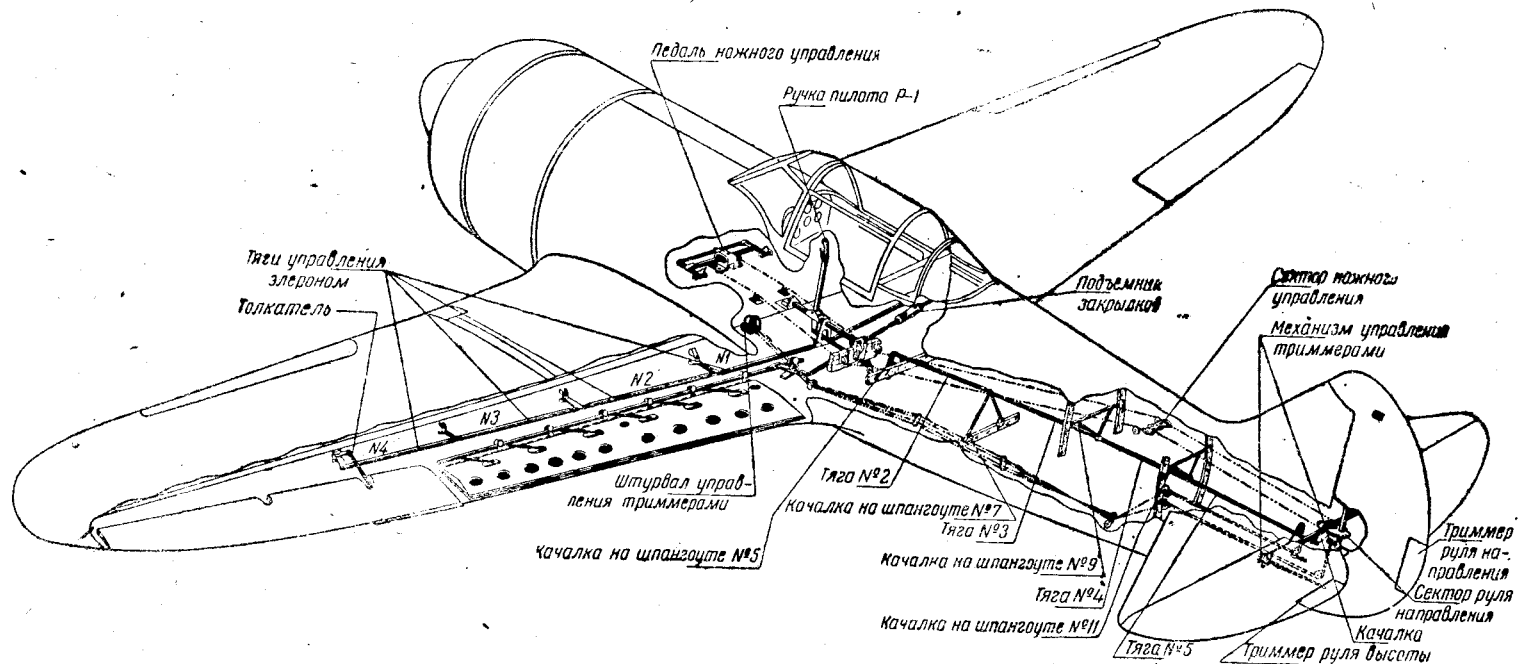
- а) ручного управления рулем высоты и элеронами крыла,
- б) ножного управления рулем направления,
- в) управления триммерами рулей и
- г) управления закрылками.

Общая схема управления самолетом дана на фиг. 82.

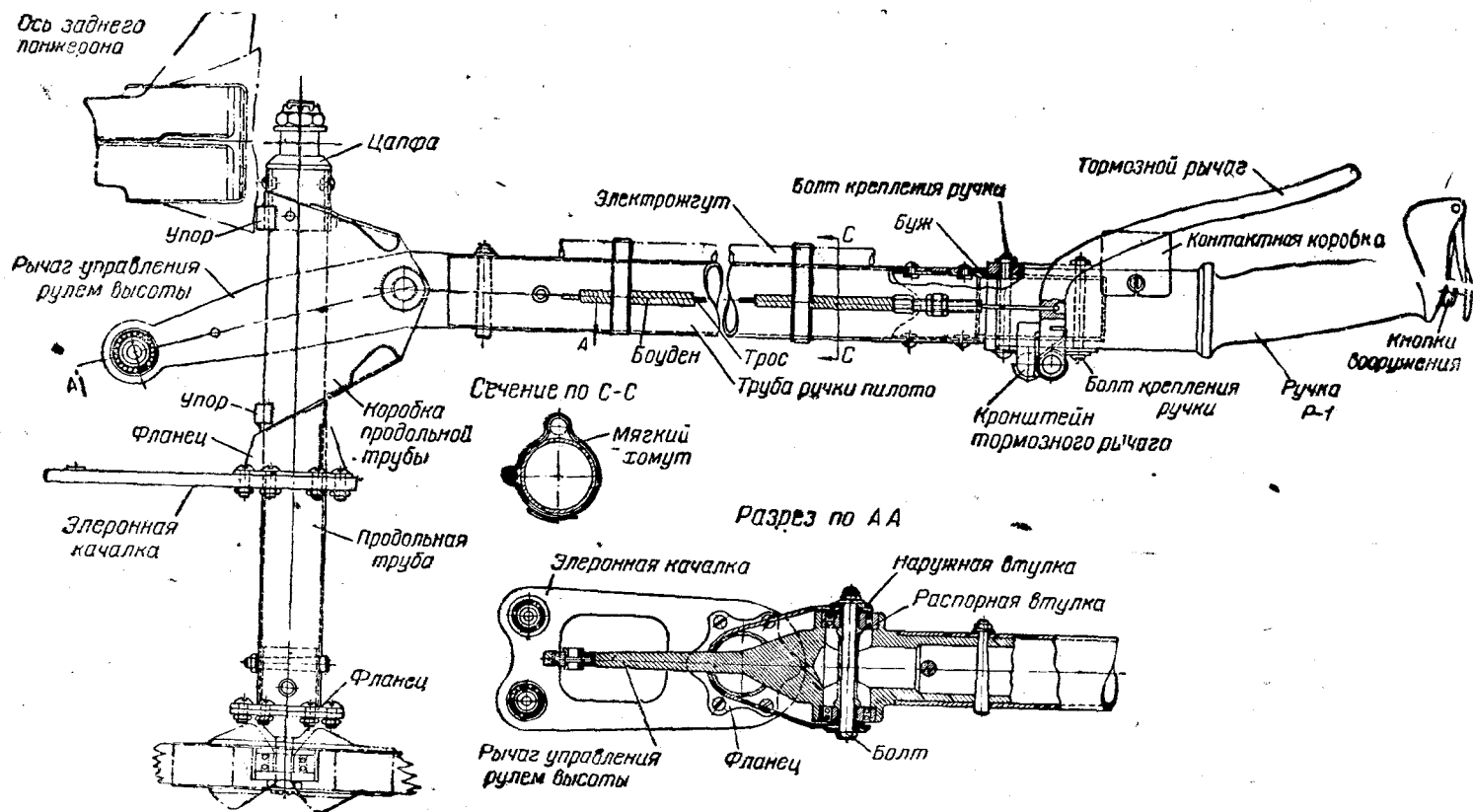
1. РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Управление рулем высоты и элеронами (фиг. 82) осуществляется при помощи ручки, жестких трубчатых тяг и качалок. Движение ручки передается через металлические тяги к рулю высоты и к элеронам.

Ручка управления (фиг. 83) представляет собой неравноплечий рычаг первого рода, состоящий из трубы, рычага и рукоятки. Труба хроманселевая сечением 40×37 мм, термически обработана до $k_z = 90-125$ кг/см². В верхний конец трубы туго вставлен и приклепан



Фиг. 82. Управление самолетом.



Фиг. 83. Ручка управления.

стальными заклепками буж, на который надета рукоятка, закрепленная двумя болтами.

Под головки болтов крепления рукоятки установлен кронштейн тормозного рычага. В нижнем конце трубы двумя конусными шпильками укреплен рычаг управления рулем высоты. В средней, широкой, части рычага впрессованы два шарикоподшипника, внутренние ободы которых зажаты одной распорной и двумя наружными втулками. Сквозь эти втулки и подшипники пропущен болт, крепящий ручку управления к коробке, приваренной к продольной трубе.

В рукоятке Р-1 смонтированы кнопки электроспуска и бомбового вооружения и разъемная монтажная коробка, к которой подведен электрожгут. Под болты крепления рукоятки поставлен кронштейн тормозного рычага. В тормозном рычаге заделана тросовая тяга, заключенная в боуденовскую оболочку. Последняя закреплена на трубе ручки пилота штырем и вместе с электрожгутом мягкими хомутами.

Коробка крепления рычага ручки изменена по сравнению с конструкцией коробки на самолете Ла-5.

Нижняя часть ручки управления закрыта чехлом из брезента «Хаки», укрепленным к полу пилота.

Углы отклонения ручки:

вперед	13°15'	вправо	21°
назад	22°30'	влево	21°

Продольная труба хроманселевая, сечением 35×32 мм. В передней части трубы имеется вырез для рычага управления рулем высоты. К трубе по обе стороны выреза приварена коробка крепления ручки управления, а снизу, у краев выреза, — упоры, ограничивающие отклонение ручки вперед и назад.

К средней части продольной трубы приварен фланец, усиленный ребрами жесткости; к фланцу болтами крепится элеронная качалка. Фланец имеет окно для тяги управления рулем высоты. Качалка изготовлена из листового дуралюмина и имеет на нижнем конце два впрессованных шарикоподшипника для тяг управления элеронами.

Продольная труба на переднем и заднем концах имеет цапфы, которыми она опирается на шарикоподшипники, установленные на заднем лонжероне центроплана и на перемышке шпангоута № 4 фюзеляжа, и может вращаться.

На заднем конце продольной трубы установлен фланец, к которому на болтах прикреплен ограничитель отклонения ручки вправо — влево.

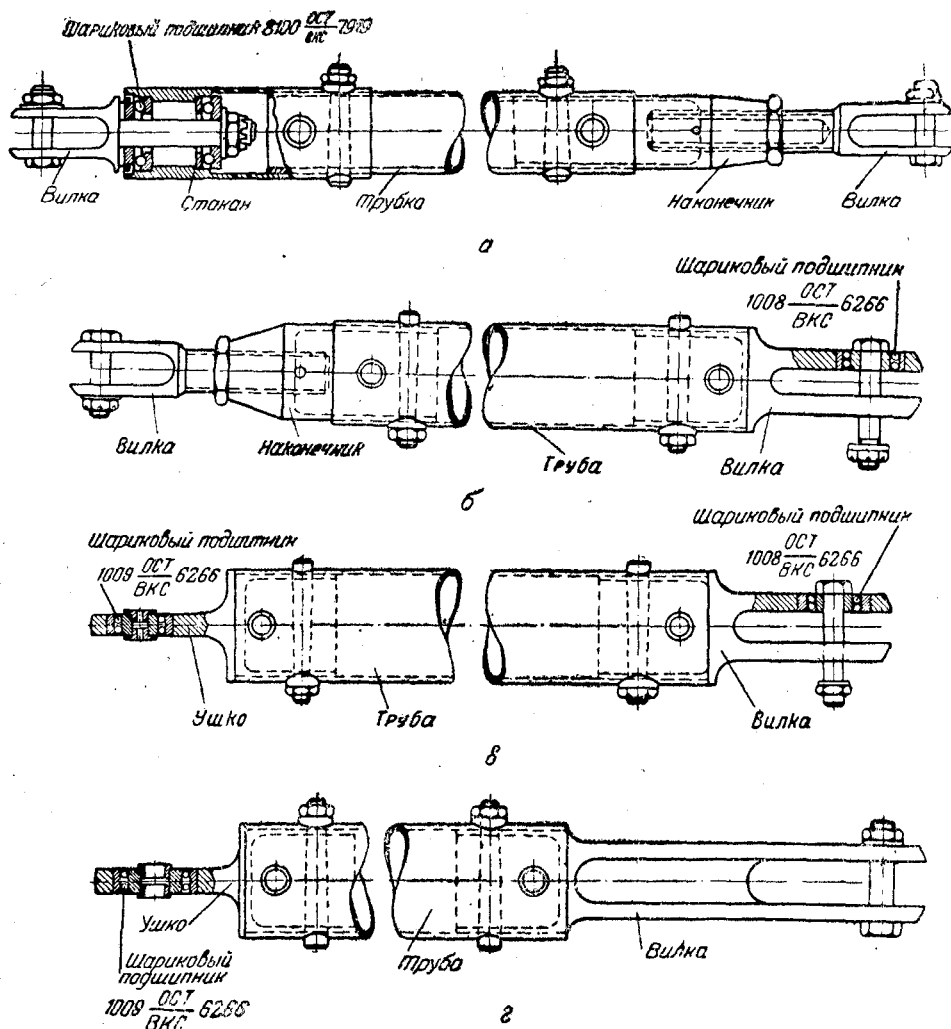
Тяги и качалки управления рулем высоты

Передача движения от ручки управления к рулю высоты осуществляется при помощи пяти тяг, идущих вдоль фюзеляжа и соединенных одна с другой через качалки, установленные на шпангоутах № 5, 7, 9 и 11 фюзеляжа (фиг. 84).

Тяга № 1 (фиг. 84,а) представляет собой хроманселевую трубу сечением 28×25 мм. В переднем конце тяги на двух конусных шпильках укреплен дуралюминовый наконечник с вильчатым болтом, позволяющим регулировать длину тяги. На задний конец тяги надет стальной наконечник с шарикоподшипниками. Наконечник закреплен на трубе конусными шпильками.

Тяга соединена передней вилкой с рычагом ручки управления, а задним вильчатым хвостовиком — с нижним концом качалки, установленной на шпангоуте № 5 фюзеляжа. Вращающийся хвостовик позволяет тяге проворачиваться вокруг своей продольной оси при отклонении ручки вправо — влево.

Тяга № 2 (фиг. 84,б) изготовлена из дуралюминовой трубы сечением 38×36 мм. Передний конец тяги имеет регулируемый вильчатый болт, ввернутый в стакан, закрепленный в трубе конусными шпильками. На заднем конце тяги № 2 поставлен вильчатый стакан для соединения с тягой № 3 и с качалкой на шпангоуте № 7 фюзеляжа.



Фиг. 84. Тяги управления рулем высоты.

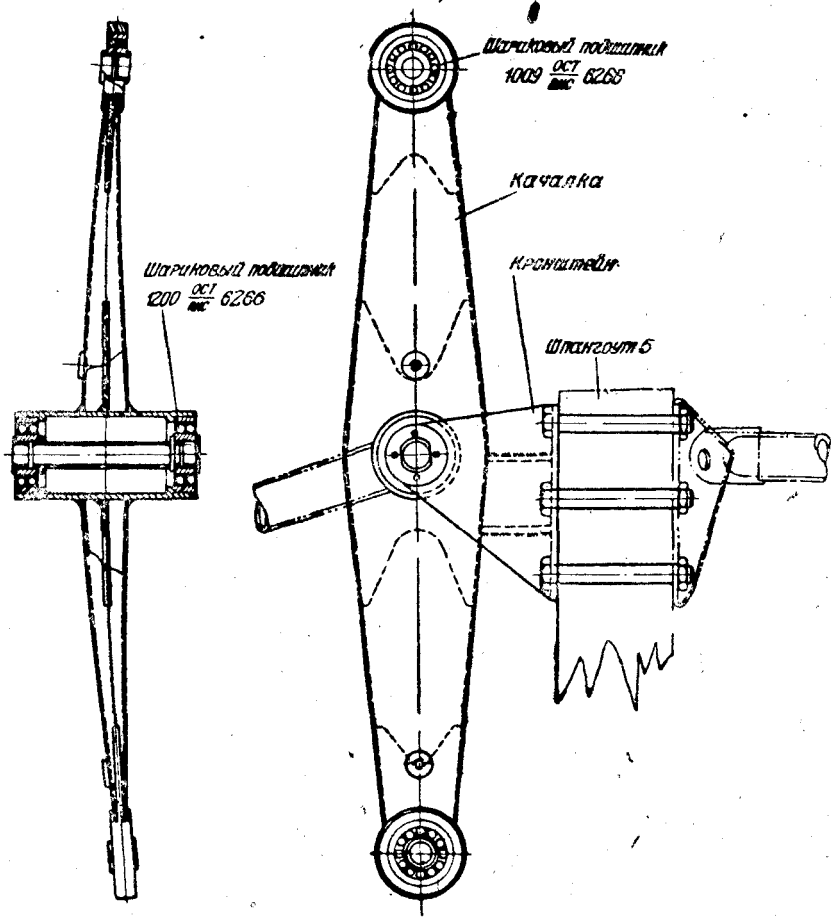
а—тяга № 1; б—тяга № 2; в—тяги № 3 и 4; г—тяга № 5.

Тяги № 3, 4 и 5 (фиг. 84, в и г) по конструкции аналогичны. Они изготовлены из дуралюминовых трубок сечением 38×36 мм. На концах тяг конусными шпильками закреплены вильчатые и ушковые стаканчики с впрессованными шарикоподшипниками.

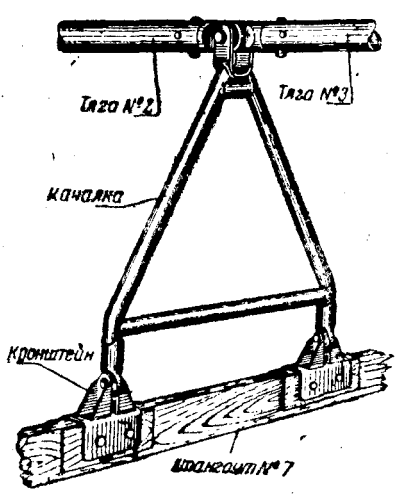
Качалка на шпангоуте № 5 (фиг. 85) установлена на стальном сварном кронштейне.

Качалка представляет собой двуплечий рычаг, сваренный из двух щек. В среднюю часть качалки вварена точеная втулка с впрессованными шарикоподшипниками. В шарикоподшипники втулки вставлен болт, являющийся осью вращения качалки.

На концах качалки вварены штампованные ушки, в которые также впрессованы шарикоподшипники.



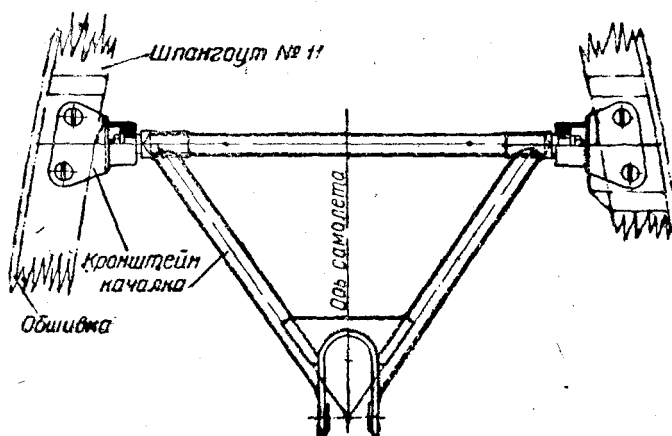
Фиг. 85. Качалка на шпангоуте № 5.



Фиг. 86. Качалка на шпангоуте № 7.

Качалка на шпангоуте № 7 (фиг. 86) установлена на двух стальных кронштейнах, укрепленных на перемычке шпангоута болтами. Качалка сварена из стальных трубок в виде треугольника. На нижние концы качалки надеты и закреплены трубчатыми пистонами дуралюминовые наконечники, в которые впрессованы шарикоподшипники.

Верхняя часть качалки заканчивается вилкой для присоединения тяг № 2 и 3.



Фиг. 87. Качалки на шпангоутах № 9 и 11.

Качалки на шпангоутах № 9 и 11 (фиг. 87) по конструкции аналогичны качалке на шпангоуте № 7. Качалки опираются на узлы с шарикоподшипниками. Узлы закреплены на шпангоутах двумя болтами каждый.

Тяги и качалки управления элеронами

Передача движений от ручки управления самолетом к элеронам осуществляется при помощи жестких тяг № 1, 2, 3, 4 (фиг. 88), идущих вдоль заднего лонжерона крыла, двух толкателей и девяти качалок.

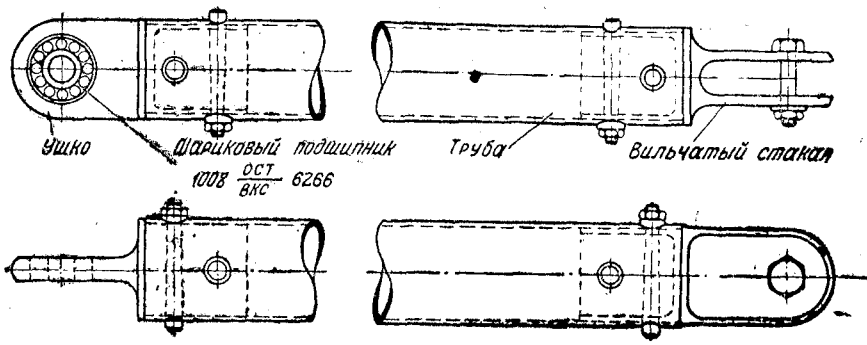
Тяги управления элеронами устроены аналогично тягам управления рулем высоты. Каждая тяга представляет собой дуралюминиевую трубу (марки Д6) сечением 32×30 мм, на концах которой двумя конусными шпильками укреплена вилка или ушко.

Шарнирные соединения тяг № 1 и 2, 3 и 4 того же типа, что и соединения тяг управления рулем высоты. Шарикоподшипники в вилках и ушках тяг в этих соединениях типа 1008 $\frac{ОСТ}{ВКС}$ 6266.

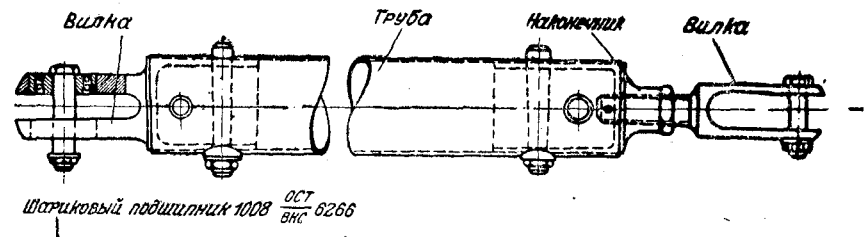
Передний конец тяги № 1 (фиг. 88,а) и задний конец тяги № 4 (фиг. 88,в) имеют нерегулируемые вилки без шарикоподшипников; передний конец тяги № 1 соединяется с шарикоподшипниками качалки продольной трубы ручки управления, задний конец тяги 4 — с двухрычажной концевой качалкой у нервюры № 8 консоли крыла.

Задний конец тяги № 2 (фиг. 88,б) и передний конец тяги № 3 регулируемые. В наконечники их ввернуты вильчатые болты с гайками, а в концах труб просверлены контрольные отверстия диаметром 2 мм. Вильчатые болты своими вилками крепятся к шарикоподшипникам общей качалки.

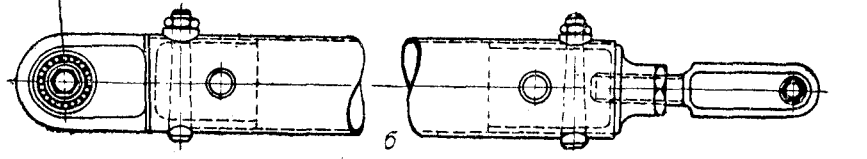
Вильчатые болты изготовлены из стали с45, вилки, наконечники и ушки тяг — из дуралюмина Д6.



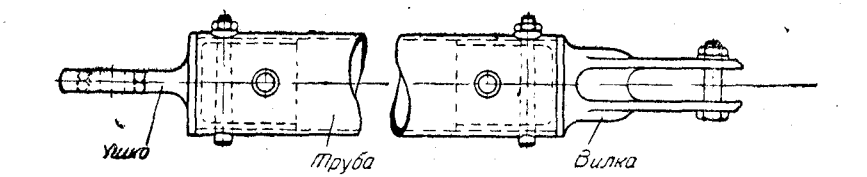
а



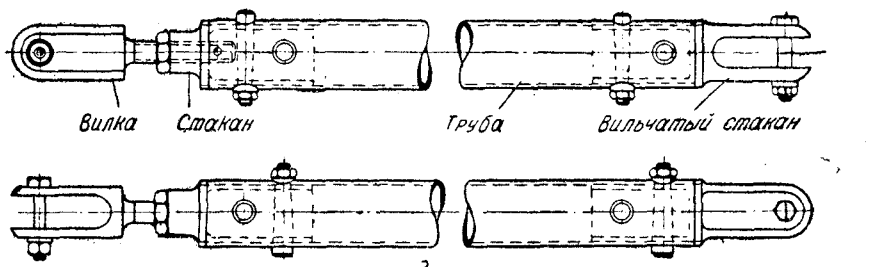
б



в

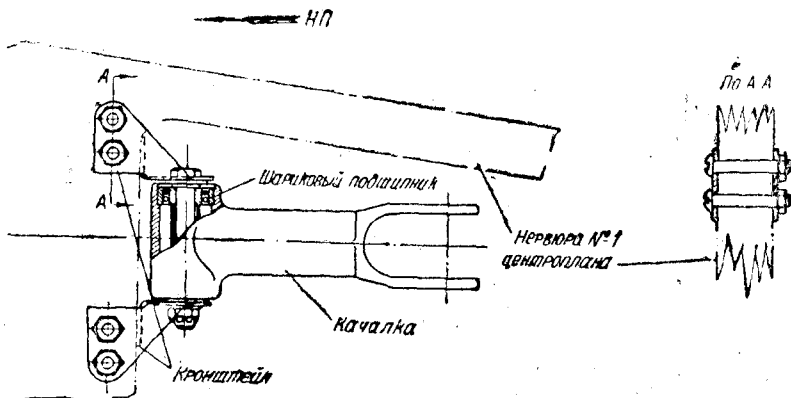


г



Фиг. 88. Тяги управления элеронами.
 а—тяга № 1; б—тяги № 2 и 3; в—тяга № 4; г—толкатель.

Толкатель (фиг. 88,2) изготовлен из дуралюминовой трубы сечением 20×18 мм. В одном конце трубы укреплены двумя конусными шпильками нерегулируемая вилка, а в другом такими же конусными шпильками укреплен наконечник, в который ввертывается вильчатый болт с гайкой для регулировки длины толкателя.

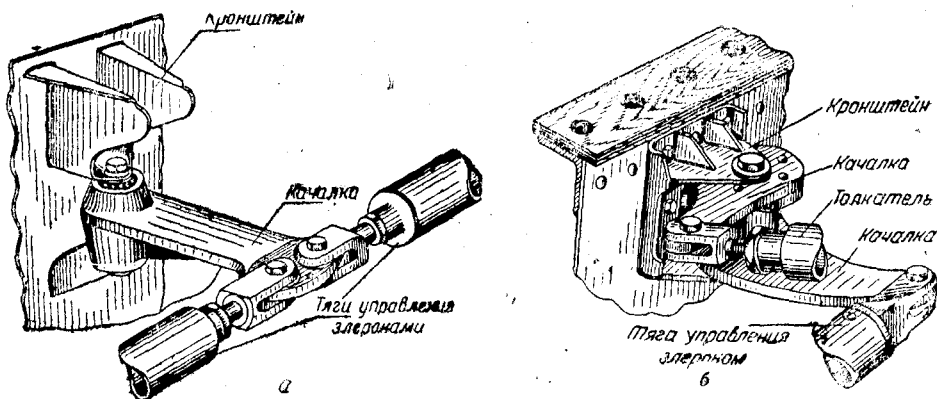


Фиг. 89. Качалка управления элеронами на нервюре № 1 центроплана.

Толкатель соединяется регулирующим концом с двухрычажной качалкой на нервюре № 8 консоли, а другим концом с кабанчиком элерона.

Качалка, установленная на нервюре № 1 центроплана (фиг. 89) и на нервюре № 4 консоли, штампованная из дуралюмина Д1. Качалка крепится к хвостовой части нервюр на стальных сварных кронштейнах осевым болтом, на который надета качалка своей муфтой с двумя шарикоподшипниками. Второй конец качалки, выполненный в форме вилки, соединяется шарнирно с тягами.

Качалка, установленная на стыковом узле лонжерона центроплана (фиг. 90,а), представляет собой плоский рычаг со



Фиг. 90. Качалка управления элеронами.

а—на стыковом узле центроплана; б—у нервюры № 8 консоли крыла.

втулкой, изготовленный из дуралюмина Д1 горячей штамповкой. Во втулку рычага впрессованы два шарикоподшипника.

Во второй конец рычага впрессованы два шарикоподшипника для соединения с тягами управления. Во внутреннюю обойму каждого шарикоподшипника вставлены две стальные втулочки с буртом для создания распора в вилке присоединяемой тяги. Качалка крепится к

ушкам, приваренным к стыковому узлу заднего лонжерона центроплана.

Качалка, установленная на заднем лонжероне консоли крыла около нервюры № 8 (фиг. 90,б), концевая, двухрычажная. Рычаги качалки изготовлены из дуралюмина Д1 толщиной 7 мм. На концах рычагов впрессованы шарикоподшипники типа 1008 $\frac{\text{ОСТ}}{\text{ВКС}}$ 6266 для соединения с тягой № 4 и толкателем. Рычаги приклепаны к дуралюминовой втулке из Д1.

По концам втулки впрессованы такие же шарикоподшипники, между которыми поставлена распорная стальная трубка. Качалка крепится болтом диаметром 8 мм к кронштейну, в ушки которого впрессованы стальные втулочки. Кронштейн сварной из стали хромансиль, крепится болтами к заднему лонжерону консоли.

Все дуралюминовые детали управления оксидированы.

2. НОЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Управление рулем направления осуществляется при помощи педали, связанной стальными тросами с сектором на руле направления (см. фиг. 82).

Тросовая проводка от педали проходит через ролики, установленные на обшивке центроплана, на шпангоутах № 4 и 5, и через сектор на шпангоуте № 10.

Для натяжения тросов и выбора люфтов имеются четыре тандера — два на участке между роликами на обшивке центроплана и роликами на шпангоуте № 4 и два на участке между шпангоутами № 14 и 15 фюзеляжа.

Тросы натягиваются при окончательной регулировке усилием 40—50 кг.

Отклонение педали ножного управления и руля направления составляет 25° вправо и 25° влево.

Педаль ножного управления

Педаль состоит из следующих элементов (фиг. 91): передней трубы 1, задней трубы 2, кронштейна педали 3, звена 4, стремени 5, секторов для крепления тросов 6.

Передняя и задняя трубы и боковые звенья 4 образуют шарнирный параллелограм, обеспечивающий параллельное движение стремени при отклонении педали.

Основную нагрузку при нажиме на педаль воспринимает труба 1, изготовленная из хромансильевой стальной трубы сечением 30×27 мм.

Труба 2 является звеном параллелограмма и изготовлена из углеродистой стали сечением 16×14 мм.

В среднюю часть передней и задней труб вварены втулки, которыми они опираются на шарнирные болты кронштейна педали.

На концах труб вварены втулки для крепления боковых звеньев 4. Боковое звено 4 из трубы углеродистой стали сечением 28×25 мм, к которой приварены две обоймы из листовой углеродистой стали толщиной 1,5 мм; при помощи обойм звено скрепляется с передней и задней трубами.

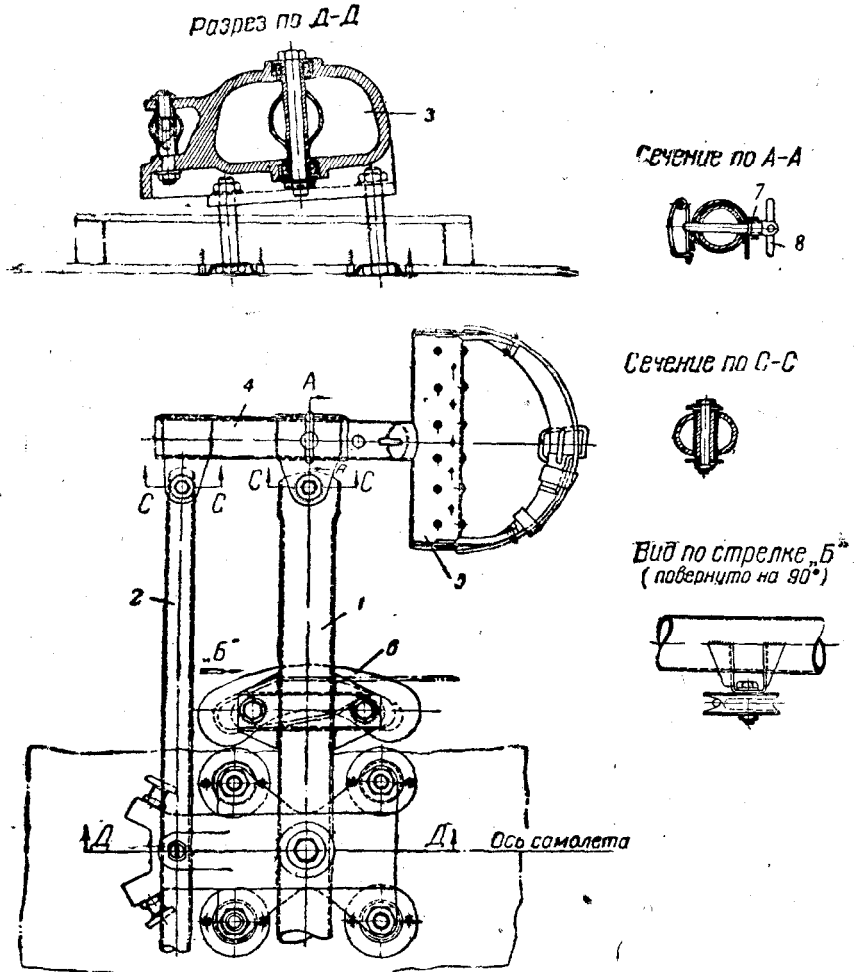
Для регулировки педали под рост летчика в трубе звена сделаны отверстия для фиксатора 8. К трубе звена приварены шайбы 7 с резьбой, в которые ввертывается фиксатор.

Стремя 5 сварено из двух труб углеродистой стали в виде буквы «Т». Для регулировки педали под рост летчика в продольную

трубу стремени сварены четыре трубки, на расстоянии 30 мм одна от другой, через которые проходит стопорный палец.

В месте опоры ноги пилота на трубу стремени наварены в шахматном порядке точки высотой 2 мм, препятствующие соскальзыванию ноги летчика с педали.

На концах поперечной трубы стремени приварены сержки для крепления ремней педали. Тросы ножного управления прикреплены к



Фиг. 91. Педаль ножного управления.

секторам 6, закрепленным двумя болтами к коробочкам, приваренным снизу к передней трубе педали. Сектор 6 литой, из алюминиевого сплава, имеет канавку, в которую ложится трос при отклонении педали.

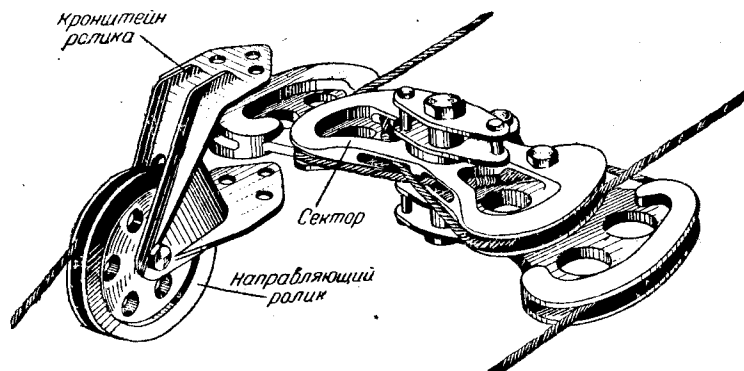
Кронштейн педали 3 литой, из алюминиевого сплава. Для шарнира передней трубы в кронштейн впрессованы два шарикоподшипника. В передней части кронштейна имеются ушки для осевого болта трубы 2 и по бокам — два прилива для упорных болтов ограничителя. При отклонении педали сектор 6 на трубе 1 упирается в упорные болты и ограничивает ход педали.

Основание кронштейна имеет четыре ушка для 8-мм болтов крепления педали к обшивке центроплана, усиленной в этом месте бобышкой.

Осевой болт задней трубы пустотелый. В полость болта закладывается смазка для смазывания шарнира. Все остальные шарниры педали смазываются при сборке. Педаль ножного управления установлена на верхней обшивке центроплана.

Сектор на шпангоуте № 10 (фиг. 92)

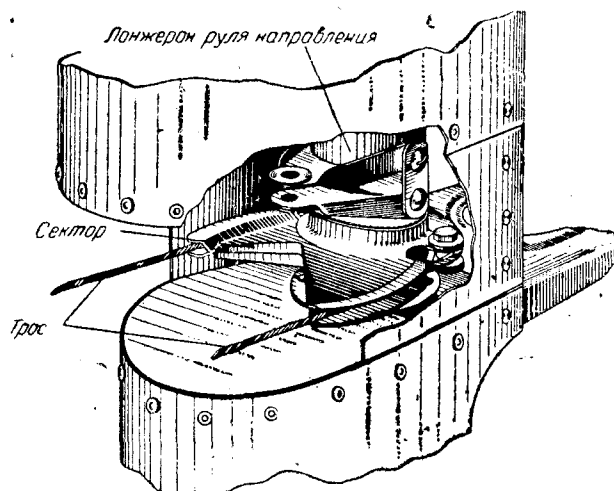
Сектор на шпангоуте № 10 служит для изменения передаточного числа от педали к рулю направления; для этого радиусы прикрепления



Фиг. 92. Сектор ножного управления.

тросов на педали сделаны вдвое больше радиусов на секторе руля направления (фиг. 93).

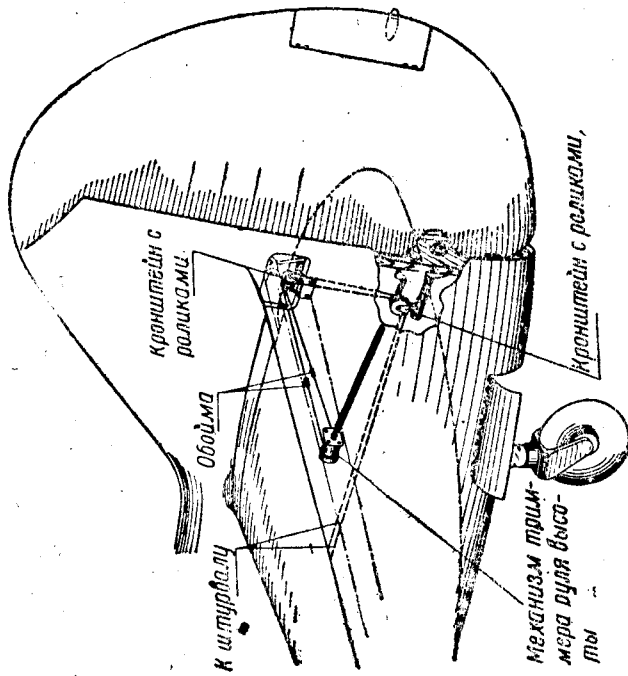
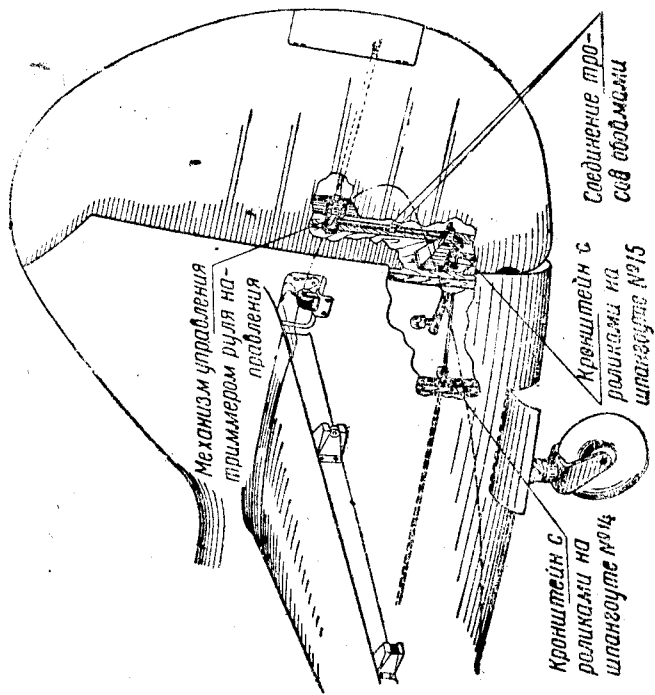
Сектор литой, из алюминиевого сплава, имеет два ряда канавок: нижние — большего радиуса для тросов от педали, верхние — меньшего радиуса для тросов к сектору руля.



Фиг. 93. Сектор на руле направления.

Концы тросов заделаны обычной заплеткой и прикреплены к сектору через валики, вставленные в приливы.

Сектор закреплен на двух деревянных панелях на шпангоуте № 10 фюзеляжа при помощи длинного болта, вставленного в опоры, заделанные в панели снизу и сверху.



Фиг. 94. Схема проводки управления триммерами.

Тросовая проводка и ролики

От педали до сектора на шпангоуте № 10 протянуты тросы 127ссТОГ-3, от сектора до руля направления — тросы 127ссТОГ-4.

Перед постановкой на машину тросы должны быть вытянуты усилием 250 кг в течение 5 мин. на валике диаметром 5 мм. На перегибах тросы оттягиваются роликами, установленными на обшивке центроплана (сзади педали) и на шпангоутах № 4, 5 и 10.

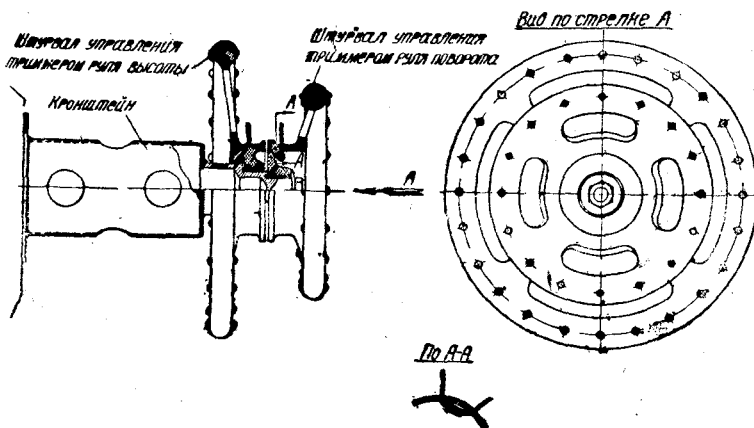
Кронштейны роликов литые, из алюминиевого сплава АЛ7. Ролики, установленные на обшивке центроплана, типа 1199с40-5, на шпангоуте № 5 — типа 1199с80-8, все остальные ролики типа 1199с60-8.

Окончательно отрегулированная тросовая проводка должна иметь натяжение 40—50 кг. Натяжение тросов производится тандемами, включенными в тросовую проводку.

3. УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ

Для обеспечения равновесия самолета в полете на различных режимах рули направления и высоты снабжены триммерами (фиг. 94).

Триммеры управляются штурвалами из кабины посредством тросов, подведенных к механизмам триммеров.



Фиг. 95. Штурвалы управления триммерами.

При вращении штурвалов триммеры рулей отклоняются на 17° в обе стороны от своего нейтрального положения.

На левом элероне крыла взамен управляемого триммера приклепана тонкая пластина (неуправляемый триммер), которая может быть отогнута на земле летчиком вверх или вниз.

Отклоняя триммер руля направления и отгибая пластину на левом элероне, можно устранить влияние реакции винтомоторной группы и достичь поперечного и путевого равновесия самолета.

Отклоняя триммер руля высоты, можно достичь продольного равновесия самолета.

Штурвалы управления триммерами рулей (фиг. 95) установлены на левом борту фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4. Штурвалы литые из алюминиевого сплава АЛ6, установлены на общем стальном кронштейне, который своим основанием прикреплен шурупами к бобышке на борту фюзеляжа.

Муфта штурвала сделана в виде гладкого барабана, на который намотан трос, продетый через отверстия. При вращении барабана один конец троса наматывается, другой сматывается. Каждый штурвал вращается самостоятельно.

При вращении штурвала триммера руля направления по часовой стрелке триммер отклоняется вправо.

При вращении штурвала триммера руля высоты по часовой стрелке триммер отклоняется вверх.

Для полного отклонения триммера от нейтрального положения требуется повернуть штурвал на полоборота.

Тросовая проводка к триммерам рулей выполнена тросом марки БссТГ1,8. Перед постановкой на машину трос должен быть предварительно вытянут силой 90 кг в течение 10 мин.

От штурвалов управления тросы идут через ролики, установленные на балке пола кабины, через направляющие на шпангоутах № 5 и 7, ролики на шпангоутах № 10, 12, 14 и 15 к механизмам, установленным в руле направления и руле высоты.

Ролики изготовлены из пластмассы «волокнит» и имеют стальные втулки. Кронштейны роликов стальные, сварные и крепятся к шпангоутам болтами и пистонами.

Для упрощения монтажа ролики на шпангоутах № 10, 12 и 15 установлены на самоориентирующихся кронштейнах.

Направляющие тросов, укрепленные шурупами на шпангоутах № 5 и 7, изготовлены из дельта-древесины в форме пластин с отверстиями, через которые продеты тросы.

Тросовая проводка управления триммерами руля высоты и руля направления до шпангоута № 10 идет через ролики, установленные на общих кронштейнах. Начиная со шпангоута № 12, тросы проведены через ролики, установленные на самостоятельных кронштейнах.

Окончательно отрегулированная тросовая проводка должна иметь натяжение 25—30 кг для устранения люфтов и предотвращения провисания тросов. Натяжение достигается при помощи тандеров 229с3, включенных в тросовую проводку на участке между шпангоутами № 9 и 10 фюзеляжа.

На участках между роликами на шпангоуте № 15 и механизмами триммеров в рулях тросы имеют муфты разъема, соединенные между собой валиками.

Механизмы триммеров руля высоты и руля направления по конструкции одинаковы. Имеется незначительное различие в корпусах механизмов.

Механизмы триммеров состоят из следующих основных деталей (фиг. 96): корпус, барабан, шток, опорное кольцо, шарики опорных колец и тяга, соединенная с кабанчиком триммера. Корпус литой, из алюминиевого сплава АЛ6. На переднем конце корпуса имеется резьба для навертывания гайки. С боков корпуса сделаны окна для сбегающего с барабана и набегающего на него тросов.

Барабан своими концевыми выточками опирается на шарики диаметром 4,75 мм, набранные в опорные кольца и вставленные в корпус.

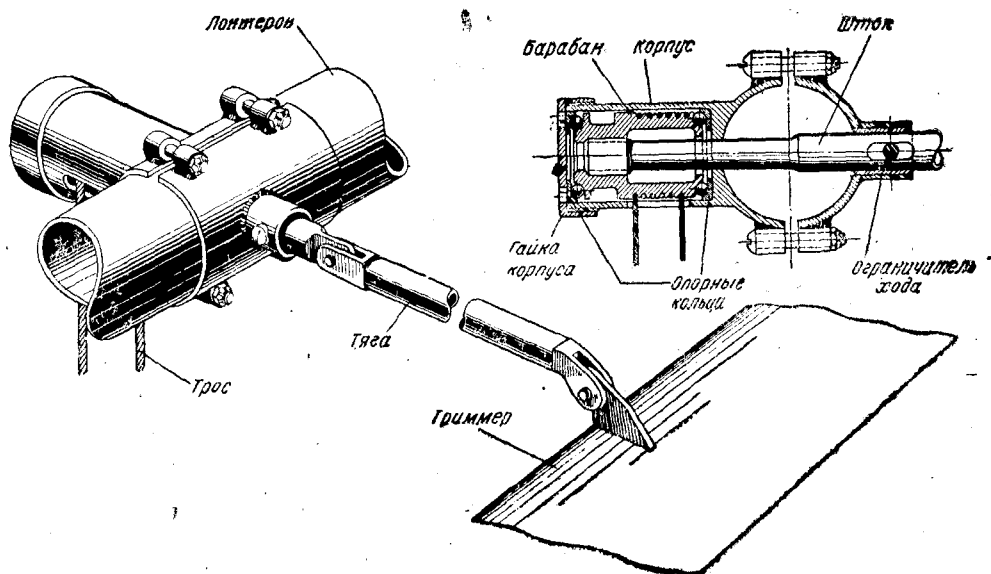
Снаружи барабан имеет спиральные канавки, на которые наматывается трос. Внутри барабан имеет червячную резьбу, в которую ввернут шток. При вращении барабана шток движется поступательно.

Барабан изготовлен из стали хромансиль и термически обработан до $k_z = 110—130 \text{ кг/мм}^2$.

Шток механизма изготовлен из углеродистой стали с40 в виде пустотелого стержня. На одном конце шток имеет червячную резьбу, которой он ввернут в резьбу барабана. Второй конец штока заканчивается ушком, шарнирно связанным с тягой. Для ограничения хода на штоке сделана прорезь, в которую вставлен валик. Тяга изготовлена из дуралюминовой трубы сечением 12×10 мм. На концах тяги приклепаны точеные стаканчики с вилкой для соединения со штоком механизма и с кабанчиком триммера.

Тяга, двигаясь одновременно со штоком механизма, отклоняет триммер в ту или другую сторону.

Ход тяги для полного отклонения триммера должен быть равен 16 мм.



Фиг. 96. Механизм управления триммером.

4. УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ

Управление закрылками (см. фиг. 82) состоит из следующих основных деталей: подъемника закрылков, тяг, роликов, толкателей, качалки.

Подъемник закрылков установлен в центроплане справа, на распорках между нервюрами № 1а и 1.

Шток подъемника соединен с тягами управления, расположенными в центроплане и консоли по размаху. Тяги опираются на ролики, кронштейны которых закреплены к хвостовикам нервюр центроплана и консоли. К тягам управления присоединены 12 толкателей, вторые концы которых прикреплены к шарнирам на самом закрылке. Подъемник закрылков приводится в действие гидросмесью, поступающей под давлением по трубкам от общей гидросистемы. Движение штока подъемника передается тягам управления и толкателям, которые в свою очередь отклоняют закрылок вниз или вверх.

На левой стороне центроплана между нервюрами № 1 и 1а установлена стальная качалка. Качалка своими плечами соединена с центропланной тягой и с тягами, идущими к левому закрылку. Качалка нужна для изменения направления движения тяг левой половины управления закрылками.

Подъемник закрылков

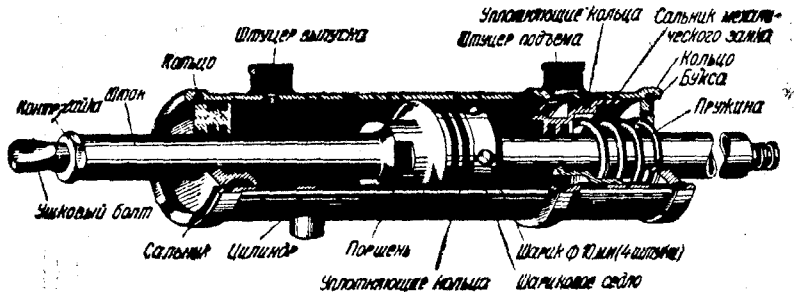
Подъемник закрылков (фиг. 97) состоит из следующих, основных деталей: цилиндра, поршня со штоком, двух сальников, уплотняющих шток цилиндра, поршня шарикового замка с резиновыми кольцами и пружиной.

Цилиндр стальной, из хромансиля, термически обработан до $k_t = 130 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$.

На донышках цилиндра, с внутренней стороны, имеются кольцевые канавки для распорных колец сальников и на одном конце — ка-

навка для шариков замка. С внешней стороны к стенкам цилиндра приварены штуцеры для подвода трубок гидросистемы и выступы с нарезкой для болтов крепления цилиндра к центроплану. Поршень со штоком под действием гидросмеси может перемещаться внутри цилиндра.

Шток изготовлен из стали хромансиль и термически обработан до $k_z = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. Посередине шток имеет наружную резьбу для крепления поршня. На левом конце штока сделана внутренняя резьба для ввертывания ушкового болта, к которому присоединяется тяга управления левым закрылком.



Фиг. 97. Подъемник закрылков.

Правый конец штока имеет гребенку для осевого шарнира тяги управления правым закрылком. Поршень, изготовленный из углеродистой стали С45, имеет четыре уплотнительных кольца. На корпусе поршня имеется внутренняя резьба, которой он накручен на шток; поршень законтрен на штоке гайкой, служащей одновременно и держателем шариков замка, размещенных в четырех гнездах. Держатель шариков и поршень шарикового замка изготовлены из стали хромансиль и термически обработаны до $k_z = 130 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$.

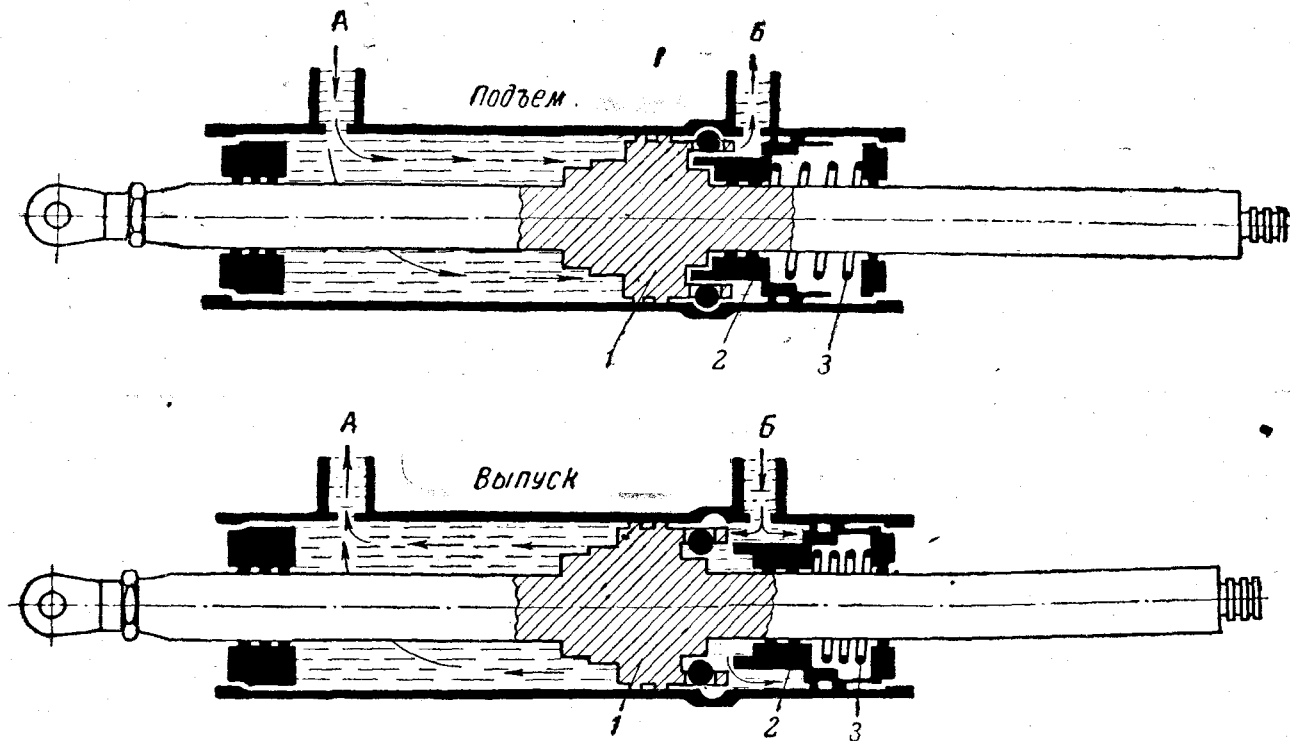
Поршень замка имеет четыре резиновых уплотнительных кольца. Поршень находится под постоянным действием спиральной пружины, отжимающей его в левую сторону. Работа шарикового замка подъемника закрылков аналогична работе шарикового замка подъемника шасси.

Шариковый замок в подъемнике закрылков запирает закрылки, когда они убраны. В выпущенном и во всех промежуточных положениях закрылки фиксируются двухсторонним клапаном.

Принцип работы подъемника закрылков

При опускании закрылков жидкость по трубопроводу поступает к штуцеру *Б* (фиг. 98) подъемника, заполняя полость цилиндра между поршнем подъемника и поршнем шарикового замка 2. При этом жидкость сжимает пружину 3 и выводит запор из кольцевой выточки поршня 1, давая возможность шарикам замка уйти вглубь гнезда в поршень и открыть тем самым замок подъемника. При дальнейшем нагнетании жидкость давит на поршень 1 и перемещает его. В это время жидкость, находящаяся по другую сторону поршня, вытесняется поршнем из цилиндра.

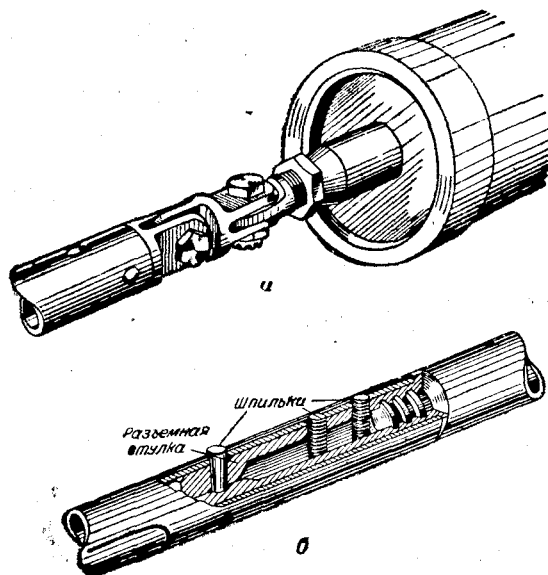
При подъеме закрылков жидкость подводится к штуцеру *А*; движение и действие жидкости при этом обратны движению и действию жидкости при опускании закрылков. Поршень 1 под давлением жидкости доходит до своего крайнего положения, и запор входит в кольцевую выточку поршня, вталкивает шарики замка в кольцевую выточку в цилиндре и запирает тем самым поршень.



Фиг. 98. Принципиальная схема работы подъемника закрылков.

Детали управления закрылками

Движение поршня подъемника под давлением жидкости передается тягам и толкателям управления закрылками; толкатели приводят в движение закрылки.



Фиг. 99. Детали проводки управления закрылками.

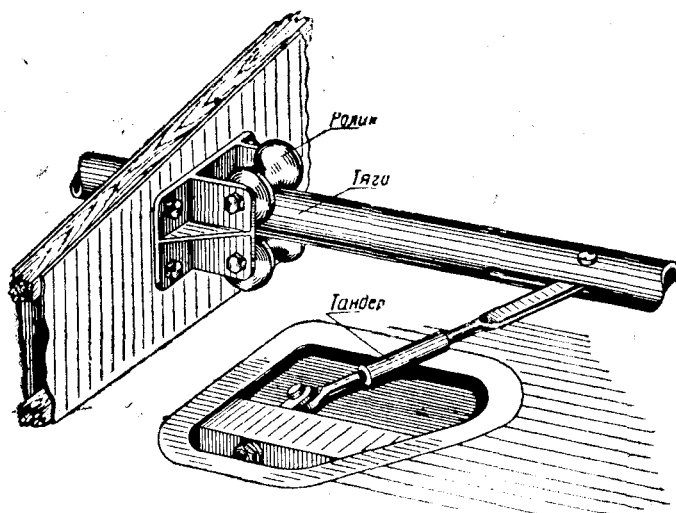
a—соединение штока подъемника с тягой управления левым закрылком; *b*—соединение штока подъемника с тягой управления правым закрылком.

Схема управления закрылками изображена на фиг. 82.

Правый и левый закрылки приводятся в движение одним подъемником. Шток подъемника ушковым болтом скрепляется с левой тягой (фиг. 99, *a*), идущей к качалке (см. фиг. 101).

Эта тяга изготовлена из хроманселевой трубы сечением 25×22 мм, термически обработанной до $k_z = 70 \text{ кг/мм}^2$. В оба конца трубы вставлены вильчатые стаканы. Каждый закрылок, состоящий из двух половин—центропланной и консольной, приводится в движение толкателями, связанными с двумя тягами, соединенными между собой в месте разъема крыла.

Эти тяги изготовлены из хроманселевой трубы сечением 22×18 мм и термически обработаны до $k_z = 90 \pm 5 \text{ кг/мм}^2$. Крепление толкателей осуществлено



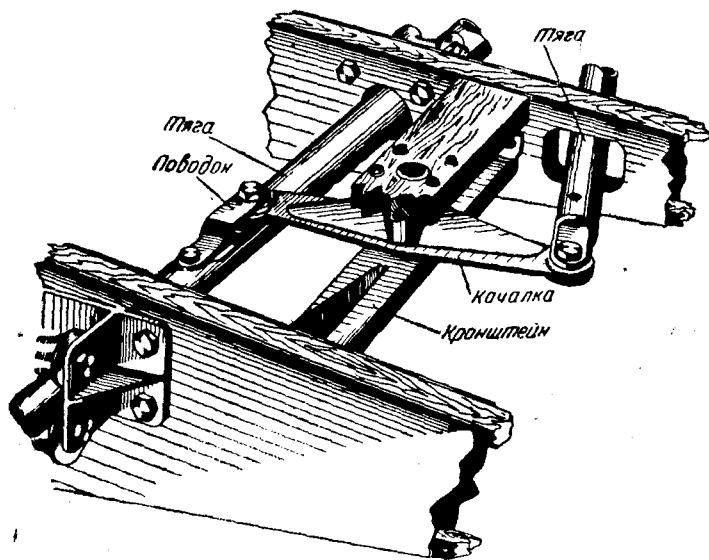
Фиг. 100. Соединение тяги с закрылком и установка роликов.

через специальные продольные вырезы, в которые вварены коробчатые вкладыши (фиг. 100).

Тяги закреплены при помощи дуралюминовых роликов, служащих в то же время направляющими. Ролики вращаются на болтах, закреп-

ленных в кронштейнах; алюминиевые кронштейны крепятся к нервюрам четырьмя болтами каждый. Ролики располагаются попарно — один сверху, другой снизу; между роликами проходит тяга. Внутри роликов впрессованы латунные втулки.

Толкатели устроены подобно тандерам: два стальных хвостовика соединяются между собой муфтой; один хвостовик толкателя соединяется с тягой, другой — с шарнирным болтом на закрылке.



Фиг. 101. Качалка управления закрылками.

Качалка (фиг. 101) установлена на сварном кронштейне между нервюрами № 1а и 1 центроплана и сообщает тягам левого закрылка движение, обратное движению тяг правого закрылка. Качалка представляет собой стальной сварной двуплечий рычаг с впрессованными по концам шарикоподшипниками и стальной втулкой, в середине которой поставлены два шарикоподшипника.

В левую центропланную тягу введена шпилька, крепящая поводок (фиг. 101), с которым шарнирно соединена качалка.

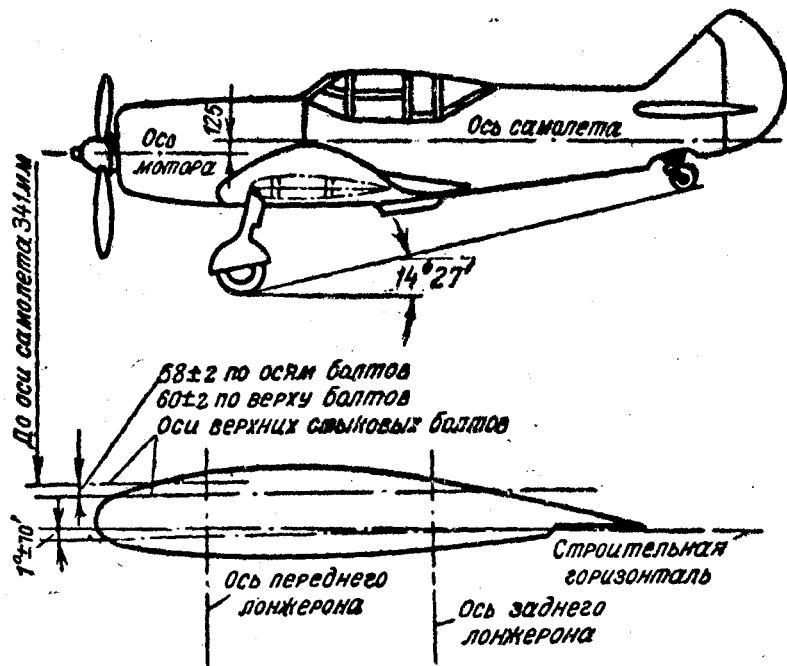
Тяга левого закрылка соединяется со штоком подъемника при помощи звена, выточенного из стального прутка из хромансиля и термически обработанного до $R_z = 90 \pm 5 \text{ кг/мм}^2$. Тяга правого закрылка соединяется со штоком подъемника при помощи разъемной втулки, внутри которой сделаны кольцевые выточки, соответствующие выточкам на штоке подъемника, и при помощи шпилек, ввернутых в тягу (фиг. 99,б).

Глава IV

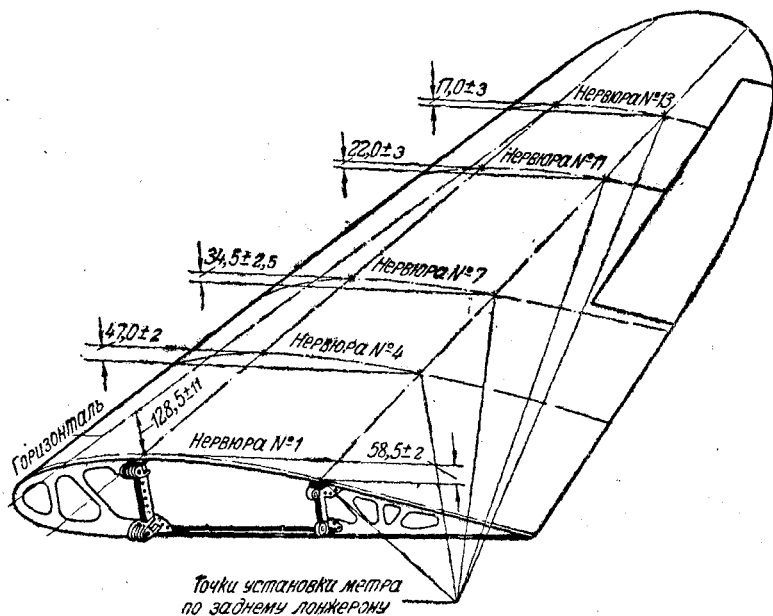
РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Установка самолета в линию полета

Для регулировки самолета его устанавливают в линию полета (фиг. 102). При этом верхняя поверхность переднего лонжерона центроплана будет горизонтальна, а в плоскости разъема консоли крыла и центроплана превышение верхнего болта переднего стыкового узла над верхним болтом заднего стыкового узла по осям болтов будет равно $58 \pm 2 \text{ мм}$, по верху болтов $60 \pm 2 \text{ мм}$.



Фиг. 102. Установка самолета в линию полета.



Фиг. 103. Регулировка крыла.

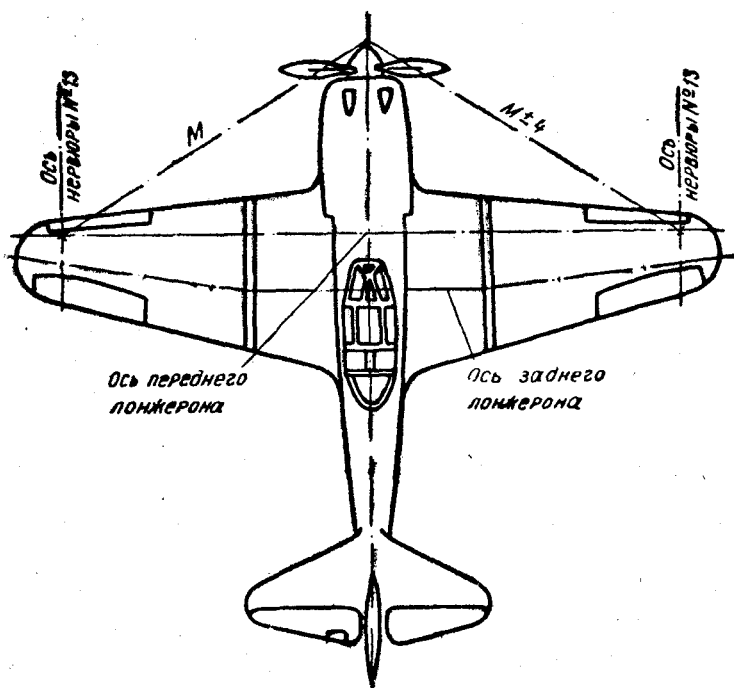
Регулировка крыла

Угол установки крыла относительно оси самолета равен для нервюр № 4ц, 1к, 4к $1^{\circ} \pm 10'$, 7к $1^{\circ} \pm 15'$, 11к $1^{\circ} \pm 20'$, 13к $1^{\circ} \pm 25'$, что соответствует превышениям переднего лонжерона над задним (по верху), указанным на фиг. 103 и в следующей таблице:

№ нервюр	Превышение переднего лонжерона над задним мм	№ нервюр	Превышение переднего лонжерона над задним мм
4ц	$59,5 \pm 2$	7к	$34,5 \pm 2,5$
1к	$58,5 \pm 2$	11к	$22,0 \pm 3$
4к	$47,0 \pm 2$	13к	$17,0 \pm 3$

Примечание. Обозначение „ц“ относится к нервюрам центроплана, „к“ — к нервюрам консоли.

Поперечное V консолей крыла (по строительной горизонтали) равно $5^{\circ} \pm 15'$, что соответствует превышению профиля нервюры № 13 консоли



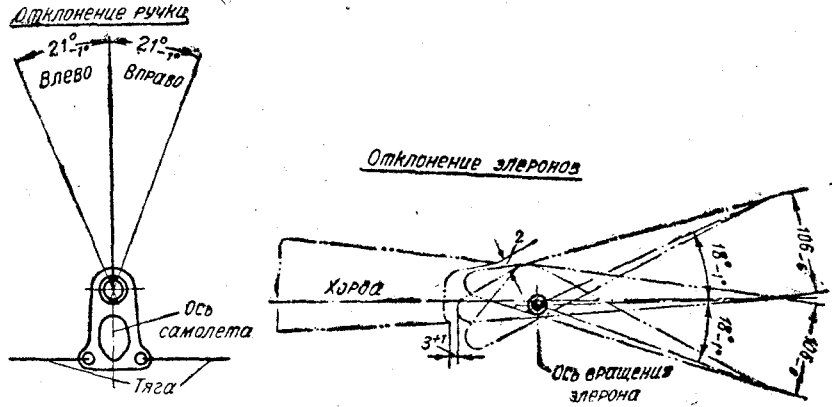
Фиг. 104. Проверка стреловидности крыла.

соли над профилем нервюры № 1 (по оси переднего лонжерона по верху консоли крыла), равному $128,5 \pm 11$ мм. Разница между размерами правой и левой консолей должна быть не более указанного допуска.

Стреловидность крыла проверяется замером расстояния от носка вала мотора до передней нивелировочной точки нервюры № 13 консоли сверху. Разница в замерах правой и левой консолей крыла допускается в 4 мм (фиг. 104).

Регулировка элеронов

Отклонение ручки управления самолетом вправо или влево равно 21° . Отклонение элеронов (фиг. 105) вверх или вниз 18° , что соответствует линейным размерам $106^{\text{мм}}$. Замеры делать по задней кромке первой (торцевой) нервюры элеронов (у нервюры № 7 крыла) от нейтрального положения.



Фиг. 105. Регулировка управления элеронами.

Зазор между крылом и носком (обтекателем) элерона у нервюр № 1 и № 7 элерона составляет $3^{\text{мм}}$.

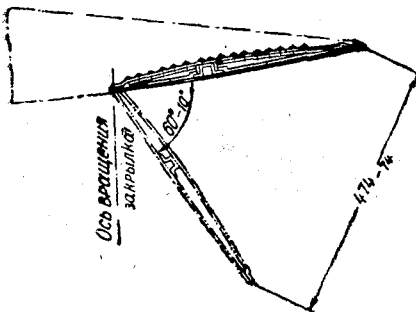
При нейтральном положении ручки управления самолетом один из элеронов может иметь превышение над другим не более $2^{\text{мм}}$.

Отклонение ручки управления самолетом от нейтрального положения вследствие наличия люфтов во всех сочленениях ручного управления не должно превышать в продольном направлении $\pm 2,5^{\text{мм}}$, в поперечном $\pm 3^{\text{мм}}$. Замер делать по верху ручки, не допуская упругих деформаций.

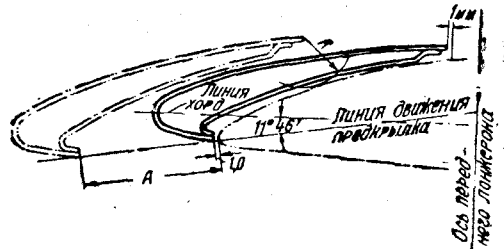
Отклонение закрылков

Полное отклонение закрылков (фиг. 106) равно 60° , что соответствует линейному отклонению задней кромки закрылков от нервюры № 4 центроплана на $474^{\text{мм}}$.

При отклонении закрылка на 20° или на $165^{\text{мм}}$ разница в размерах отклонения правого и левого закрылков допускается не более 3° или $25^{\text{мм}}$.



Фиг. 106. Отклонение закрылков.



Фиг. 107. Установка предкрылков.

Установка предкрылков

Величина щели в рабочем положении предкрылка определяется размерами A и R (фиг. 107).

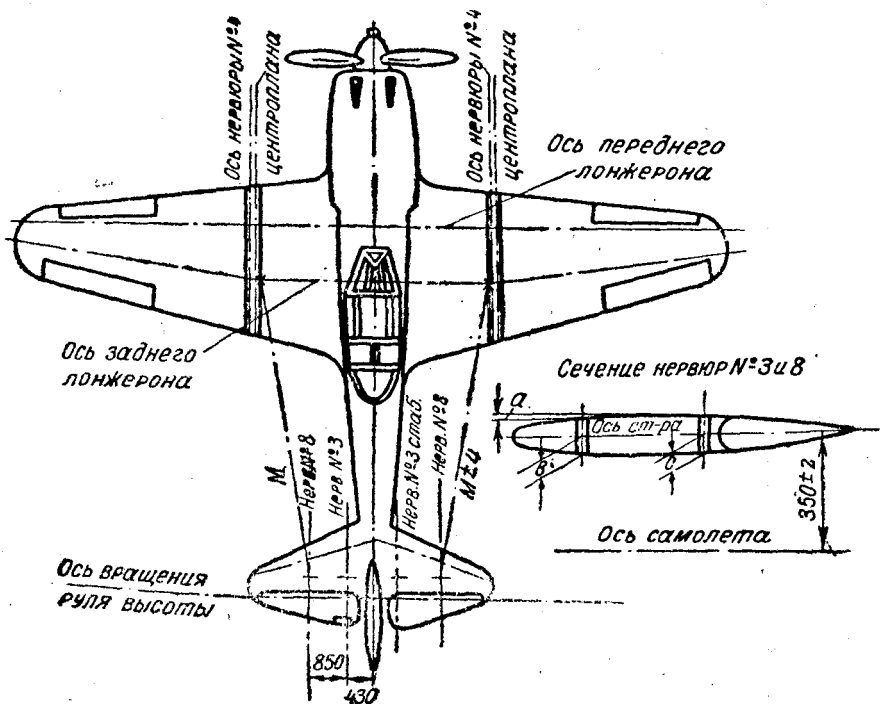
- а) По нижней кромке предкрылка:
 по нервюре № 9 $A = 95 \pm 3$ мм
 № 13 $A = 81 \pm 3$ „
- б) По верхней кромке предкрылка:
 по нервюре № 9 $R = 29 \pm 2$ мм
 „ „ № 13 $R = 24 \pm 2$ „

Зазор между разъемной линией предкрылка и крылом в верхней и нижней частях профиля при нерабочем положении предкрылка — до 1 мм.

Несовпадение задних кромок предкрылка с контуром крыла по верху или по низу $\pm 0,5$ мм.

Установка стабилизатора

Угол установки стабилизатора $0^\circ \pm 10'$, что дает превышение заднего лонжерона над передним по оси нервюры № 3, равное $2,5 \pm 1,5$ мм и по оси нервюры № 8 3 ± 1 мм (размер a , фиг. 108).



Фиг. 108. Установка и регулировка стабилизатора.

Расстояния b и c от оси симметрии стабилизатора до поверхности обшивки в точках пересечения осей нервюры № 3 и 8 с осями переднего и заднего лонжеронов равны:

- | | |
|--------------------------------|--------------------------------|
| b — по нервюре № 3 — 51,3 мм | c — по нервюре № 3 — 53,8 мм |
| b — по нервюре № 8 — 32,5 мм | c — по нервюре № 8 — 35,5 мм |

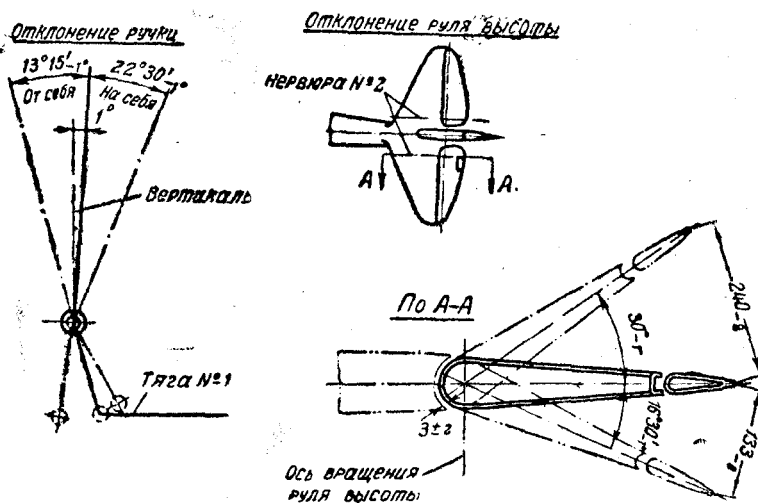
Поперечное V стабилизатора равно $0^\circ \pm 15'$, что соответствует превышению нивелировочных точек нервюры № 3 над нивелировочными точками нервюры № 8 (по переднему и заднему лонжеронам), равному $18,5 \pm 3,5$ мм сверху и снизу стабилизатора.

Установка стабилизатора в плане проверяется замерами от передней нивелировочной точки нервюры № 8 стабилизатора снизу до задней нивелировочной точки нервюры № 4 центроплана. Разница в замерах справа и слева допускается в 4 мм.

Регулировка руля высоты

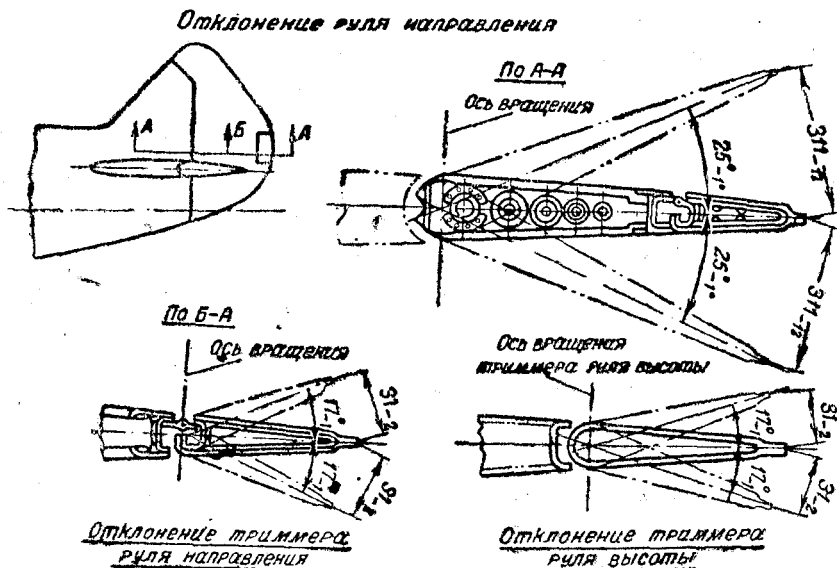
Отклонение ручки управления самолетом от себя — $13^{\circ}15' - 1^{\circ}$, на себя — $22^{\circ}30' - 1^{\circ}$.

Отклонение руля высоты (фиг. 109) вверх равно $30^{\circ} - 1^{\circ}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки нервюры № 2 руля высоты от нейтрального положения на $240 - 8$ мм.



Фиг. 109. Регулировка управления рулем высоты.

Отклонение руля высоты вниз равно $16^{\circ}30' - 1^{\circ}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки нервюры № 2 от нейтрального положения на $133 - 8$ мм.



Фиг. 110. Отклонения руля направления и триммеров.

Регулировка руля направления

Отклонение руля направления (фиг. 110) от нейтрального положения вправо или влево равно $25^{\circ-1^{\circ}}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки нервюры № 4 руля направления на 311^{-12} мм.

Отклонение триммеров

Отклонение триммера руля высоты (фиг. 110) вверх или вниз равно $17^{\circ-1^{\circ}}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки триммера по оси нервюры № 2 руля высоты от нейтрального положения на 31^{-2} мм.

Отклонение триммера руля направления (фиг. 110) вправо или влево равно $17^{\circ-1^{\circ}}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки триммера по оси нервюры № 4 руля направления от нейтрального положения на 31^{-2} мм.

Глава V

ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

1. МОТОР АШ-82ФН

Основные данные

1. Тип мотора	Двухрядная звезда воздушного охлаждения
2. Число цилиндров	14
3. Порядок зажигания цилиндров	По часовой стрелке, считая верхний цилиндр заднего ряда первым
4. Диаметр цилиндра	155,5 мм
5. Ход поршня	155
6. Рабочий объем всех цилиндров	41,2 л
7. Степень сжатия	$7,0 \pm 0,1$
8. Степень редукции	11 : 16
9. Направление вращения коленчатого вала и винта	По часовой стрелке (смотреть сзади мотора)
10. Максимальные допустимые обороты коленчатого вала (на пикировании)	2600 об/мин в течение не более 30 сек.
11. Минимальные обороты коленчатого вала (малый газ)	Не выше 500 об/мин (при устойчивой работе мотора)
12. Тип нагнетателя	Двухскоростной, центробежный
13. Передаточные числа к нагнетателю	7,14 : 1 — на первой скорости; 10 : 1 — на второй скорости

Вес и габаритные размеры мотора

1. Сухой вес (с дефлекторами)	900 кг ($\pm 2\%$)
2. Диаметр мотора	1260 мм
3. Расстояние от оси цилиндра переднего ряда до оси лопасти винта	800 мм
4. Длина мотора	1980

Режимы работы мотора

а) Взлетный режим (первая скорость нагнетателя)

1. Число оборотов n	2500 об/мин
2. Давление наддува p_k	1200^{-20} мм рт. ст.
3. Удельный расход топлива C_e не ниже	310 г/л. с. ч.
4. Допустимое время работы	Не более 10 мин. при общей продолжительности работы мотора до переборки не более 6 час.

б) Режим земной номинальной мощности (первая скорость нагнетателя)

1. Число оборотов n	2400 об/мин
2. Давление наддува p_k	$1000^{\pm 10}$ мм рт. ст.
3. Удельный расход топлива C_e	275—315 г/л. с. ч.

в) Режим высотной номинальной мощности (первая скорость нагнетателя)

1. Расчетная высота (без учета скоростного наддува)	1650 м
2. Число оборотов n	2400 об/мин
3. Давление наддува p_k	$1000^{\pm 10}$ мм рт. ст.

г) Режим земной номинальной мощности (вторая скорость нагнетателя)

1. Число оборотов n	2400 об/мин
2. Давление наддува p_k	$1000^{\pm 10}$ мм рт. ст.
3. Удельный расход топлива C_e	310—335 г/л. с. ч.

д) Режим высотной номинальной мощности (вторая скорость нагнетателя)

1. Расчетная высота (без учета скоростного наддува)	4650 м
2. Число оборотов n	2400 об/мин
3. Давление наддува p_k	$1000^{\pm 10}$ мм рт. ст.

Система подачи горючего

1. Сорт горючего (основной)	4Б-78
2. Октавное число не ниже	95
3. Тип агрегата, обеспечивающего смесеобразование	Аппаратура НБ-ЗУ
4. Давление горючего после бензонасоса	1,4—2 кг/см ²
5. Бензонасос; тип, передаточное число и направление вращения	БНК-10ФН; $i=1:1$; против часовой стрелки
6. Регулятор постоянства давления	РПД-1Ф

Газораспределение

1. Начало всасывания (в градусах поворота коленчатого вала)	$15^{\circ+10^{\circ}}$ до ВМТ
2. Конец всасывания	44° после НМТ
3. Начало выхлопа	74° до НМТ
4. Конец выхлопа	$25^{\circ+10^{\circ}}$ ВМТ
5. Фаза всасывания	$239^{\circ-4^{\circ}}$
6. Фаза выхлопа	$279^{\circ+10^{\circ}-3^{\circ}}$
7. Зазор между роликом и штоком клапана	1,9 мм при проверке газораспределения на холодном моторе
8. Зазор, установленный для работы (на холодном моторе)	0,25 мм для переднего и заднего рядов цилиндров

Смазка

1. Сорт масла	Для лета МК или МС- для зимы МЗС
2. Масляный насос тип, передаточное число, направление вращения	Шестеренчатые помпы МШ-5Д и МШ-1; $i=1,175$ по часовой стрелке
3. Давление масла в маслопомпе на эксплуатационном режиме	5,5—6,5 кг/см ²
4. Давление масла в фильтре Куно	5—6 кг/см ²
5. Давление масла в магистрали к ВИШ	до 23 ± 1 кг/см ²
6. Давление масла до регулятора числа оборотов	Не менее 2 кг/см ²
7. Давление масла в магистрали первой скорости нагнетателя	„ „ 3,5 „
8. Давление масла в магистрали второй скорости нагнетателя	„ „ 3,5 „
9. Прокачка масла на номинальном режиме при температуре 60° на входе	30—40 кг/мин
10. Теплоотдача в масло на взлетном режиме	950 кг кал/мин
11. Теплоотдача в масло на номинальном режиме	900 кг кал/мин
12. Температура входящего масла рекомендуемая	65—75°
13. Температура входящего масла минимально допустимая	50°
14. Температура входящего масла максимально допустимая	85° (в течение не более 10 мин.)
15. Температура выходящего масла рекомендуемая	Не выше 115°
16. Температура выходящего масла максимально допустимая	125° (в течение не более 10 мин.)
17. Удельный расход масла на эксплуатационном режиме	Не выше 12 г/л. с. ч.

Система запуска

1. Самопуск; тип, передаточное число и направление вращения	РВ-02; $i=0,5$; против часовой стрелки
---	---

Прочие агрегаты

1. Регулятор оборотов; тип, передаточное число и направление вращения	Р-7А; $i=0,88$; по часовой стрелке
2. Синхронизатор; передаточное число, направление вращения	$i=11:16$; против часовой стрелки
3 Тип воздушного винта	Трехлопастный винт ВИШ105В-4

Температура головок цилиндров

1. Цилиндр, на который ставится термомпара	№ 1
2. Рекомендуемая температура — не выше	215°
3. Минимальная температура для хорошей приемистости	140°
4. Максимально допустимая температура на взлете и подъеме	250° (в течение не более 15 мин.)

2. ВИНТ ВИШ 105В-4

На самолете установлен металлический трехлопастный винт ВИШ 105В-4 диаметром 3,1 м с диапазоном изменения шага в 29°30'; минимальный угол установки лопасти 22°; максимальный угол установки лопасти 51° 30'; вес винта 141 кг.

Винт ВИШ 105В-4 при помощи регулятора Р-7 автоматически поддерживает заданное число оборотов мотора.

Механизм втулки винта ВИШ 105В-4 гидроцентробежный (фиг. 111). Поворот лопастей на малый шаг осуществляется силой дав-

ления масла на поршень в цилиндре втулки винта; поворот лопастей на большой шаг происходит под действием разности центробежных моментов противовесов и лопастей (так называемая прямая схема работы).

Совместная работа механизма винта и заключенных в один агрегат Р-7 масляного шестеренчатого насоса и центробежного регулятора обеспечивает изменение шага винта (поворот лопастей) и постоянство (равновесность) оборотов мотора при различных режимах полета самолета.

Механизм винта состоит из цилиндрической группы (подвижный цилиндр 14 и неподвижный поршень), находящейся внутри корпуса 15, и трех стаканов 16, в которые ввернуты лопасти 17, затянутые хомутами с противовесами 18. На торце каждого стакана эксцентрично расположен палец с бронзовым сухарем, который входит в паз цилиндра, вследствие чего при поступательном перемещении цилиндра происходит поворот лопастей.

Регулятор состоит из шестерни 8, приводимой во вращение роликом 13, управляемым из кабины летчика, рейки 7, сцепленной с шестерней 8, конической пружины 6, золотника 3 с буртиками и шестеренчатого масляного насоса 1 с редукционным клапаном 9.

В корпусе масляного насоса расположены каналы 2, 11 и 12; по картеру мотора проходит канал 10.

Изменение шага винта может быть принудительным и автоматическим.

Принудительное переключение винта с малого шага на большой осуществляется следующим образом (фиг. 111а).

Летчик, действуя роликом 13 на шестерню 8, рейку 7 и пружину 6, передвигает золотник 3 вверх, сообщая тем самым через каналы 11, 10 и 19 рабочую полость цилиндра 20 с картером мотора. Под действием моментов центробежных сил противовесов 18 лопасти поворачиваются с малого шага на большой. Вместе с лопастями поворачиваются стаканы, и цилиндр посредством пальцев и бронзовых сухарей осаживается обратно, выдавливая по открывшемуся каналу масло из своей полости в картер мотора.

Масло в регуляторе остается запертым нижним буртиком золотника, и насос работает по замкнутому контуру на себя (при этом редукционный клапан 9 приводится в действие).

Принудительное переключение винта с большого на малый шаг осуществляется следующим образом (фиг. 111б).

Действуя роликом управления 13 на цилиндрическую шестерню 8, рейку 7 и пружину 6, летчик опускает золотник 3 вниз. При этом масло под давлением, создаваемым насосом регулятора, поступает по каналам 12 и 10 и масляной трубке 19 в рабочую полость цилиндра 20. Под давлением масла цилиндр 14 передвигается поступательно. Ушки цилиндра через пальцы и бронзовые сухари поворачивают стакан 16, преодолевая момент, создаваемый противовесами 18, и поворачивают лопасть с большого шага на малый.

Автоматическое изменение шага винта происходит при отклонении оборотов в ту или иную сторону от заданных равновесных оборотов. Равновесные обороты винта сохраняются при условии равенства между центробежными силами грузиков 4 регулятора, могущих поворачиваться вокруг осей 5, и силой упругости пружины 6.

В этом случае буртик золотника 3 перекрывает канал 10, масло остается запертым в цилиндре винта, а pompa регулятора работает через редукционный клапан 9. При изменении режима полета или уменьшении оборотов мотора центробежные силы грузиков регулятора уменьшаются, и под действием сжатой пружины 6 золотник 3 регулятора опускается вниз. Тогда масло по каналам 12, 10 и 19 поступит в рабочую полость 20 цилиндра винта и силой давления передвинет

его, осуществляя этим поворот лопастей в сторону уменьшения шага: при этом обороты винта увеличатся.

Когда снова наступит равенство между центробежными силами грузиков 4 и силой упругости пружины 6, золотник перекроет каналы и заданные (равновесные) обороты мотора сохранятся.

В случае увеличения числа оборотов мотора возрастающая центробежная сила грузиков 4, преодолевая силу упругости сжатой пружины 6, приподнимет золотник 3 и сообщит масляную магистраль винта через каналы 19, 10 и 11 с картером мотора. При этом лопасти винта под действием моментов центробежных сил противовесов повернутся в сторону увеличения шага, уменьшая число оборотов мотора и вытесняя в картер масло из цилиндра винта.

Число оборотов винта будет уменьшаться до тех пор, пока снова не наступит равенство между силой упругости сжатой пружины 6 и центробежными силами грузиков 4.

Таким образом при различных режимах полета заданные летчиком обороты мотора должны сохраняться и шаг винта автоматически изменяться в сторону увеличения или уменьшения.

Для лучшей обтекаемости втулка винта закрыта коком (обтекателем).

3. МОТОРНАЯ РАМА

Моторная рама самолета Ла-7 типа 45П отличается от моторной рамы самолета Ла-5 наличием ушков крепления подкосов каркаса на кольцо и наличием опор под колонку управления боковыми створками, приваренных к подкосам. Кницы с отверстиями для крепления подкосов каркаса двумя болтами заменены кницами меньшего размера для общего крепления подкосов одним болтом. Опоры колонки управления боковыми створками перенесены на рядом расположенные подкосы моторной рамы.

Конструктивно моторная рама (фиг. 112 и 113) представляет собой пространственную форму из хромансильевых труб, состоящую из кольца с кронштейном, четырех узлов крепления к фюзеляжу (два для крепления к верхним узлам лафета фюзеляжа, два — к узлам центроплана), восьми стержней, симметрично расположенных относительно продольной оси самолета.

Для увеличения жесткости конструкции к стержням и кольцу приварены коробчатые кницы из хромансильевой стали.

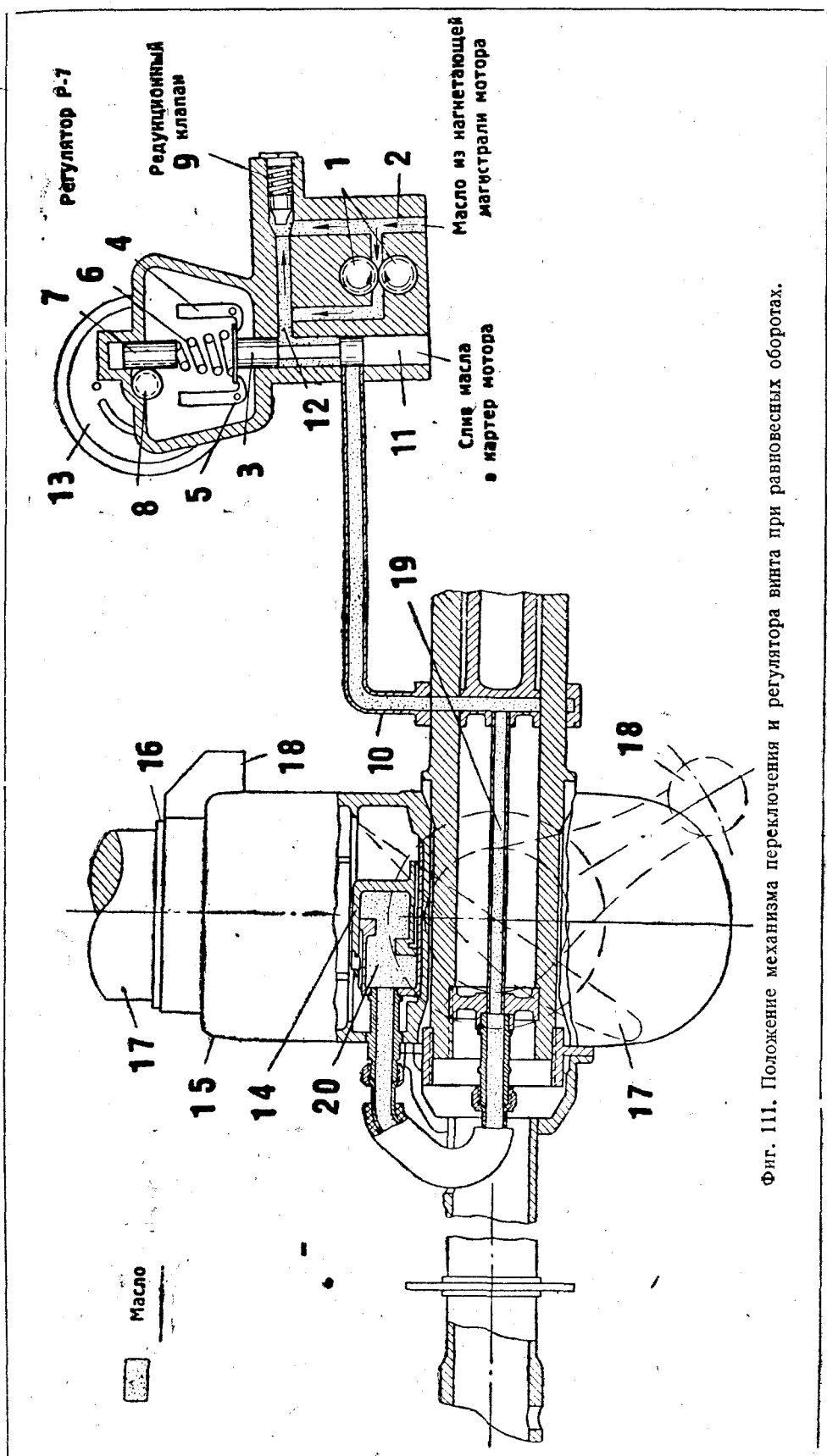
Детали моторной рамы термически обработаны до $k_z = 90—115 \text{ кг/мм}^2$. Болты, крепящие моторную раму к фюзеляжу, — специальные из хромансильевой стали, термически обработаны до $k_z = 90—115 \text{ кг/мм}^2$.

Мотор крепится к моторной раме 14-ю болтами из хромансильевой стали, термически обработанными до $k_z = 110—135 \text{ кг/мм}^2$, проходящими через резиновые втулки в кронштейнах.

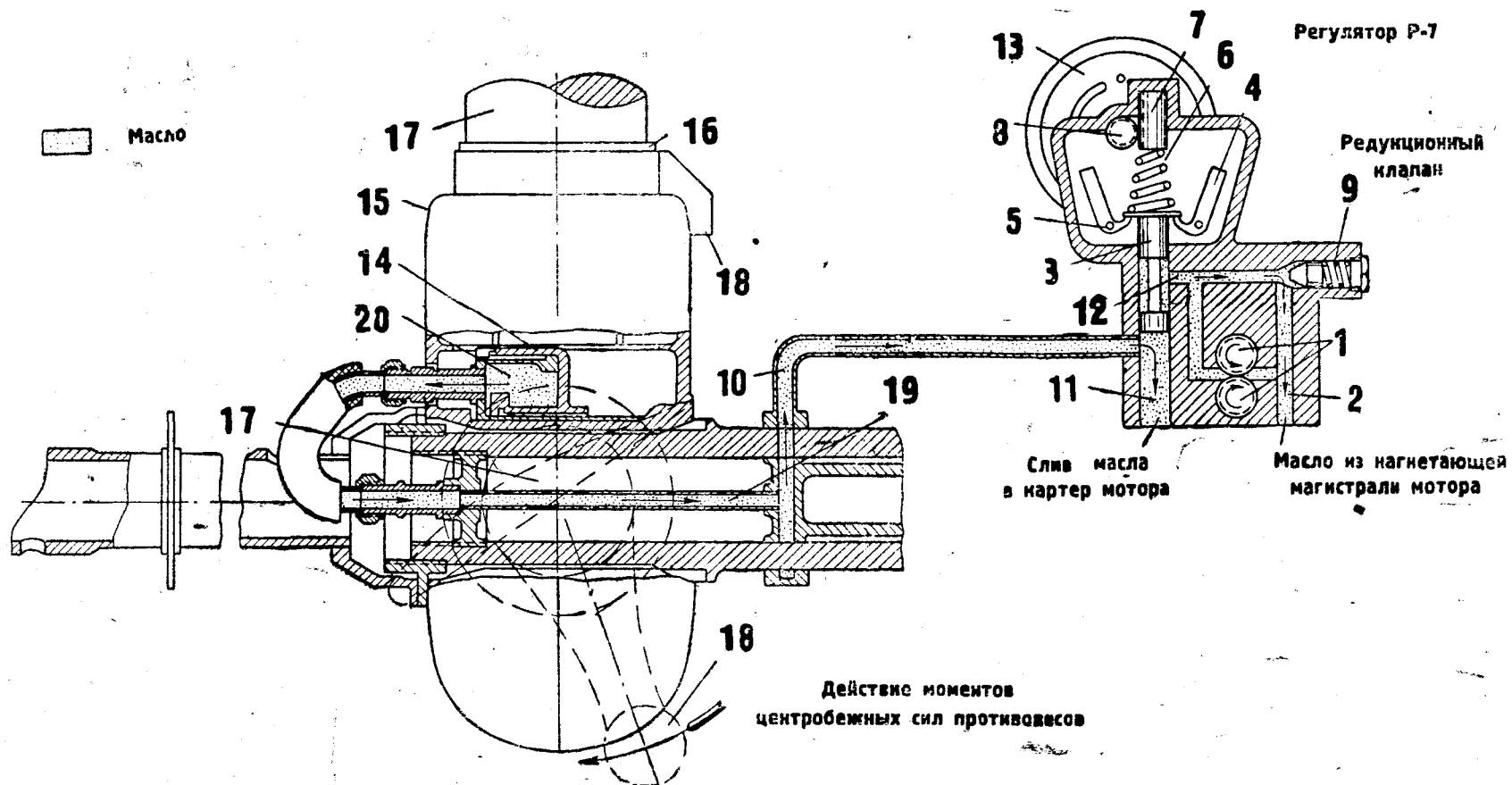
4. УПРАВЛЕНИЕ МОТОРОМ

В систему управления мотором входит (фиг. 114);

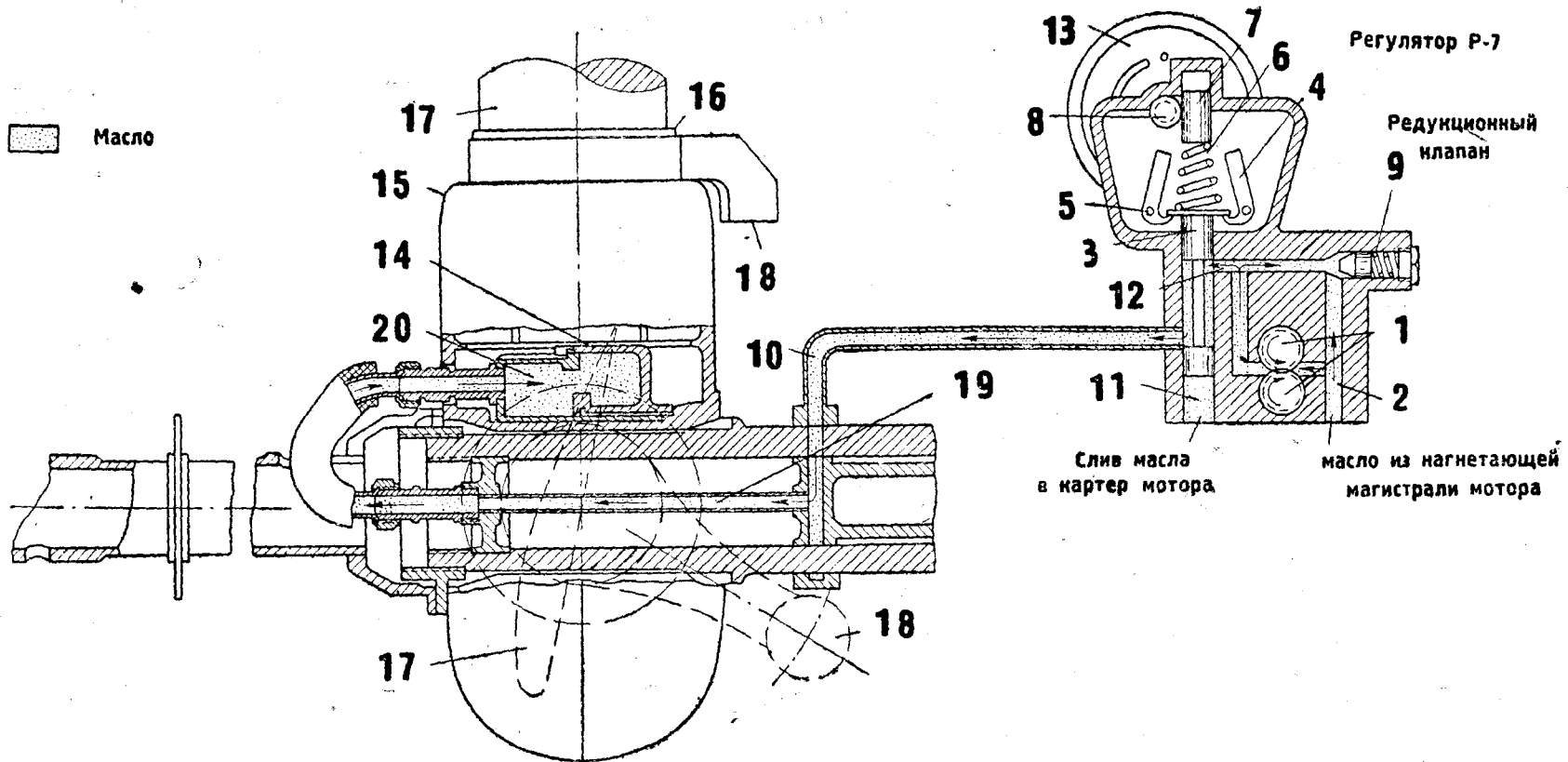
- а) управление нормальным газом;
- б) управление винтом;
- в) блокированное управление двухскоростным нагнетателем и Форсажем;
- г) управление охлаждением (боковыми створками капота, лобовыми жалюзи и совком маслорадиатора).



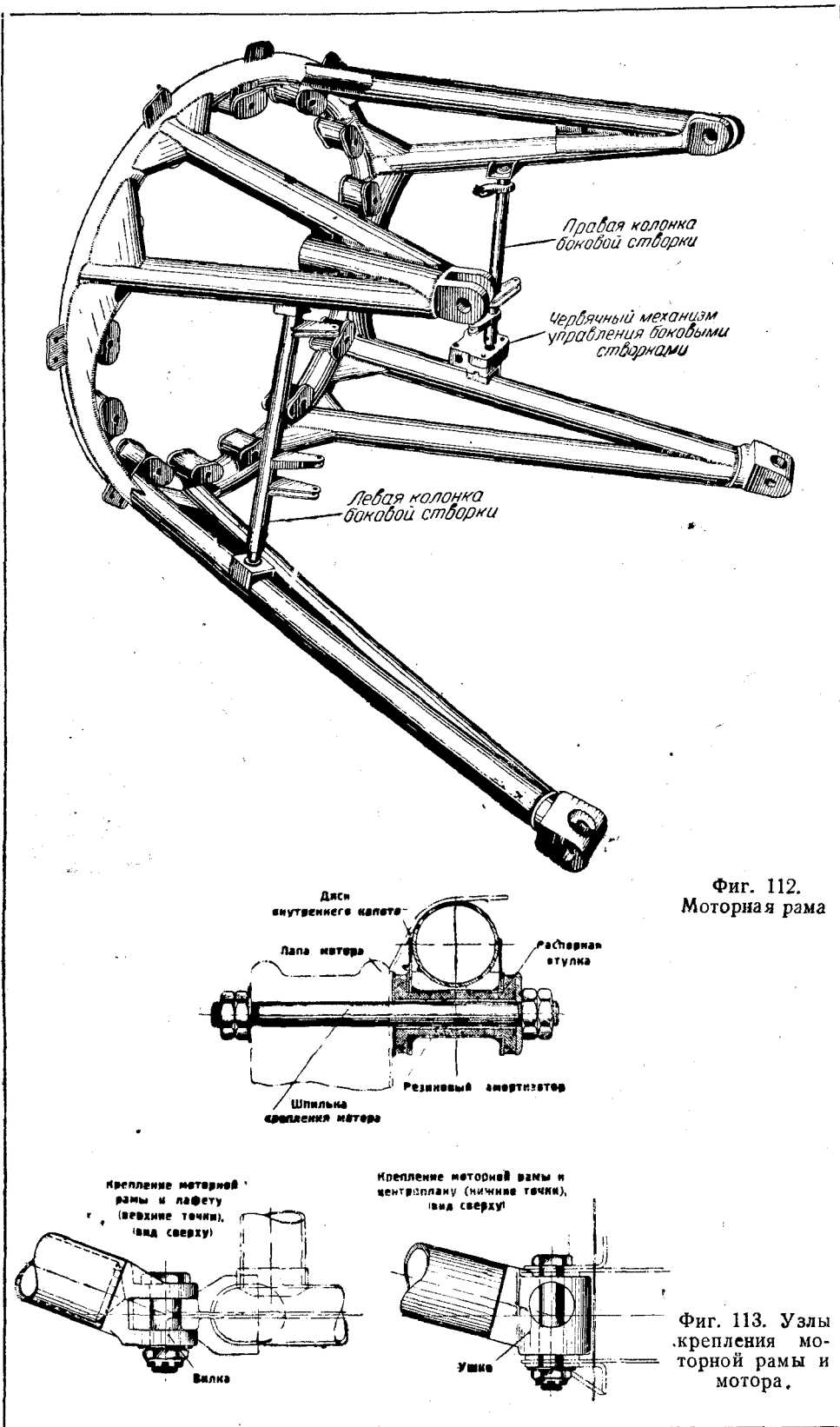
Фиг. 111. Положение механизма переключения и регулятора винта при равновесных оборотах.



Фиг. 111а. Положение механизма переключения и регулятора винта при переводе на большой шаг винта



Фиг. 1116. Положение механизма переключения и регулятора винта при переводе на малый шаг.



Фиг. 112.
Моторная рама

Фиг. 113. Узлы
крепления мо-
торной рамы и
мотора.

ростным нагнетателем мотора осуществляется ручкой на секторе, тросовой проводкой в кабине, роликом и жесткой тягой в замоторном отсеке.

Управление форсажем осуществляется также этой ручкой, тросовой проводкой и специальной телескопической тягой, идущей от того же ролика к рычагу форсажа на РПД-1Ф.

Блокировка управлений скоростями и форсажем осуществляется при помощи ролика (фиг. 116), закрепленного в кронштейне на противопожарной перегородке, на котором расположены два поводка.

Один поводок соединяется с тягой управления скоростями, другой — с телескопической тягой форсажа.

Управление выполнено таким образом, что при переводе ручки сектора на первую скорость нагнетателя форсаж включается (до упора на РПД-1Ф), при переводе рычага сектора на вторую скорость форсаж выключается.

На кожухе сектора в кабине положение первой и второй скоростей фиксируется вырезом и стопорной защелкой на ручке.

Промежуточные положения ручки между первой и второй скоростями не допускаются.

Разность в ходах рычагов форсажа двухскоростной передачи поглощается телескопической тягой, имеющей на одном конце подвижный наконечник, обеспечивающий свободное продольное перемещение. Это позволяет тяге форсажа во время переключения скоростей нагнетателя удлиниться или укоротиться.

До приработки частей мотора в течение первых 10 час. его работы тяга форсажа не ставится. Рычаг форсажа контрится в положении номинального наддува (форсаж выключен). По истечении 10 час. работы мотора тяга форсажа присоединяется¹ и устанавливается повышенный наддув.

Тяга управления форсажем присоединена к ролику управления скоростями нагнетателя. При переключении нагнетателя на первую скорость одновременно включается форсаж мотора и, наоборот, при переключении нагнетателя на вторую скорость форсаж выключается. Пользование форсированным режимом ($p_k = 1200$ мм рт. ст.) в боевых условиях дает возможность летчику снять полную мощность с мотора и тем самым увеличить скорость самолета на 30—35 км/час.

Таким образом пользоваться форсированным режимом мотора можно только на первой скорости нагнетателя. При этом наддув $p_k = 1200$ мм рт. ст. обеспечивается до высоты 2000 м. С высоты 2000 до 4000 м p_k будет снижаться.

Регулировка мотора после 10-часовой работы

Вследствие того что работа мотора М-82ФН на взлетном режиме разрешается только после 10-часовой работы мотора, завод выпускает самолеты с моторами, отрегулированными на номинальный режим.

Для снятия полной мощности с мотора М-82ФН после 10-часовой работы мотора необходимо:

1. Поставить тягу форсажа, блокирующую управление двухскоростной передачей и форсажем (тяга находится в фюзеляже под кислородным баллоном), и снять контровку с пломбой на секторе нормального газа.

2. Отрегулировать взлетный наддув на значение $p_k = 1200^{20}$ мм рт. ст. при 2500 об/мин на первой скорости нагнетателя.

Для повышения оборотов до 2500 об/мин на взлетном режиме перерегулировать Р-7, увеличив поворот ролика управления от упора большого шага на 4—7° против установленного на заводе.

Примечание. Упор максимального числа оборотов рекомендуется закрепить на ролике регулятора Р-7 после контрольного полета с включенной

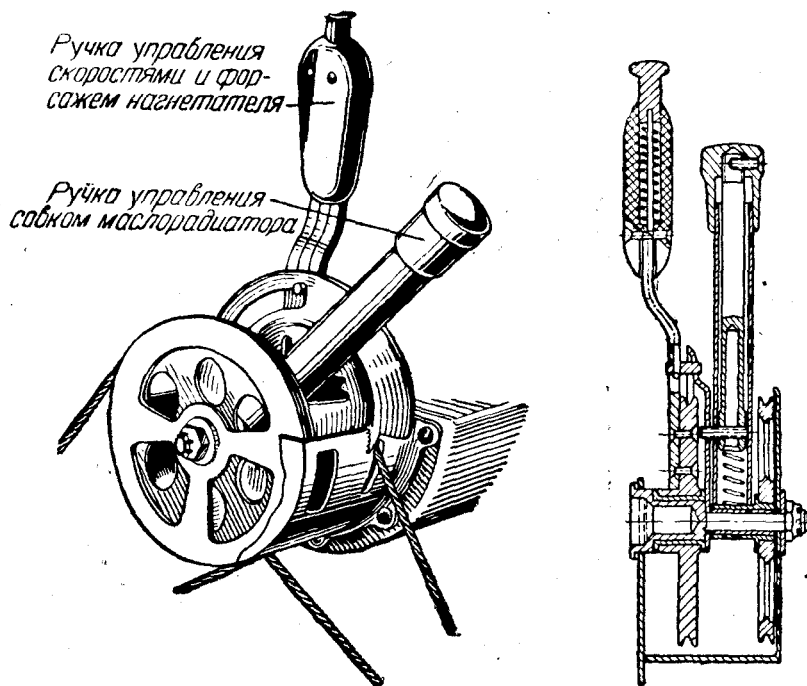
¹ Тяга прикладывается к самолету.

первой скоростью нагнетателя, в котором мотор должен развивать 2500 об/мин при наддуве $p_n = 1200^{+20}$ мм рт. ст. Способ установки упора на ролик Р-7 приведен в „Инструкции по эксплуатации мотора М-82“.

Управление совком маслорадиатора

Управление совком маслорадиатора производится ручкой, расположенной на секторе управления скоростями, и тросовой проводкой, идущей назад на ролик колонки за шпангоуты № 5 фюзеляжа (фиг. 117).

Колонка управления совком представляет собой стальную трубу с наконечниками, вращающимися в шариковых подшипниках; на одном



Фиг. 117. Сектор управления скоростями нагнетателя, форсажем и совком маслорадиатора.

конце колонок приклепан ролик, на другом приварен рычаг для присоединения тяги, идущей к совку.

Рычаг и ролик дуралюминовые. Колонка вращается в кронштейнах, закрепленных на шпангоуте № 6 фюзеляжа. Тяга управления присоединяется к ушку совка, расположенному по его оси симметрии. Тяга совка дуралюминовая с одним регулируемым наконечником. При повороте ручки сектора совок, отклоняясь, открывает или закрывает выходную часть туннеля за маслорадиатором.

Ход ручки на секторе ограничивается вырезами в кожухе и стопором на ручке, причем застопорить ручку можно в любом промежуточном положении в зависимости от температуры масла.

Управление стопкраном

Для ручного выключения насоса НБ-ЗУ системы непосредственного впрыска на секторе газа имеется ручка (см. фиг. 114), которая при помощи троса в боуденовской оболочке связана с рычагом стопкрана на насосе НБ-ЗУ.

Трос проведен по левой верхней части лафета и крепится при помощи кронштейна к гильзоотводу правой пушки.

Секторы управления газом и управления винтом

Сектор газа (см. фиг. 114) состоит из сварного корпуса, внутри которого на оси размещены две ручки: ручка управления нормальным газом и ручка управления винтом. Между ручками на ось надета распорная втулка.

Ручка управления нормальным газом стальная, хромансиловая, термически обработанная. В верхнюю эбонитовую часть ее вставлена кнопка для включения радиостанции на прием и передачу. От кнопки, по внутренней стороне ручки проходят провода, изолированные от механических повреждений специальной съемной колодкой из пластмассы. Провода укладываются в кольцевой дуралюминовый кожух, приклепанный к ручке, и выводятся из него к клеммной колодке. На колодке закрепляются провода наружной проводки, идущей к сектору, и провода, выходящие из ручки нормального газа.

Провода имеют некоторый запас по длине, что предохраняет их от перетирания при повороте ручки управления газом.

Ручка управления винтом (нижняя) выполняется из дуралюмина толщиной 6 мм и приклепывается к дуралюминовому ролику, размещенному внутри корпуса.

Для обеспечения хода ручки в корпусе имеются прорезы. Прорезь для ручки нормального газа ступенчатая.

Прорезь до первого упора обеспечивает полное открытие дросселя при вдвинутом штоке РПД и открытие дросселя на $10-20^\circ$ при выдвинутом штоке РПД. Прорезь до второго упора («сверхход») обеспечивает полное открытие дросселя при выдвинутом штоке РПД. Сверхход предназначен для управления дросселем в случае выхода из строя РПД при выдвинутом штоке.

При пользовании сверхходом проволочная пломба срезается ручкой.

Корпус сектора закрывается крышкой и закрепляется болтами. Для закрепления ручек на оси сектора имеется звездообразный наружный зажим и внутренние фрикционные шайбы из пластмассы.

Для управления выключением подачи топлива насоса НБ-ЗУ на корпусе сектора приварена направляющая трубка, в которой помещается ручка управления стопкраном.

Сектор устанавливается на левом борту фюзеляжа и крепится к бобышке шурупами.

Сектор управления скоростями нагнетателя и совком маслорадиатора

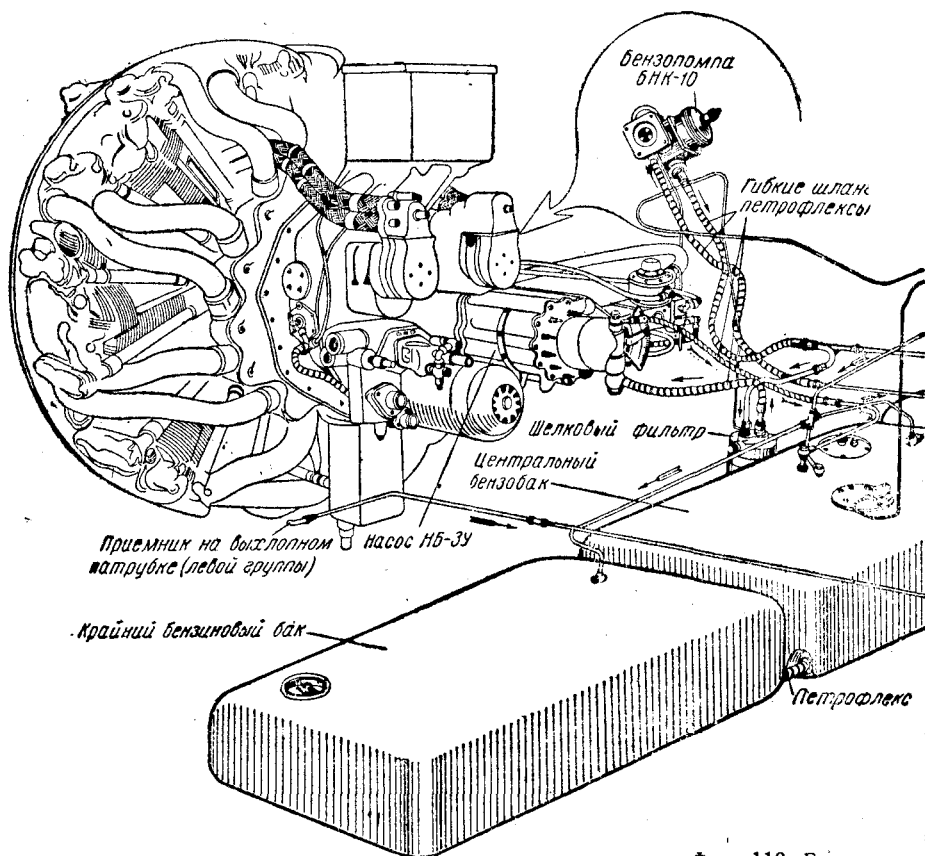
Сектор состоит (фиг. 117) из сварного корпуса, осевого болта и двух ручек.

На передней части корпуса имеется гребенка — ограничитель хода ручки управления совком маслорадиатора. На задней части корпуса имеются прямоугольные вырезы для ограничения хода ручки управления скоростями нагнетателя, которые соответствуют первой и второй скоростям.

Ручка управления совком выполнена из стальной трубы, внутри которой размещаются шток и пружина. На одном конце штока крепится рукоятка из пластмассы, на другом штырь для фиксации. Ручка управления скоростями изготавливается из полосовой стали.

В наконечник из пластмассы вставлены пружина и кнопка, связанная с фиксирующей шпонкой ручки при помощи стального изогнутого по форме ручки стержня.

К обеим ручкам крепятся ролики из алюминиевого сплава, на которых заделаны тросы проводки управления. Сектор крепится к фюзеляжу шурупами и расположен на бобышке ниже сектора газоправления



Фиг. 118. Бензосистема

5. БЕНЗОСИСТЕМА (фиг. 118 и 119)

Установка и крепление баков

Бензин размещается в трех баках общей емкостью 466 л, расположенных в центроплане.

Два крайних бака емкостью 148 л каждый вставляются в гнезда между верхней и нижней обшивкой центроплана и крепятся от перемещений при помощи двух винтовых упоров, находящихся на съемных раскосах нервюры № 1.

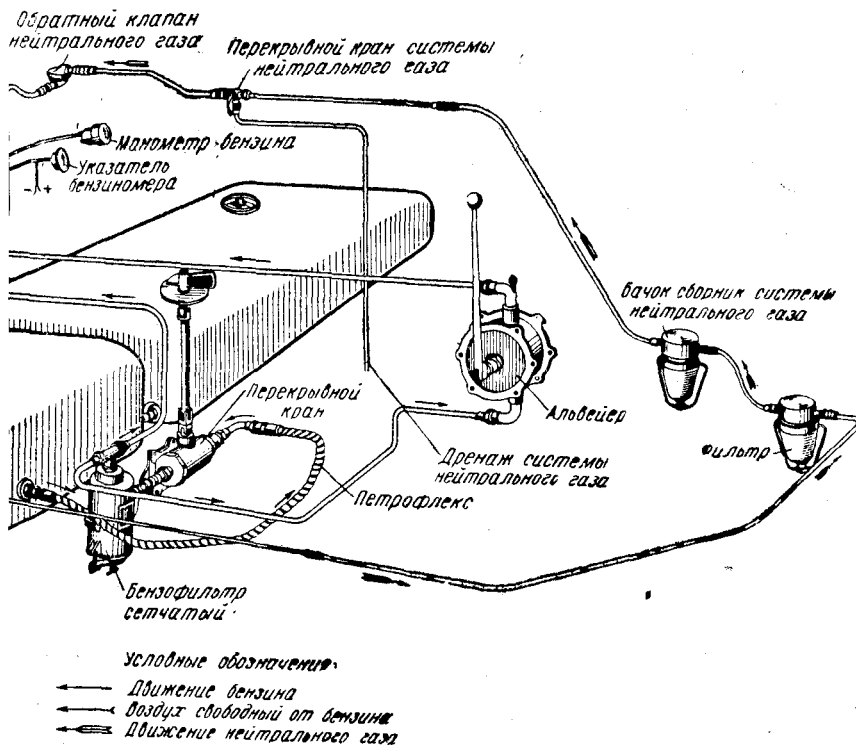
Для предохранения баков от перемещений в вертикальной плоскости и между лонжеронами центроплана под них подкладываются на полки нервюр мягкие войлочные прокладки. Крайние баки вставляются и снимаются через люк центрального бака. Центральный бензобак расположен по оси самолета и подвешивается через люк к верхней обшивке центроплана на четырех дуралюминовых лентах, закрепленных на шарнирных ушках к переднему и заднему лонжеронам центроплана. Ленты стягиваются тандерами. Толщина лент 1 мм, материал дуралюмин марки Д17Г.

Все баки протектируются протектором с горячей вулканизацией. Толщина протектора по низу баков 8 мм, по верху и бокам 3,5 мм.

Протектор состоит из следующих слоев: первый слой — бензостойкая резина толщиной 1 мм, второй слой — набухающая резина толщиной 3 мм, два слоя корда (плотная ткань) толщиной по 1,5 мм и верхний слой также из бензостойкой резины толщиной 1 мм.

Верхний слой протектора состоит из двух слоев бензостойкой резины и одного слоя корда, расположенного между ними.

Баки соединены между собой петрофлексами с обратными клапанами, не позволяющими переливаться бензину из центрального бака в крайние.



Питание мотора

В отличие от самолетов Ла-5 с мотором АШ-82ФН на самолете Ла-7 нет маятникового воздухоотделителя СВ-3, без которого на всех режимах полета самолета вполне обеспечивается нормальная работа мотора.

Бензин поступает из центрального бензобака (фиг. 118) по заборной трубке в перекрытой кран и далее через бензофильтр, закрепленный на одном литом кронштейне совместно с краном, к бензонасосу БНК-10ФН.

Бензонасос, отрегулированный на 1,5—2 ат, прокачивает бензин через шелковый бензофильтр, установленный на переднем лонжероне центроплана, откуда бензин поступает по петрофлексу (гибкому шлангу) к насосу НВ-3У.

После очистки бензина от воздуха в центробежном воздухоотделителе чистый бензин под давлением 280—300 ат (на номинальном режиме) по трубкам высокого давления поступает к каждому цилиндру мотора. Воздух с взвешенными частичками бензина из центробежного воздухоотделителя направляется в центральный бак.

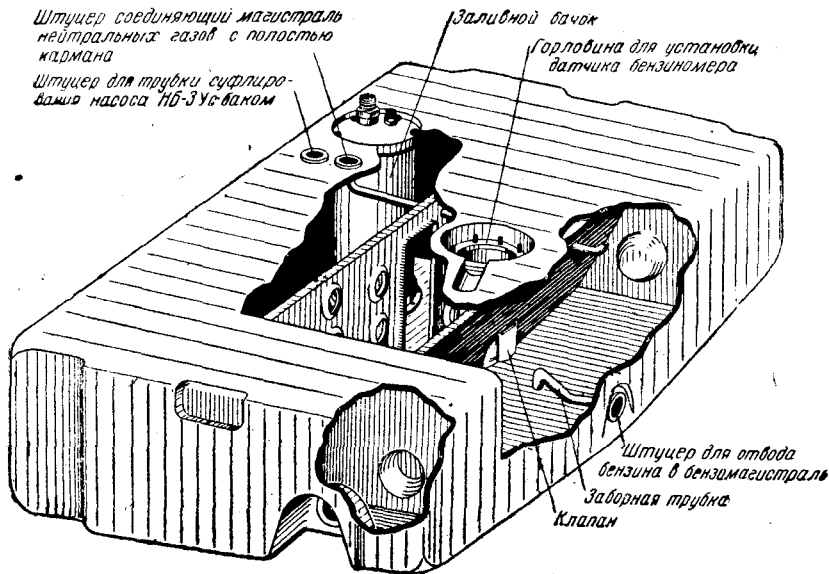
Для контроля давления бензина, создаваемого насосом БНК-10ФН, к шелковому бензофильтру присоединяется трубка для замера давления, идущая к трехстрелочному индикатору на доске приборов.

Параллельно бензопомпе в бензомагистраль, идущую от бака к насосу НВ, включен добавочный ручной насос типа РНА-1 (альвейер), которым при запуске мотора подается бензин к бензопомпе и производится заливка нагнетателя посредством крана заливки, расположенного на правом борту кабины.

Агрегаты бензосистемы

Баки

Центральный бензобак (Фиг. 120) сварной конструкции, емкостью 170 л, изготовлен из листа толщиной 1,2 мм; материал — алюминиевый сплав марки АМЦП. Бак состоит из следующих деталей: обечайки, двух боковых донышек, двух продольных перегородок, расположенных против лент крепления, одной поперечной перегородки в передней части бака и кармана для устранения переливания бензина внутри бака при различных эволюциях самолета.



Фиг. 120. Бензобак.

Карман расположен в задней части бака и ограничен с боков и сзади сплошными перегородками.

В нижней части этой перегородки расположен клапан-заслонка, представляющий собой прямоугольную пластину, закрепленную на шарнире рамы, по контуру которой в перегородке сделано отверстие, связывающее передний и задний отсеки бака. Задняя перегородка в баке устанавливается наклонно относительно вертикальной оси самолета, для того чтобы в горизонтальном полете заслонка не прилегала к рамке и тем самым не перекрывала отверстие. Из нижней части кармана бака отводится заборная питающая трубка, по которой бензин подается на мотор.

При различных эволюциях самолета при незаполненном центральном баке заслонка под действием своего веса и веса бензина перекрывает отверстие и тем самым препятствует перемещению бензина и оголению заборной трубки.

На верхней обечайке бака расположена горловина для датчика бензиномера и в правом переднем углу — заливной бачок.

Заливной бачок емкостью 2,5 л, цилиндрической формы, изготавливается отдельно и вставляется самостоятельно в бак.

Верхняя часть бачка имеет литой фланец, на котором расположены два штуцера; к одному из них присоединяется петрофлекс для заливки бензина и к другому — трубка сечением 4×3 мм для отвода бензина к пусковому насосу ПН-1.

Фланцем бачок надевается на шпильки другого литого фланца, приваренного к обичайке центрального бака, и крепится гайками между фланцами (для герметичности ставится паронитовая прокладка).

Внутри бачка к штуцеру отвода приварена заборная трубка сечением 6×4 мм, которая нижним концом опускается к доньшку. Нижней частью бачок вставляется в упорный фланец, приваренный к нижней обичайке центрального бака.

Датчик бензиномера с поплавком вставляется в бак и крепится к нему при помощи шпилек, расположенных на приварном фланце.

Передняя поперечная перегородка центрального бака имеет прямоугольный вырез под поплавок. Между корпусом датчика бензиномера и фланцем на баке для герметичности ставится пробковая прокладка, пропитанная рационалятом.

Для датчика в обичайке делается утопленное гнездо, в которое он вставляется заподлицо с верхней частью бака. Против датчика в полу пилота имеется лючок для осмотра.

Обичайки и доньшки бака для повышения жесткости делаются с зигами; свариваются они между собой кислородно-ацетиленовой сваркой.

Перегородки бака плотно подогнаны по внутреннему контуру обичайки и крепятся к ней электроточечной сваркой шагом 20 мм. В перегородках имеются отверстия облегчения (большого диаметра) и отверстия диаметром 8 мм для сообщения отдельных отсеков между собой.

Между собой (внутри бака) перегородки скреплены на заклепках и сварены электросваркой.

Для сообщения бака с атмосферой в передней части его имеется штуцер для присоединения дренажной трубки. Другой штуцер служит для присоединения трубки от центробежного воздухоотделителя. Дренажная трубка может быть присоединена к любому из указанных штуцеров.

Центральный бак заливается через крайние центропланные баки. При заливке бензина первоначально наполняется центральный бак, расположенный ниже, чем крайние баки.

Для слива внизу бака имеется сливная пробка, против которой в съемном люке центроплана сделан маленький лючок.

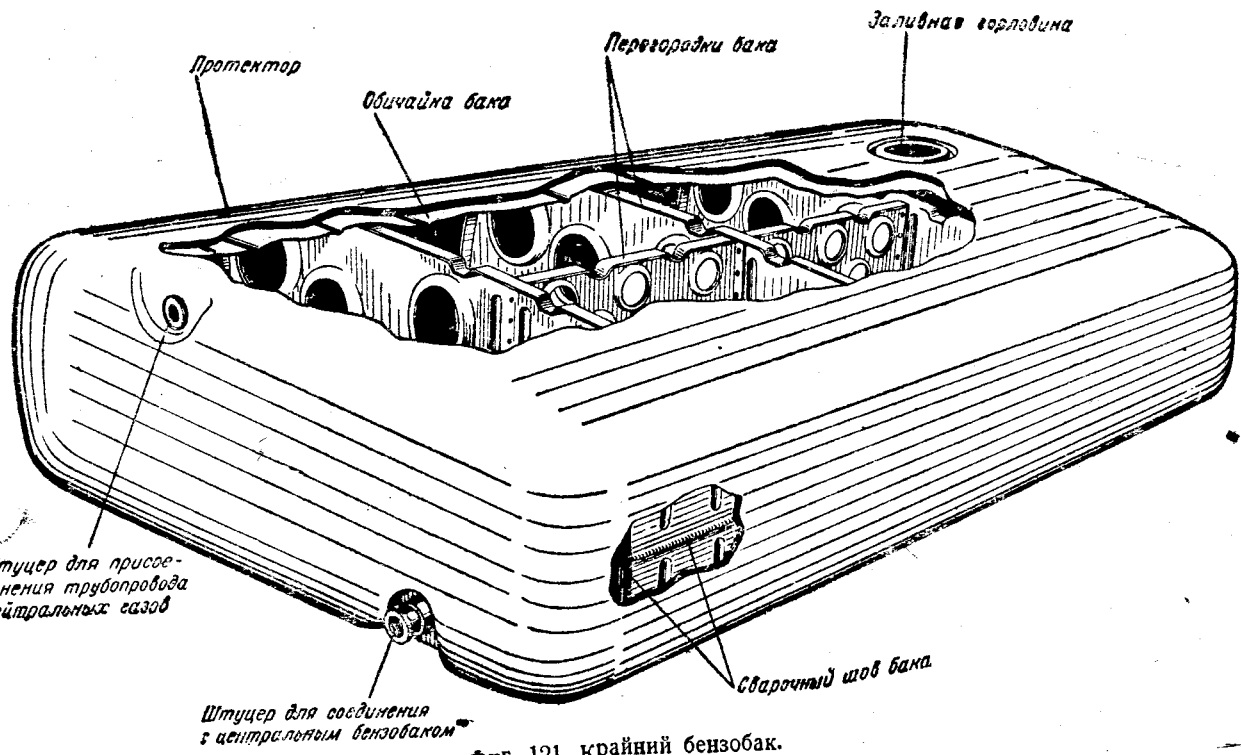
Крайние бензобаки, правый и левый (фиг. 121), сварной конструкции из материала АМЦМ толщиной 1 мм. Внутри бака параллельно оси самолета расположены три перегородки, между которыми расположены поперечные перегородки.

Крепление их к обичайке осуществляется так же, как и на центральном баке, электросваркой. Между собой перегородки склепываются и свариваются точечной электросваркой.

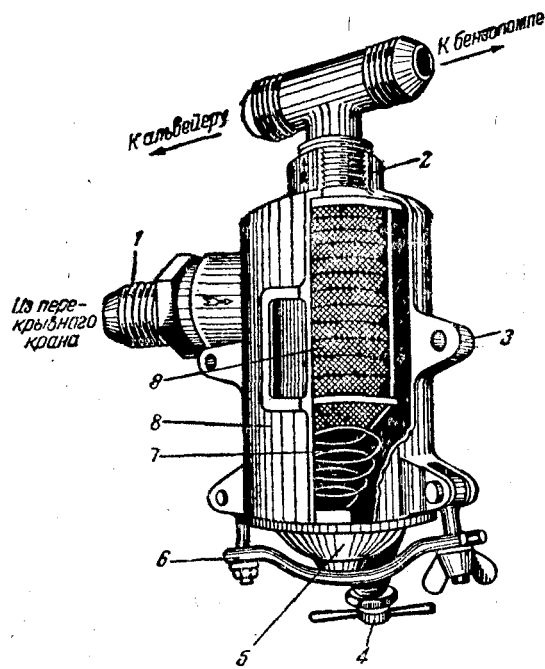
Обичайка выполняется из двух штампованных половин. Для придания жесткости и восприятия напряжений, получающихся при кислородно-ацетиленовой сварке, параллельно сварным швам сделаны зиги. Доньшки крайнего бака также штампуются. К большому доньшку привариваются два штуцера: нижний служит для сообщения с центральным баком, верхний — для присоединения дренажной трубки.

Внутри бака дренажная трубка отсутствует. В самой верхней точке бака, в передней его части, расположена заливная горловина, в которую вставляется бензиновый фильтр. На верхнюю часть горловины надевается резиновая воронка, которая верхними бортами крепится к лючку центроплана. Воронка выполняется из бензостойкой резины.

Бензиновый фильтр. Бензин, поступая в корпус фильтра (фиг. 122), через штуцер 1 проходит через фильтровочную сетку и выходит через штуцер 2 в магистраль, а частицы, загрязняющие бензин, оседают на крышке 5, имеющей кран 4 для слива конденсата.

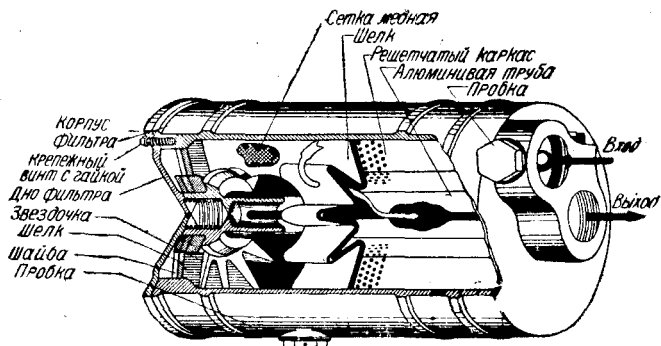


Фиг. 121. Крайний бензобак.



Фиг. 122. Бензиновый сетчатый фильтр.

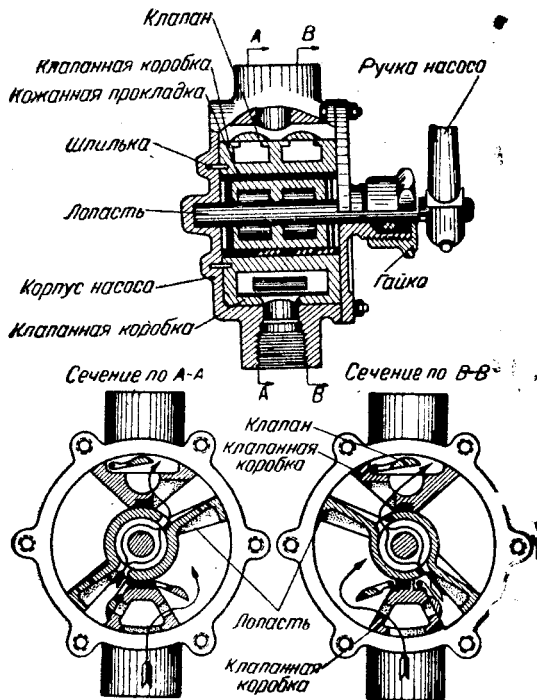
1—входной штуцер; 2—выходной штуцер; 3—прилив крепления; 4—кран для слива конденсата; 5—крышка; 6—прижимная планка; 7—пружина; 8—корпус; 9—сетка фильтра.



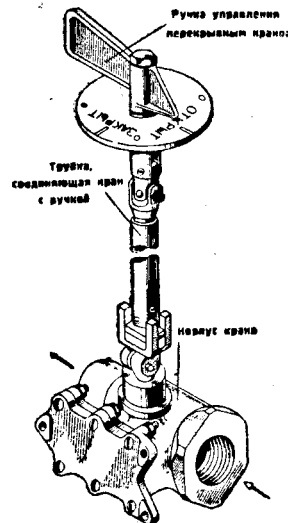
Фиг. 123. Бензиновый шелковый фильтр.

Шелковый фильтр. Для предохранения системы питания мотора от мелких частиц грязи, просочившихся через сетчатый фильтр, в магистраль за бензопомпой включен дополнительно шелковый бензофильтр (фиг. 123), установленный на переднем лонжероне центроплана.

Альвейер. Ручной насос типа альвейер (фиг. 124) служит для заливки горючим питающего трубопровода бензосистемы самолета и бензопомпы БНК-10ФН при запуске мотора. Его можно также исполь-



Фиг. 124. Схема работы альвейера.



Фиг. 125. Перекрывной бензокран.

зовать как аварийный насос для перекачки бензина при отказе бензопомпы.

Насос работает по принципу крыльчатых насосов двойного действия.

Перекрывной бензиновый кран. Кран (фиг. 125) установлен на бобышке под полом кабины, а ось крана с ручкой выведена в кабину с правой стороны. На фланце оси крана, который крепится к полу, имеются надписи, указывающие положение крана.

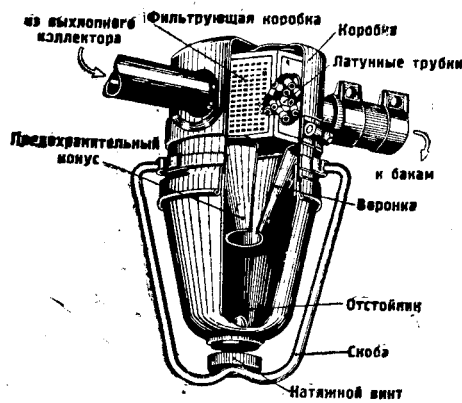
Дренаж и система нейтральных газов

В систему нейтральных газов входят следующие детали: заборный штуцер (фиг. 118), две разъёмные втулки, фильтр, бачок-сборник, перекрывной кран, обратный клапан, трубки газопровода.

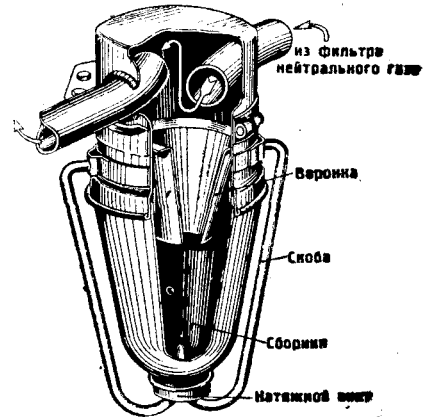
По мере расходования мотором горючего часть отработанных газов через заборный штуцер на выхлопном патрубке цилиндра № 8 устремляется по трубопроводу в фильтр.

Фильтр (фиг. 126) является нижней точкой системы, в нем газы охлаждаются, очищаются от механических примесей; здесь же происходит конденсация водяных паров. Пройдя фильтр, газы проходят через бачок-сборник (служащий также для отбора влаги), в котором благодаря падению скорости движения отделяются от частичек воды. Далее газы через обратный клапан поступают в бензобаки.

Отработанные газы, заполняя свободное пространство бензобаков над уровнем горючего, смешиваются с парами бензина и делают их взрывобезопасными.



Фиг. 126. Фильтр нейтрального газа.



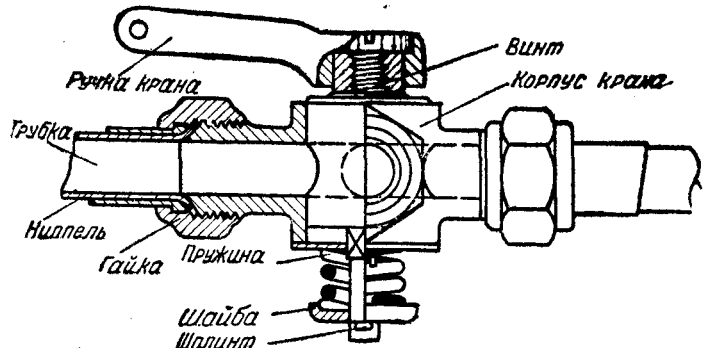
Фиг. 127. Бачок-сборник.

Заборный штуцер выполнен из стали марки с25 и приварен к выхлопному патрубку. Штуцер при помощи нипельного соединения присоединен к трубопроводу отвода газов.

Фильтр состоит из цилиндрического корпуса, фильтрующей коробки и отстойника. Фильтрующая коробка заполняется латунными или стальными трубками, смазанными висциновым маслом или солидолом.

Газ, проходя через сетку фильтрующей коробки и омывая латунные трубки, очищается от пыли, нагара и водяных паров, которые, конденсируясь, стекают в отстойник. При выполнении фигурных полетов благодаря наличию воронки вода из отстойника попасть обратно в фильтрующую коробку не может.

Бачок-сборник (фиг. 127) служит для сбора конденсата воды и бензина, который может попасть из бензобаков через обратный клапан в трубопроводы. Бачок-сборник состоит из цилиндрической коробки, сборника, воронки и двух трубок.



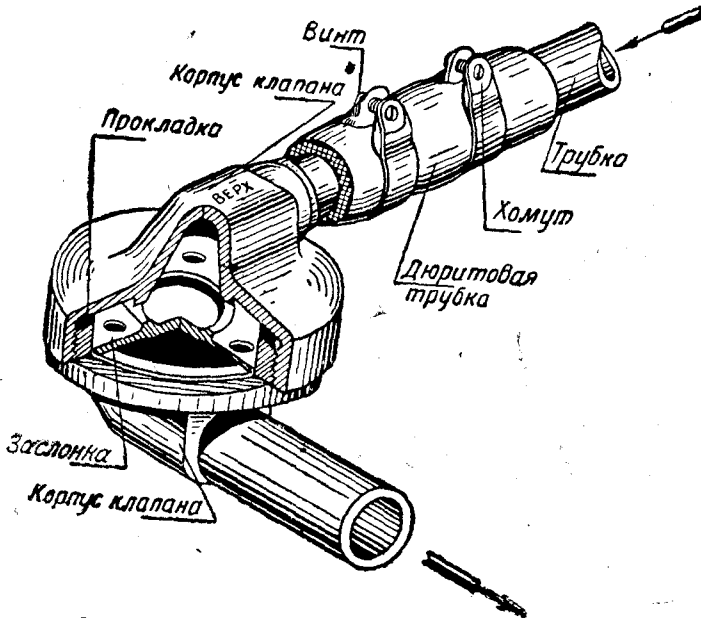
Фиг. 128. Перекрывной кран нейтрального газа.

Попавший в трубопровод бензин будет стекать в сборник, так как концы трубок в корпусе сборника разведены один относительно другого. При выполнении фигурных полетов благодаря наличию воронки бензин из сборника в трубопровод системы не попадет.

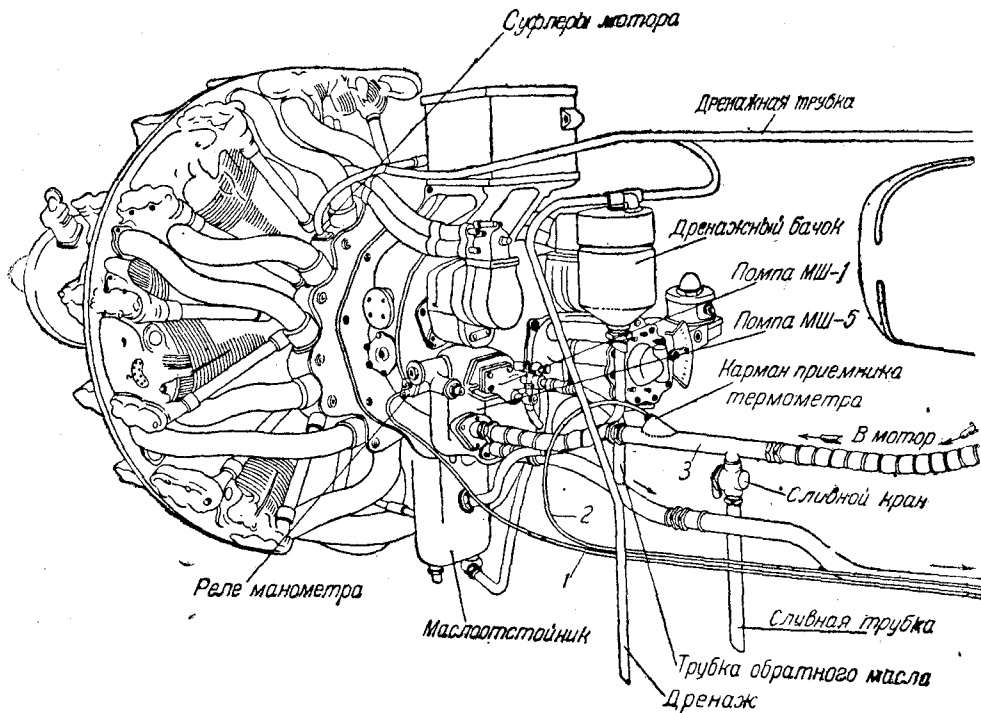
Фильтр и бачок-сборник установлены в хвостовой части фюзеляжа и крепятся при помощи стальных хомутов к деревянным кронштейнам.

Перекрывной кран (фиг. 128) служит для включения и выключения системы нейтральных газов и дренажа бензобаков. Таким образом перекрывной кран во время полета может быть поставлен в одно из двух положений, указанных стрелками на трафарете с над-

писями. Ни в коем случае не разрешается рукоятку перекрывного крана системы нейтральных газов ставить в другое положение, кроме обозначенных,



Фиг. 129. Обратный клапан нейтрального газа.



Фиг. 130. Схема

так как при этом перекрываются дренаж бензобаков и система нейтральных газов.

Обратный клапан (фиг. 129) предохраняет систему газозаполнения от попадания в нее бензина из бензобаков при выполнении

фигурных полетов. При нормальной работе клапана газ проходит через 12 отверстий диаметром 4 мм, которые имеются в заслонке. В случае попадания бензина из бензобаков в магистраль бензин, дойдя до обратного клапана, встречает на пути заслонку. Заслонка под действием напора бензина прижимается к верхнему седлу клапана, тем самым перекрывая стверстия и не позволяя бензину пойти дальше.

На трубопроводы системы нейтральных газов идут следующие трубы:

- 1) от заборного штуцера до второй разъемной втулки—стальная труба сечением 20×22 мм;
- 2) от разъемной втулки до бачка-сборника — алюминиевые трубы сечением 20×22 мм;
- 3) от бачка-сборника до бензобаков — алюминиевая труба сечением 13×15 мм.

Соединения труб ниппельные и дюритовые.

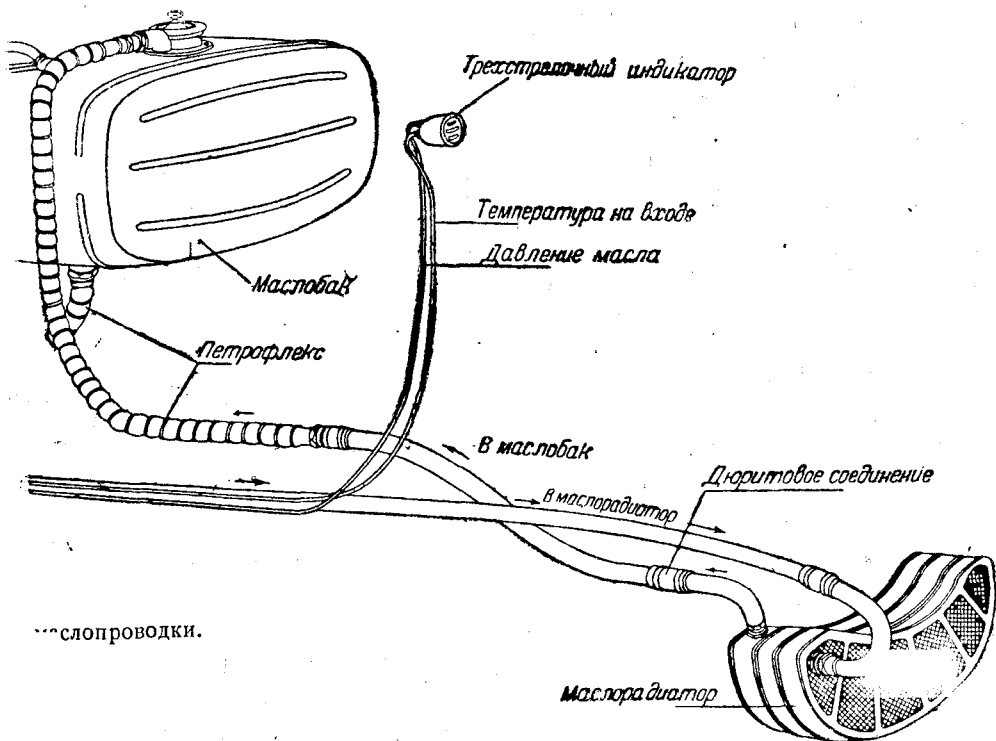
6. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Схема маслопроводки (фиг. 130)

В масляную систему входят следующие основные агрегаты:

- а) масляный бак,
- б) маслорадиатор,
- в) дренажные трубки и дренажный бачок-сборник,
- г) сливной кран и маслопроводы.

Масло из масляного бака по трубопроводу (сечением 34×32 мм) поступает в нагнетательную помпу, расположенную на моторе, фильтруется через фильтр Куно, после чего поступает по каналам для смазки деталей мотора.



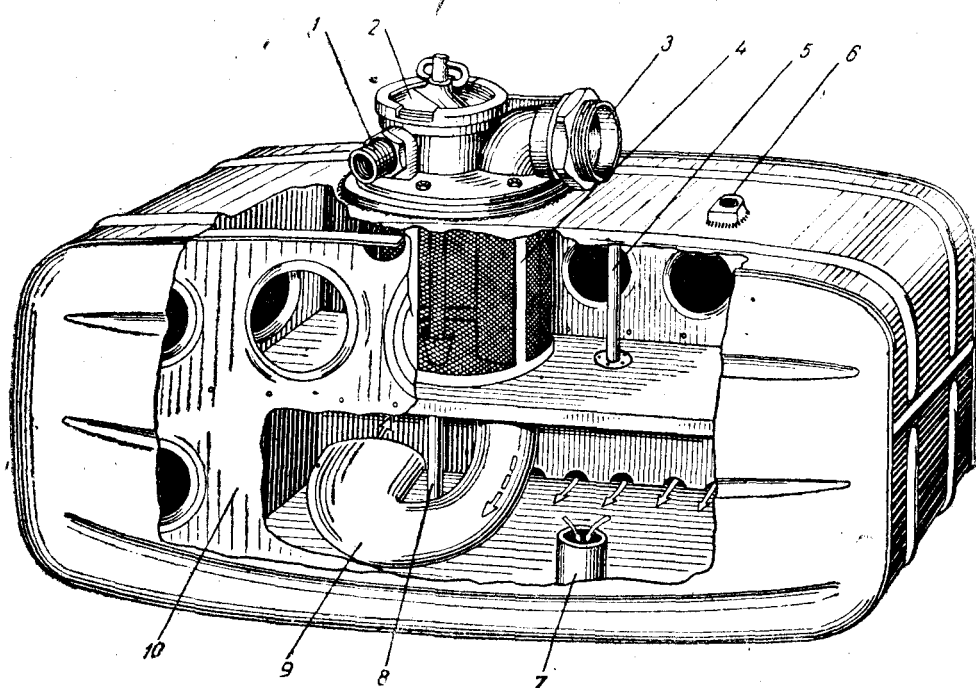
Отработанное масло из мотора поступает в маслосборник, фильтруется в нем, затем попадает в маслоотстойник, установленный на моторе. Откачивающая помпа гонит масло по откачивающей магистрали в маслорадиатор типа ОП-293. Из радиатора масло поступает обратно в маслосборник. Радиатор расположен за шпангоутом № 5 фюзеляжа в специальном туннеле. Трубка 1 манометра для измерения давления входящего в мотор масла присоединена к штуцеру на нагнетающей помпе МШ-5д. Трубка 2 термометра для измерения температуры входящего в мотор масла присоединена к трубке 3, для чего к трубке приварен карман, в который вставлен приемник термометра.

Для смазки мотора летом рекомендуется минеральное масло марок МК и МС, зимой масло марки МЗС.

Агрегаты маслосистемы

Маслосборник

Маслосборник (фиг. 131) сварной конструкции, изготовлен из листового алюминиевого сплава марки АМЦП толщиной 1 мм.



Фиг. 131. Масляный бак.

1—штуцер для крепления трубопровода от РПД*; 2—заливная горловина; 3—штуцер для крепления петрофлекса ввода обратного масла; 4—сетчатый фильтр; 5—дренаж нижней полости бака; 6—клапан (отрегулирован на 0,15 ат); 7—отвод масла в мотор; 8—измерительная линейка; 9—патрубок для пеногашения; 10—диафрагма.

Основные части бака: два доньшка — переднее и заднее, обичайка из двух половин — верхняя и нижняя, две поперечные перегородки, две продольные и одна горизонтальная.

Обичайки к доньшкам приваривают кислородно-ацетиленовой сваркой, перегородки к обичайкам — точечной электросваркой.

Перегородки между собой крепятся заклепками и свариваются точечной электросваркой.

* На маслосборниках последних выпусков штуцер 1 отсутствует.

Горизонтальная перегородка, расположенная между двумя продольными перегородками, разделяет внутреннюю полость бака на два отсека — нижний и верхний.

Нижний отсек ограничен сплошными перегородками и представляет собой замкнутый сосуд, предназначенный для торможения движения масла при различных эволюциях самолета.

В этом отсеке в нижней части обичайки расположен штуцер с заборной трубкой, от которого отводится масло к мотору. Заборная трубка поднята над нижней частью бака, что обеспечивает непрерывность забора масла в случае отлива его к верхней части. При этом горизонтальная перегородка, не имеющая отверстий, задерживает некоторый объем масла, необходимый для питания мотора при выполнении отдельных фигур. Нижний отсек сообщается с верхним при помощи дренажной трубочки, закрепленной на горизонтальной перегородке.

В верхней части бака расположены клапан дренажа и заливная горловина, которая крепится болтами к приварному фланцу бака.

К заливной горловине крепится цилиндрический сетчатый маслофильтр. На фланце заливной горловины, заодно с ней, отлит штуцер для присоединения трубопровода обратного масла, идущего от радиатора к штуцеру обратного масла. Внутри заливной горловины крепится трубка, доходящая до низа бака и имеющая изогнутую форму с раструбом на конце. Криволинейная форма трубки делается для гашения пены поступающего в бак масла, которое направляется на стенку перегородки, где пузырьки воздуха отделяются от масла. Клапан дренажа оттарирован на 0,15 ат и служит для предохранения от выбрасывания масла через дренаж.

К крышке заливной горловины крепится измерительная линейка. Емкость бака 58 л, заливка же маслом производится до 40 л по измерительной линейке. При тарировке измерительной линейки объем масла, заполняющего систему трубопроводов (который равен примерно 19 л), не учитывается.

Маслобак крепится дуралюминевыми лентами к шпангоуту № 2 фюзеляжа и к деревянному седлу, закрепленному на шпангоуте № 1. Переднее седло съемное, что позволяет в случае необходимости снимать и устанавливать маслобак в условиях эксплуатации. Маслобак ставится и снимается только через левую сторону передней части фюзеляжа; для этой цели верхняя задняя направляющая патронных коробок имеет съемную часть против заливной горловины. На маслобак надевается теплоизолирующий чехол из мягкого материала и ваты.

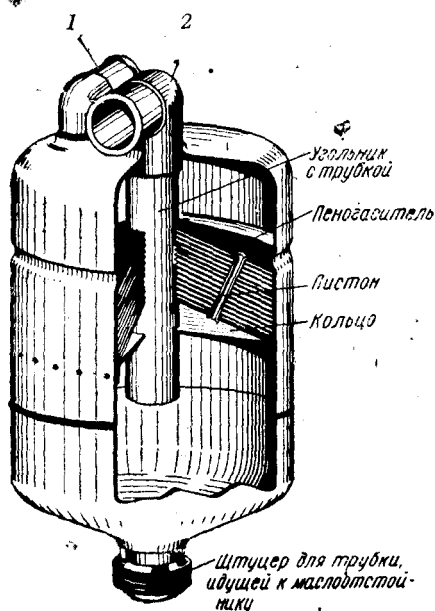
Система дренажа

На самолетах Ла-7 выпуска первых серий дренаж маслосистемы осуществлен следующим образом. Маслобак соединен трубкой сечением 27×25 мм с РПД-1Ф мотора. Внутренними каналами полость РПД-1Ф сообщается с суфлерными трубками мотора, откуда выводится в атмосферу труба, идущая по левой стороне моторамы в нижнюю часть центроплана. Для устранения выброса масла через дренаж на самолетах последующих серий в систему дренажа включены дренажный маслоотстойный бачок и клапан на маслобаке.

Система маслопроводов идет следующим образом: от клапана в маслобаке, поддерживающего давление до 0,15 ат, отводится трубка сечением 27×25 мм к суфлерам мотора и дренажному бачку. Дренажный бачок сообщается с суфлерами мотора одной общей трубкой с маслобаком. В случае выброса масла через суфлерные трубки оно попадает непосредственно в бачок-сборник, откуда по трубе может стекать в маслоотстойник мотора; другой трубкой (сечением 22×20 мм), присоединенной к верхней части, бачок сообщается с атмосферой и выводится в переднюю часть центроплана слева.

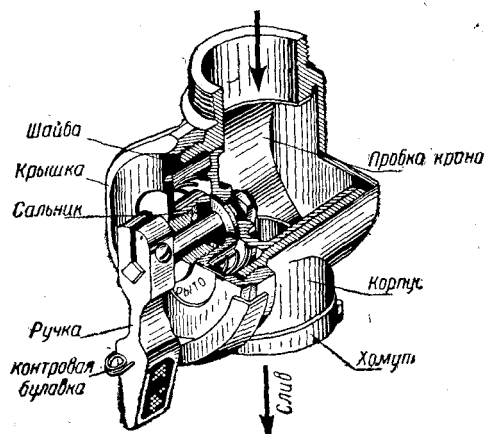
Дренажный бачок-сборник (фиг. 132) крепится на левой стороне в верхней части противопожарной перегородки с помощью хомута, закрепленного на штампованном съемном жолобе. Бачок сварной конструкции из материала АМЦМ-ЛП,2.

Внутри бачка располагается пакет из 19 слоев сетки „Дельбаг“ со взаимно перпендикулярным направлением ячеек рядом распо-



Фиг. 132. Дренажный бачок.

1—трубка, сообщающая бачок с атмосферой;
2—трубка от суфлеров мотора.



Фиг. 133. Сливной кран маслосистемы.

женных сеток. Такой набор сеток позволяет гасить масляную пену в случае наполнения бачка масляной эмульсией из мотора.

Масляный кран

Кран (фиг. 133) выполнен из алюминиевого сплава АЛ-7 и служит для слива масла во время стоянки. Кран установлен перед противопожарной перегородкой.

На крышке крана имеются надписи, указывающие положение ручки крана при открытии и закрытии крана. В закрытом положении ручка крана контрится.

Маслорадиатор

Для охлаждения масла, выходящего из мотора, на самолете установлен сотовый радиатор С-образной формы ОП-293 (см. фиг. 130). Радиатор подвешен внизу позади рамы № 5 самолета на двух стальных лентах толщиной 1 мм. Ленты крепятся к узлам на каркасе фюзеляжа.

Воздух, омывающий соты радиатора, проходит через съемный туннель, установленный снизу фюзеляжа.

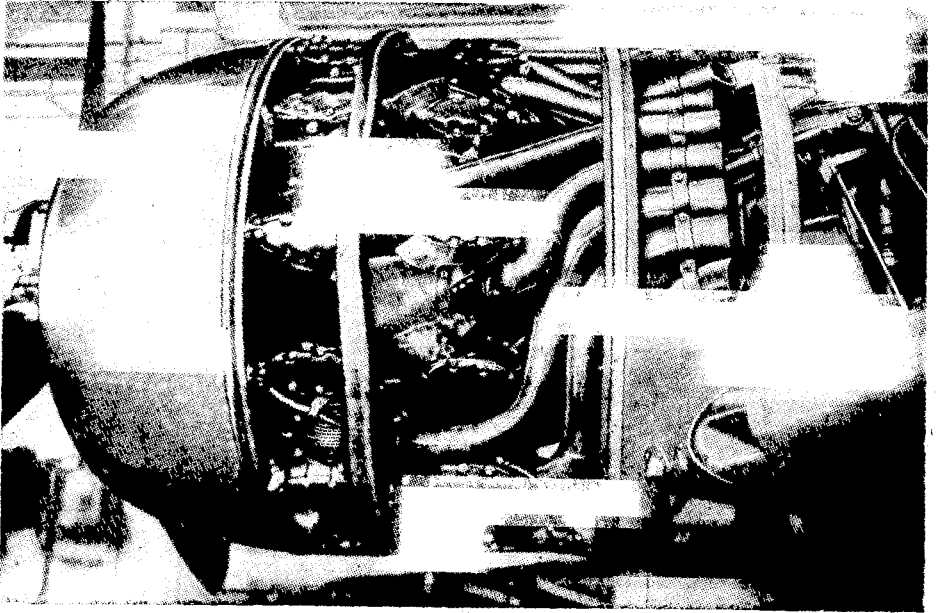
7. ВЫХЛОП И ВСАСЫВАНИЕ

Выхлопные патрубки

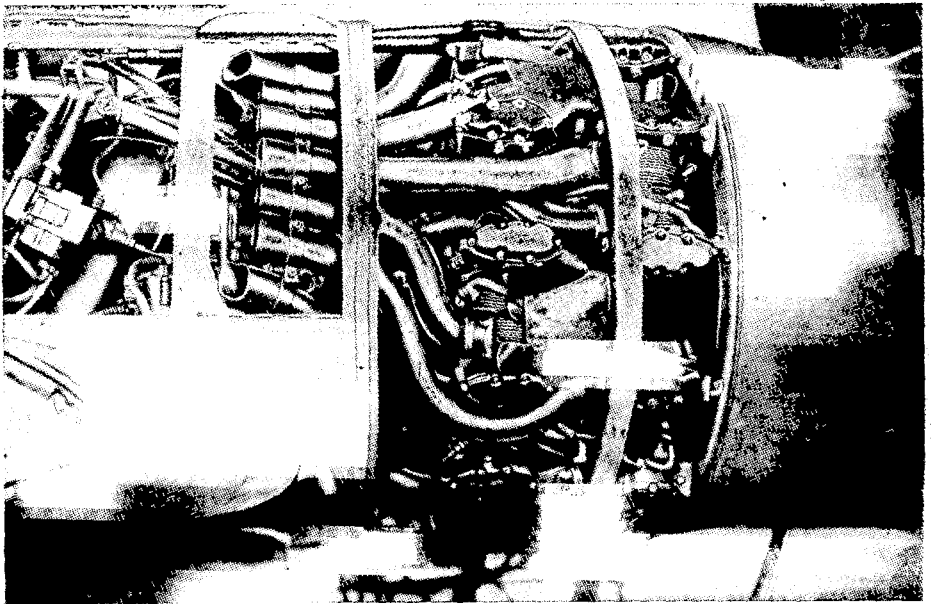
Имеется 14 индивидуальных патрубков — по одному от каждого цилиндра (фиг. 134 и 135).

Выхлопные патрубки выводятся по 7 шт. на левую и правую стороны в два боковых туннеля-кармана внутреннего капота, расположенных под щитками охлаждения.

Патрубки выполняются из труб жароупорной стали марки ЭЯ1Т сечением 70×67,5 мм или свариваются из листовой стали той же марки с толщиной стенки 1,5—1,25 мм.



Фиг. 134. Выхлопные патрубки мотора. Левая группа.



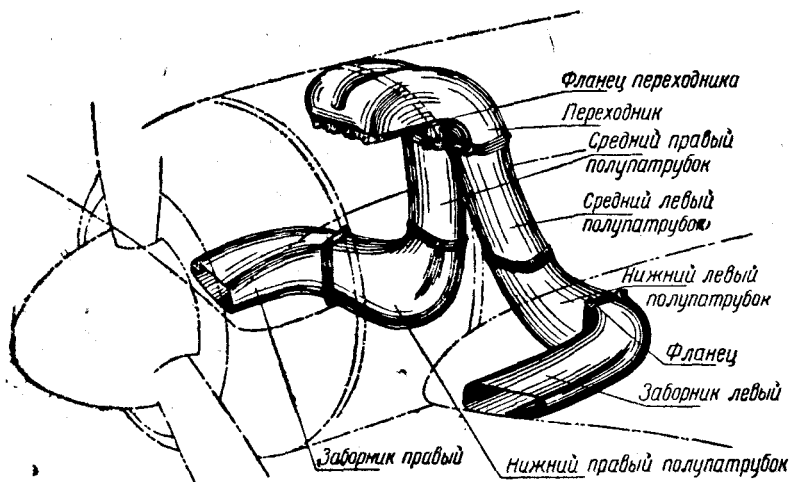
Фиг. 135. Выхлопные патрубки мотора. Правая группа.

Под боковыми створками патрубков стягиваются между собой стальной лентой из двух половин (толщиною 2 мм) и болтами диаметром 8 мм.

Для слива масла и бензина из выхлопных патрубков нижних цилиндров от патрубков отводятся сливные трубки, которые подводятся к общему штуцеру и закрываются заглушкой на нижнем профиле каркаса капота. (Слив масла и бензина из патрубков производится перед запуском мотора для предупреждения гидроудара и вывода из строя мотора.)

Всасывающие патрубки

Всасывающие патрубки (фиг. 136) состоят из двух рукавов, идущих справа и слева от носков центроплана, огибающих колеса шасси в



Фиг. 136. Всасывающие патрубки нагнетателя.

убранном положении и поднимающихся вверх по противопожарной перегородке. Наверху оба рукава сходятся в один общий рукав, который подходит к дроссельной коробке мотора.

По длине всасывающие патрубки разделяются на три части: первая заделывается в носках центроплана, вторая — средняя часть — идет от носков центроплана до люка подмоторного отсека, верхняя часть располагается на дроссельной коробке. Все части соединяются между собой муфтами из резины и фланцами, имеющими пазы для герметизации стыков. В пазы закладывается мягкая прокладка из резины, заделанной в полотно.

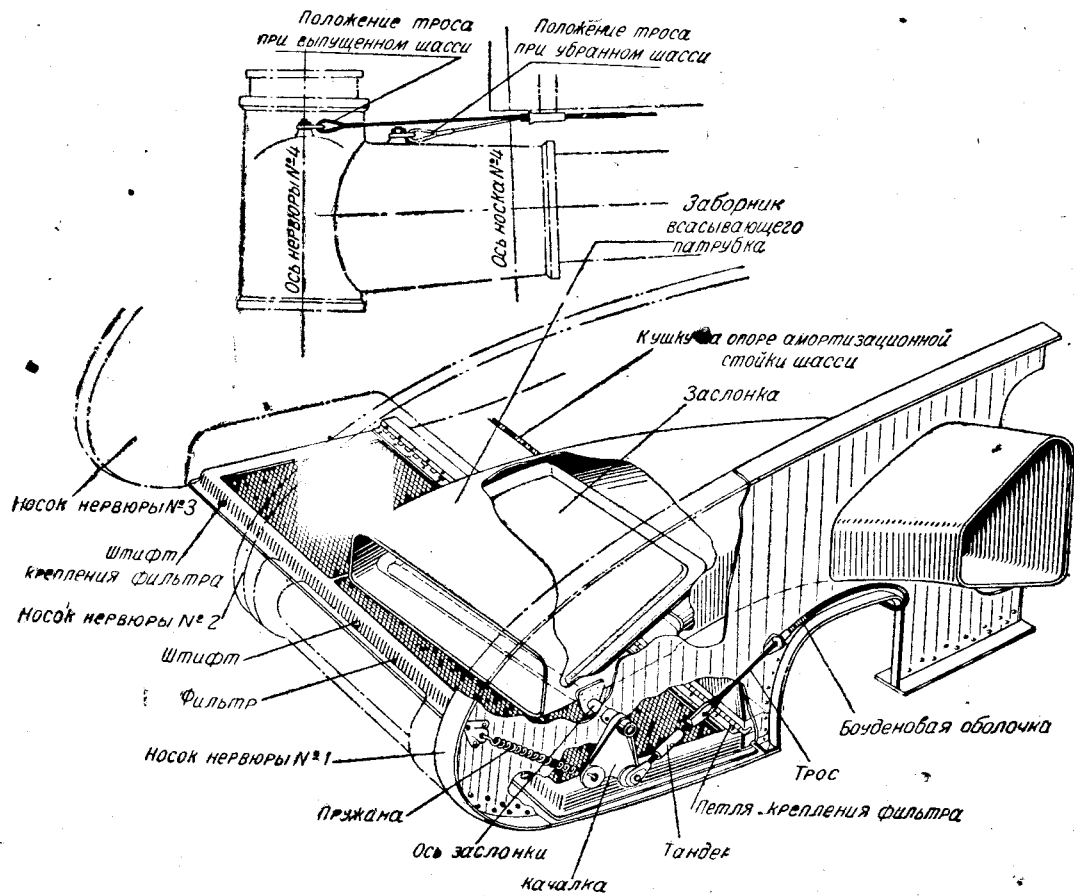
В самых нижних точках патрубков имеются отверстия для слива воды.

Патрубки изготавливаются сваркой из материала АМЦП толщиной 2 мм для верхней части и 1,2 мм для средней и нижней частей.

Фильтры на всасывании

Для предохранения всасывающей системы мотора от пыли, травы и пр. на входную часть всасывающих патрубков устанавливаются специальные фильтры (фиг. 137) (на самолетах первых серий фильтр для очистки воздуха отсутствует).

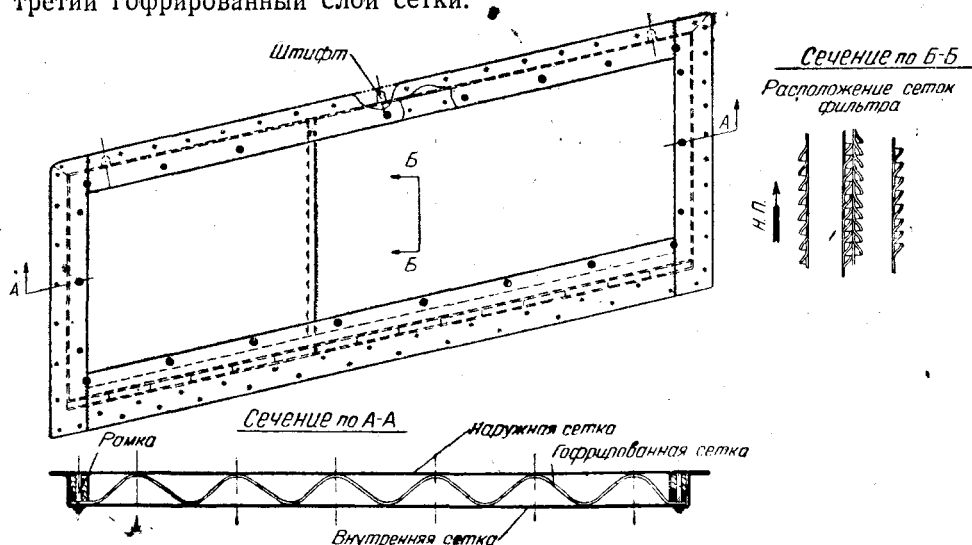
При подготовке самолета к полету, а также при взлете и посадке входные каналы перекрываются специальной заслонкой, плотно подогнанной по внутреннему контуру патрубков. В этом случае воздух в си-



Фиг. 137. Установка сетчатого фильтра на всасывании и механизм управления заслонкой.

стему всасывания поступает через съемные фильтры, расположенные в нижней части носков под входными отверстиями всасывания.

Фильтр представляет собой рамку (фиг. 138), закрытую с внутренней и наружной стороны специальной сеткой «Дельбаг»; эта сетка представляет собой решетку из стального листа с просеченными в нем отверстиями с отбортовкой краев. Отверстия располагаются в шахматном порядке. Между параллельными сетками в рамку закладывается третий гофрированный слой сетки.



Фиг. 138. Сетчатый фильтр, установленный на всасывании.

Сетки смазываются маслом для прилипания частиц пыли. С поднятием на высоту одновременно с уборкой колес заслонки входных патрубков открываются, и воздух во всасывающую систему подается, минуя фильтры.

Заслонки открываются и закрываются автоматически механизмом, связанным с уборкой и выпуском шасси.

8. УПРАВЛЕНИЕ ОХЛАЖДЕНИЕМ МОТОРА

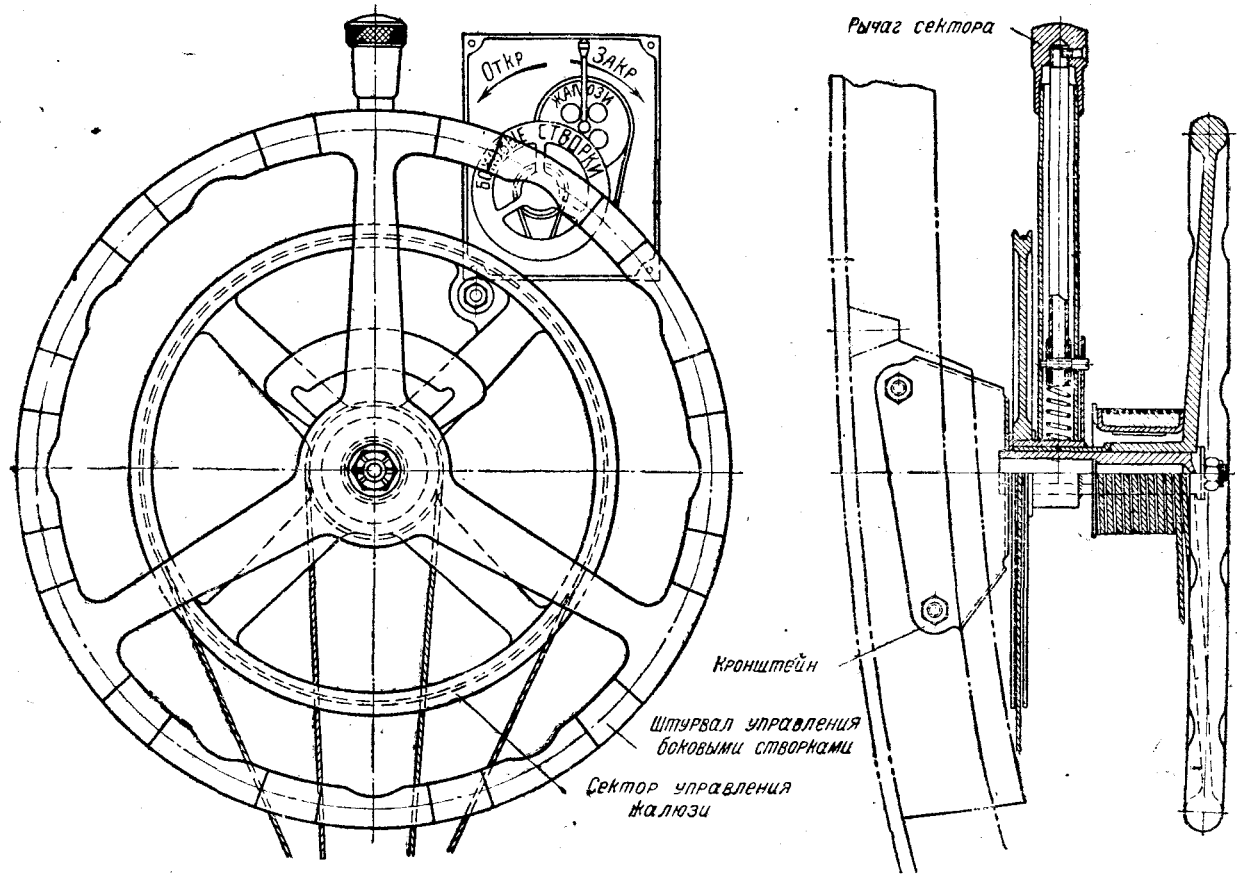
Управление охлаждением мотора осуществляется при помощи штурвала и ручки с роликом (фиг. 139), расположенных на правом борту кабины на шпангоуте № 4 фюзеляжа, и тросовой проводки. Для уменьшения трения в системе поставлены оттяжные ролики в кабине и на мотораме.

Управление боковыми створками

Створки расположены по бокам капота; управление ими осуществляется при помощи колонок, установленных на подкосах моторной рамы (фиг. 140).

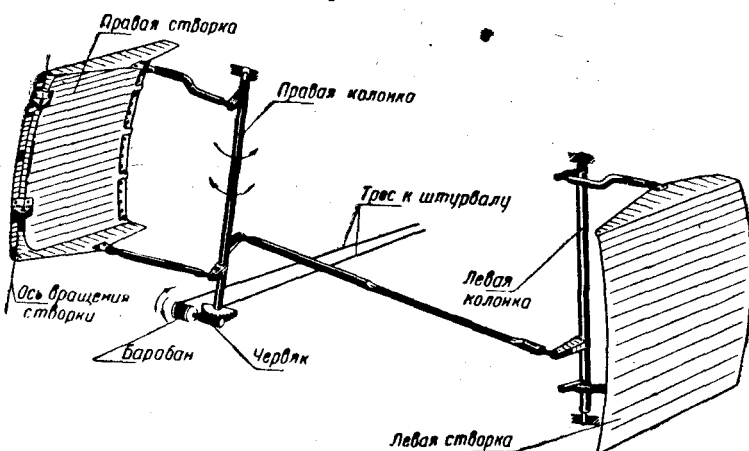
Правая колонка является ведущей. Нижний конец ее соединен с червячным сектором редуктора, сцепленным с червяком, на конце которого снаружи на шпонке закреплен барабан для намотки троса.

При вращении штурвала приходит в движение барабан, который через червячное сцепление вращает правую колонку; последняя, поворачиваясь вокруг своей оси, открывает или закрывает при помощи системы рычагов и толкателей боковую створку. Одновременно с правой колонкой вращается связанная с ней при помощи рычага левая колонка, которая синхронно поворачивает левую створку вокруг ее оси вращения.



Фиг. 139. Штурвал управления боковыми створками.

Колонки, как правая, так и левая, своими концами установлены в шаровых опорах, приваренных к подкосам моторамы. Шаровые опоры позволяют погасить незначительные перекосы в установке колонок и обеспечивают более легкое их вращение.

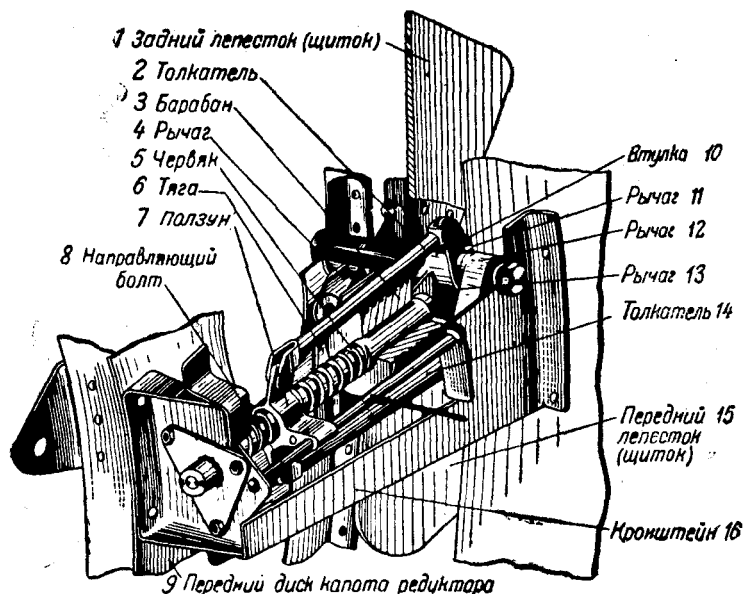


Фиг. 140. Схема управления боковыми створками.

Максимальному открытию створок соответствует их ход на 80 мм от крайнего закрытого положения. В крайнем закрытом положении створки не выступают за пределы обводов наружного капота. Для выхода воздуха и выхлопных газов боковая створка поставлена с некоторым повышением над задней боковой крышкой капота таким образом, что образуется постоянная щель.

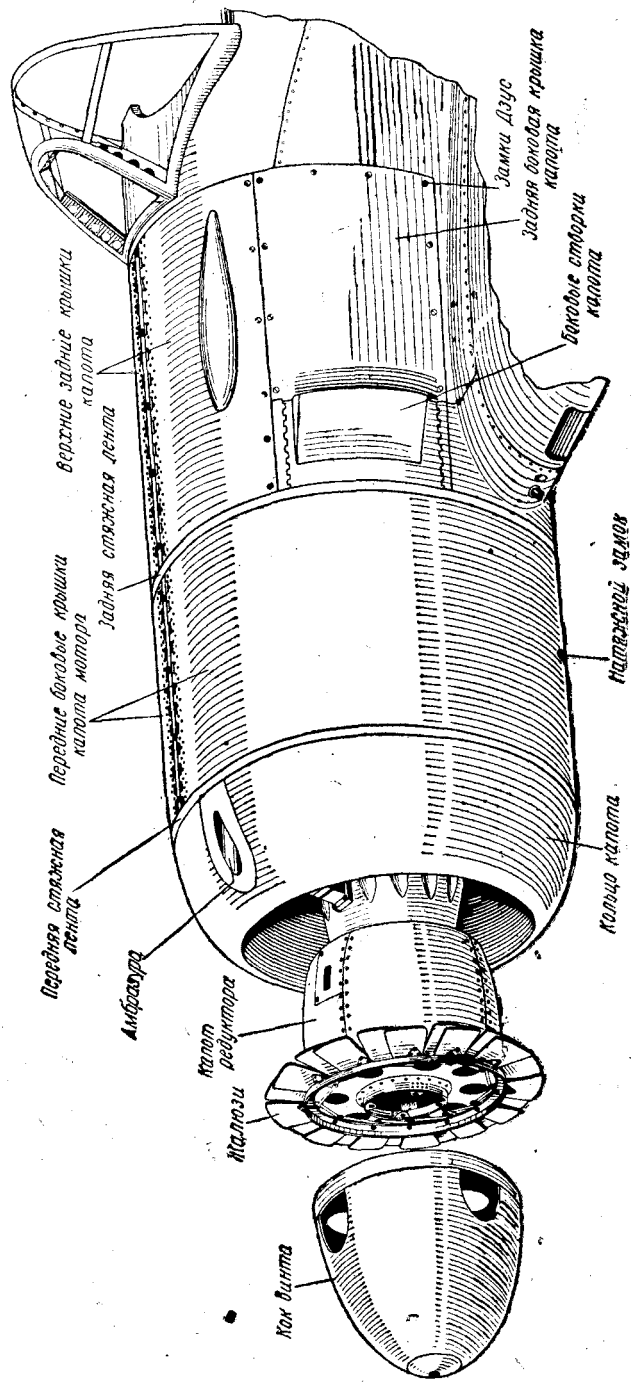
Управление лобовыми жалюзи (фиг. 141)

Жалюзи управляются ручкой с роликом и тросами.



Фиг. 141. Механизм управления жалюзи.

Жалюзи смонтированы на капоте редуктора и закрывают щель между капотом редуктора и передним кольцом капота. На первых се-



Фиг. 142. Капот мотора.

риях машин конструкция лобовых жалюзи такая же, как и на самолете Ла-5.

На переднем диске капота редуктора расположены заслонки, связанные между собой системой тяг, выполненных из листовой стали. Заслонки приводятся в движение при помощи механизма редуктора, расположенного на правой стороне капота. Механизм представляет собой стальной кронштейн-коробку, в которой на червячной оси располагается барабан для намотки троса. При вращении барабана под действием троса приводится во вращательное движение червячная ось, на которой, кроме барабана, расположен ползун с червячной нарезкой. К ушкам ползуна закреплены ведущие тяги, связанные с заслонками жалюзи.

Таким образом при вращении барабана редуктора вращается червячная ось, которая перемещает поступательно ползун с тягами жалюзи.

На фиг. 141 показана конструкция червячного механизма управления жалюзи капота мотора.

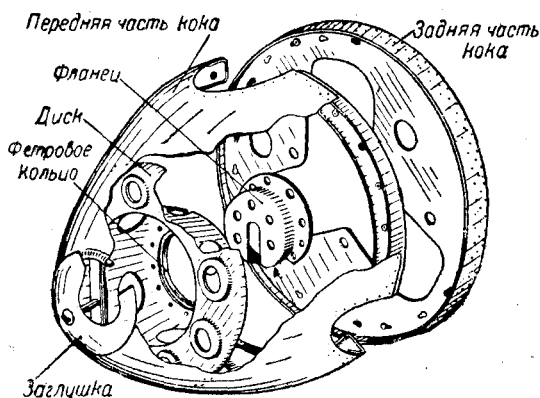
При вращении ролика управления жалюзи, находящегося в кабине, вращается барабан 3 червячного механизма и жестко связанный с ним червяк 5. По нарезной части червяка движется поступательно ползун 7, имеющий самотормозную нарезку. К ушкам ползуна присоединены толкатели 2 и 14, другие концы которых присоединены к рычагам 11 и 12 поворота передних и задних лепестков жалюзи. Рычаг 12, связанный со втулкой, на которой посажены передние лепестки-щитки, поворачивает их, а рычаг 11, связанный с наружной втулкой, поворачивает задние лепестки.

С помощью рычагов 13 и 4, действующих на пластинчатые тяги 6, производится поворот остальных лепестков, расположенных по всей окружности капота редуктора. Лепестки связаны между собой с помощью рычагов и пластинчатых тяг, что обеспечивает синхронность их работы.

9. КАПОТ МОТОРА

Капот мотора (фиг. 142) состоит из следующих агрегатов: кока винта, капота редуктора, переднего наружного кольца, наружных крышек и внутреннего капота.

Кок винта надевается на втулку винта и закрывает носок вала (фиг. 143).



Фиг. 143. Кок винта.

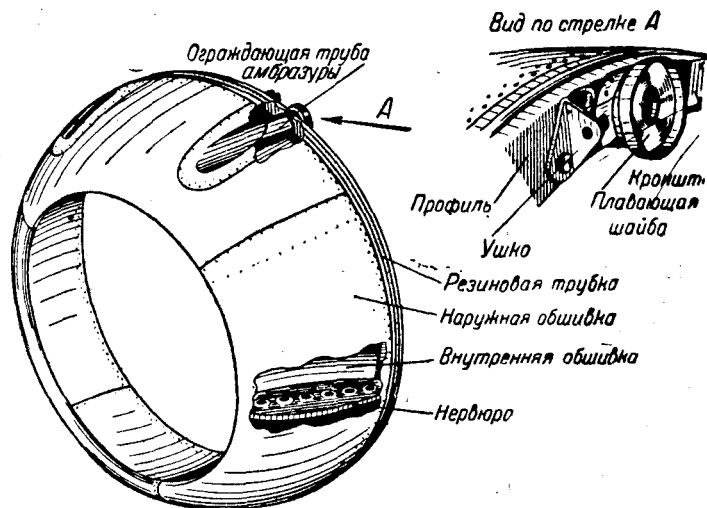
Капот редуктора является продолжением кока и отделяется от него зазором 5—8 мм. Он закрывает корпус редуктора и расположенные на нем агрегаты: гидромолну МШ-3, автомат Р-7 и распределитель воздуха.

Кольцо капота (фиг. 144) расположено впереди цилиндровой группы мотора над капотом редуктора, образуя с ним кольцевой туннель для входа воздуха, охлаждающего цилиндры.

Наружный капот (съемные крышки) является продолжением переднего кольца и закрывает снаружи цилиндровую группу и замоторное пространство.

Внутренний капот закрывает замоторное пространство и служит для направления потока воздуха.

В нижней части замоторное пространство отделяется от колес шасси (в убранном положении) специальной перегородкой подмоторного отсека.



Фиг. 144. Переднее кольцо капота.

Для подхода к агрегатам, расположенным в задней части мотора, и трубопроводам в люке имеется съемный лючок, закрепленный на замках ДЗУС.

Таким образом набегающий поток воздуха входит в кольцевой туннель между передним кольцом и капотом редуктора, омывает цилиндры мотора и через каналы, образованные моторными дефлекторами, выходит во внутренний капот. Внутренний капот имеет боковые щели с регулируемыми створками, через которые воздух выходит наружу (в этих же щелях размещаются выхлопные патрубки).

Наружный капот состоит из переднего кольца, крышек капота и двух боковых створок для охлаждения мотора.

Для крепления крышек капота служит каркас из дуралюминовых профилей, соединенных между собой угольниками. Профили, по которым проходит разъем крышек капота, имеют на своей широкой стороне зиги для закатанных краев листов крышек и отверстия с пружинами под замки ДЗУС.

Каркас капота крепится болтами к шпангоуту № 1 фюзеляжа с помощью стальных угольников и к лафету и кольцу моторамы с помощью нерегулируемых раскосов.

Для обеспечения плотного прилегания крышек капота к каркасу и герметизации капота на профили каркаса капота ставятся на заклепках уплотнители из резины и мягкого материала.

Для предохранения от коррозии дуралюминовые детали покрываются грунтом АЛГ-5, стальные — цинком.

Переднее кольцо капота (фиг. 144) состоит из внешней и внутренней обшивок из дуралюмина, кольцевого профиля и семи

штампованных нервюр. К кольцевому профилю приклепаны стальные узлы для крепления переднего кольца капота к приливам на головках цилиндров.

Переднее кольцо крепится к приливам на головках цилиндра мотора 14-ю болтами диаметром 8 мм.

В верхней части переднего кольца приклепаны ограждающие трубы для вооружения.

Крышки капота крепятся к каркасу натяжными замками и замками ДЗУС.

Передние крышки в верхней части соединены между собой петлями и шомполами. Две задние верхние крышки также соединены посредством широкой петли и шомполов. Дополнительно крышки стягиваются двумя натяжными лентами — передней и задней — со штырями.

Все крышки, за исключением двух задних боковых, изготовлены из материала Д17 толщиной 1,2 мм. Две задние боковые крышки изготовлены из стинкованного железа. С внутренней стороны все крышки подкреплены профилями.

Боковые створки изготовлены из листовой стали марки ЭА1Т. Створки вращаются на двух шарнирах, укрепленных на боковой крышке капота. С помощью ушков и толкателей створки шарнирно соединены с кронштейнами колонок управления створками.

Внутренний капот представляет собой поперечную перегородку с двумя боковыми карманами для выхода воздуха. Карманы прикрываются боковыми створками, образующими проходные туннели для выхода воздуха.

Капот редуктора закрывает носок картера мотора. С передним кольцом капота мотора капот редуктора образует кольцевой туннель, который направляет набегающий поток воздуха на ребристую поверхность цилиндров.

Капот редуктора состоит из дуралюминовой обшивки толщиной 1 мм, диска, четырех П-образных профилей и заднего кольцевого профиля. В передней его части смонтированы вращающиеся лобовые жалюзи, регулирующие охлаждение цилиндров мотора, и червячный механизм управления створками. В верхней части капот редуктора имеет люк для доступа к регулятору Р-7 и сбоку — лючок воздухораспределителя. Крышка люка имеет вырез для ролика регулятора Р-7 и крепится к капоту редуктора на замках ДЗУС. В задней части капот редуктора крепится при помощи болтов и четырех стальных кронштейнов к носку картера мотора, а спереди — четырьмя угольниками на доске к шпилькам последнего.

10. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ ПЕРЕГОРОДКА

Противопожарная перегородка изготовлена из дуралюмина марки Д17 толщиной 0,8 мм и установлена на лафете фюзеляжа.

Противопожарная перегородка усилена по краям Г-образными профилями, в середине — П-образным профилем.

В нижней части перегородки расположена панель со штуцерами для разъемов трубопроводов и с отверстиями с уплотняющими резиновыми прокладками.

11. ГЕРМЕТИЗАЦИЯ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ

Для увеличения максимальной скорости самолета одним из важнейших обстоятельств, кроме внешней отделки поверхности самолета, является устранение протекания воздуха через капот мотора и неплотности в сопряжениях различных агрегатов самолета, исходящихся в потоке.

Улучшенное дефлектирование мотора и герметизация капота и самолета путем уплотнения щелей в местах сопряжения отдельных деталей дали заметный прирост скорости самолета.

Улучшенное дефлектирование

На ранее выпущенных моторах дефлекторы мотора, расположенные между цилиндрами, прилегали неплотно — в кольцевом соединении дефлекторов на головках цилиндров первого и второго ряда имелись щели.

Через эти неплотности и щели проходит воздух, что нарушает правильное охлаждение цилиндров мотора, а также увеличивает общее сопротивление самолета.

На самолетах первых серий дефлектирование улучшено путем наклепки на дефлекторы дополнительных пластин (из мягкого материала АМЦМ), закрывающих щели между ними и мотором, вследствие чего поток воздуха направляется лишь в места оребрения цилиндров.

На самолетах последующих серий дефлекторы мотора изготавливаются новой формы с учетом указанных требований.

На новых дефлекторах обтекатели свечей выполнены больших размеров и лучше защищают проводники свечей от действия высокой температуры выхлопных патрубков.

Герметизация капота

Между мотором и наружным капотом на кольце дефлекторов ставится уплотняющая прокладка из технического мягкого войлока, поверх которой, дополнительно, пришивается клапан из листовой резины или резиновой трубки.

Каналы между лапами крепления мотора к мотораме и дуралюминиевым диском внутреннего капота также герметизируются при помощи прокладки из шинельного сукна, поставленной между моторамой и мотором, или прокладки из губчатой резины, прикрепленной к диску внутреннего капота.

На редуктор мотора ставится капот, закрывающий вместе с коком винта центральную часть мотора.

Внутренняя часть капота редуктора герметизируется при помощи диска, расположенного сзади лобовых жалюзи.

Для подхода к гайкам крепления капота редуктора в диске имеются лючки против отверстий переднего диска лобовых жалюзи.

Таким образом воздух, проходя в щель между капотом редуктора и передним кольцом капота, попадает непосредственно на оребренную часть цилиндров мотора.

Благодаря герметизации и улучшенному дефлектированию холодный воздух омывает только оребренную часть цилиндров и выводится из-под дефлекторов заднего ряда цилиндров в каналы внутреннего капота под боковые створки.

Отклонением боковых створок регулируется степень охлаждения мотора.

Ввиду того что при наличии щелей во внутреннем капоте и в противопожарной перегородке воздух, просачивающийся в замоторное пространство и в кабину пилота, вызовет раздувание задних крышек наружного капота и попадание нагретого воздуха из замоторного пространства в кабину летчика, внутренний капот и кабина пилота также герметизируются.

На трубопроводы, проходящие через внутренний капот, надеваются в местах прохода резиновые шайбы-прокладки. Жгуты коллекторов зажигания, идущие от магнето к цилиндровой группе мотора, плотно

укладываются в вырезах капота. Почти все трубопроводы, проходящие через противопожарную перегородку, имеют разъемы; трубопроводы, не имеющие разъемов, герметизируются резиновыми прокладками.

Для лучшей герметизации и понижения температуры воздуха в кабине на самолете Ла-7, кроме противопожарной перегородки, устанавливается за маслобаком герметизирующая перегородка.

Герметизирующая перегородка своей нижней передней кромкой, имеющей резиновую окантовку, плотно прижимается к переднему седлу маслобака.

Отверстия в перегородке для прохода петрофлексов от радиатора к маслобаку, и от заливного бачка герметизируются также резиновыми прокладками.

Герметизирующая перегородка штампуются из легкого сплава АМЦМ и сваривается кислородно-ацетиленовой сваркой.

Для герметизации стыков крышек наружного капота между собой, а также с передним кольцом капота и фюзеляжем на кольце капота в канале (зиге) под переднюю кромку крышек капота в фальце передней части фюзеляжа ставится резиновая трубка сечением 10×8 мм.

В углублениях профилей каркаса капота под боковые кромки крышек капота ставится уплотнение из губчатой резины, заделанной в огнестойкий материал — армированное полотно и кирзу.

Шарниры передних и задних крышек капота герметизируются листовой резиной («автопневма»). На нижних продольных кромках передних крышек ставится также уплотнение из губчатой резины, заключенной в кирзу.

При эксплуатации самолета необходимо тщательно следить за его герметизацией и особенно за герметизацией винтомоторной группы и, в случае износа герметизирующих прокладок и уплотнений, немедленно их восстанавливать.

Глава VI

ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Оборудование самолета Ла-7 можно разделить на следующие группы:

1. Приборное оборудование самолета, куда относятся аэронавигационно-пилотажные приборы, приборы контроля работы мотора, контрольные приборы отдельных агрегатов самолета, поправочные графики, панели и щитки для крепления различных приборов.

2. Кислородное оборудование.

3. Воздушная система.

4. Электрооборудование самолета.

5. Радиооборудование (и металлизация).

6. Вспомогательное оборудование, куда относятся сидение пилота, установка ракетного пистолета, патронташ, аптечка, зеркало.

1. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Приборное оборудование включает группу навигационно-пилотажных и группу контрольных приборов (фиг. 145). Перечень и основные данные приборов приведены в таблице на стр. 166.

Группа навигационно-пилотажных приборов состоит из двухстрелочного высотомера, компаса, указателя скорости, указателя поворота, вариометра и индикатора курса РИК.

Группа контрольных приборов может быть разбита на две самостоятельные группы:

скоростью 6000—8000 об/мин. Для регулирования вакуума в приборе на расстоянии 200—250 мм за ним установлен редуцирующий клапан, поддерживающий вакуум, равный 50 мм рт. ст. Трубка Вентури установлена под капотом мотора самолета на профиле крепления штифтов шасси.

Проводка от трубки Вентури до прибора осуществлена при помощи алюминиевой трубки сечением 6×8 мм с переходниками из дюритового шланга в местах разъема.

Проводка должна быть герметична.

Вариометр

Вариометр показывает вертикальную составляющую скорости подъема или снижения самолета.

Вариометр дает показания в диапазоне изменения температур от —45 до +50°С.

Принцип работы прибора основан на изменении давления с подъемом на высоту, улавливаемом очень чувствительной коробкой Види. Штуцер прибора соединяется со статической проводкой от трубки Пито.

Мановакуумметр

Мановакуумметр служит для определения степени наддува воздуха нагнетателем. Проводка от приемника, расположенного у 4-го цилиндра, до прибора, представляет собой медную трубку сечением 4×6 мм.

Трубка соединена с прибором и приемником при помощи накидной гайки.

Тахометр

Тахометр электрический, типа ТЭ-22. Небольшой трехфазный генератор с постоянным магнитом в качестве ротора, вращаемый через специальный редуктор от вала мотора, вырабатывает ток и передает его на указатель тахометра, представляющий собой трехфазный реактивный синхронный мотор. В зависимости от изменения чисел оборота мотора изменяется подаваемая сила тока на указатель и в силу этого меняются показания прибора. Проводка от генератора до указателя осуществляется с помощью проводов ЛПРГС сечением 0,75 мм².

Провода соединены с прибором и датчиком при помощи специальных штепсельных разъемов.

Бензиномер

Бензиномер электрический, типа БЭ-590. Прибор основан на изменении силы тока с помощью реостата, заключенного в датчике. Сила тока меняется в зависимости от колебаний поплавка в бензобаке, связанного системой рычагов с движком реостата датчика. Измеритель представляет собой магнито-электрический прибор (логометр). Датчик связывается с прибором при помощи жгута из провода ЛПРГС сечением 0,75 мм².

Питание прибора от электросети самолета (напряжение 24—27 в). Прибор может быть выключен при помощи тумблера на доске приборов.

Трехстрелочный индикатор

Прибор применяется для контроля работы мотора и включает в себе три прибора: манометр масла, манометр бензина, термометр масла.

Все три прибора основаны на принципе трубки Бурдона, изменяющей свои геометрические параметры в зависимости от изменения внешнего давления. Манометры масла и бензина измеряют непосредственные давления жидкостей. Термометр имеет специальный приемник,

заполненный метил-хлоридом. Трубка Бурдона в термометре масла фиксирует изменение давления паров метил-хлорида в зависимости от изменения температуры масла.

При монтаже и демонтаже прибора нельзя допускать сильных перегибов капилляров, соединяющих прибор с приемниками манометра и термометра масла.

Термопара

Прибор служит для замера температуры головок цилиндра и представляет собой термо-электрический термометр. Приемником служит медное кольцо с впаянным в него нихромель-копелевым проводником. Кольцо зажимается под свечу на первом цилиндре.

Приемник соединен с указателем при помощи специального двухжильного жгута, причем один проводник выполнен из хромеля и второй из копеля.

Прибор имеет устройство, позволяющее вносить поправку на температуру окружающего воздуха.

ПЕРЕЧЕНЬ

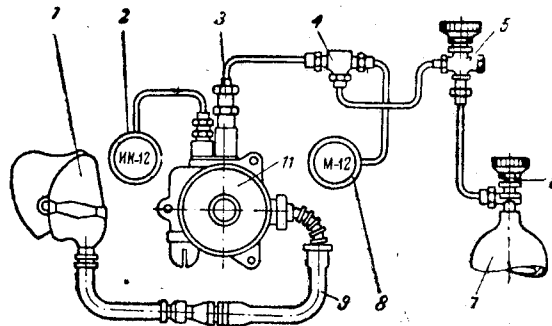
и основные данные приборов, установленных на самолете Ла-7

№ по пор.	Наименование прибора	Марка прибора	Единица измерения	Диапазон измерения	Цена одного деления
I. Навигационно-пилотажные приборы					
1	Указатель скорости	УС-800	км/час	80—800	10 км/час
2	Компас	КИ-11	градус	0—360	5°
3	Двухстрелочный высотомер	В-12	м	0—12000	10—100 м
	а) шкала высоты			670—790	1 мм
	б) шкала барометрического давления				
4	Указатель поворота	УП-37	—	—	—
5	Вариометр (без бачка)	ВР-30	м/сек	30—0—30	2 м/сек
6	Индикатор курса	РПК	—	—	—
II. Приборы контроля работы мотора					
1	Мановакуумметр	М-160	мм рт. ст.	300—1600	20 мм
2	Тахометр	ТЭ-22	об/мин	0—3500	20 и 200 об/мин
3	Термометр головок цилиндров	ТЦТ-9	градус	0—350	10°
4	Бензинометр	БЭ-590	л	0—440	50 л
5	Часы	АВР	—	—	—
6	Трехстрелочный индикатор				
	а) манометр масла		кг/см ²	0—15	1 кг/см ²
	б) манометр бензина		"	0—3	1 "
	в) термометр масла		градус	0—125	5°

№ по пор.	Наименование прибора	Марка прибора	Единица измерения	Диапазон измерения	Цена одного деления	
III. Приборы контроля отдельных агрегатов самолета						
1	Манометр сжатого воздуха	—	кг/см ²	0—250	0,5	
2	Манометр шасси	—	"	0—250		
3	Манометр тормозов	—	"	0—12		
4	Указатель отклонения за-крылков	—	градус	0—60		1°
5	Вольтамперметр а) напряжение сети б) сила тока сети	ВА-140	" а	0—30		

2. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Самолет оборудован кислородным прибором КП-12 (фиг. 146), предназначенным для подачи недостающего количества кислорода при полете на высотах от 4 до 12 км.



Фиг. 146. Принципиальная схема кислородного прибора КП-12.

1—кислородная маска; 2—индикатор; 3—линейный фильтр; 4—тройник; 5—бортовой вентиль; 6—разъемный штуцер; 7—кислородный баллон емкостью 4 л; 8—манометр; 9—кислородный шланг.

Прибор КП-12 относится к приборам мембранного действия. Прибор подает газовую смесь, состав которой по высоте регулируется автоматически.

В отличие от кислородного прибора КПА-3бис прибор КП-12 подает газовую смесь только во время вдоха.

Комплект прибора

- | | |
|---|---|
| 1. Кислородный прибор КП-12 | 1 |
| 2. Маска КМ-10 | 1 |
| 3. Шланг КШ-10 | 1 |
| 4. Индикатор кислорода ИК-12 | 1 |
| 5. Манометр М-12 | 1 |
| 6. Запорный вентиль прибора КП-12 с заглушкой | 1 |
| 7. Линейный фильтр | 1 |
| 8. Трубопровод сечением 3×5 мм | 5 |

Монтаж кислородного прибора

Все агрегаты кислородного прибора монтируются на правом борту фюзеляжа.

Прибор КП-12 установлен перед шпангоутом № 5 на уровне пятого стрингера на специальном дуралюминовом кронштейне, который крепится к бобышке на четырех шурупах.

Прибор имеет рукоятку выключения подсоса воздуха, которая в верхнем положении полностью отключает прибор от атмосферного воздуха, и на питание летчика поступает чистый кислород. Выключается подсос воздуха летчиком при попадании самолета в зону ОВ. При полетах вне зоны ОВ рукоятка занимает положение «на прибор» (нижнее положение).

На приборе имеются два штуцера: один короткий (низкого давления) для присоединения трубопровода к индикатору, другой длинный (высокого давления) для присоединения трубопровода высокого давления. Для предохранения клапана легочного автомата от засорения на штуцере высокого давления установлен линейный фильтр на прокладке из красной меди. Третий штуцер, расположенный сбоку прибора, служит для присоединения кислородного шланга.

На случай порчи автомата в центре прибора имеется аварийная кнопка, нажимая которую летчик открывает доступ кислороду в прибор.

Во избежание порчи прибора КП-12 при монтаже запрещается закрывать выход кислорода из прибора при нажатии на аварийную кнопку.

Работает прибор при давлении кислорода в баллоне от 10 до 150 кг/см².

Индикатор кислорода ИК-12, манометр М-12 и вентиль пуска кислорода смонтированы на одном дуралюминовом кронштейне, установленном на правом борту фюзеляжа у шпангоута № 3 (см. фиг. 145).

Индикатор кислорода ИК-12 служит для контроля за работой прибора КП-12. При каждом вдохе сегменты индикатора открываются полностью и в конце вдоха закрываются. Если почему-либо кислород в прибор не поступает, — сегменты не открываются. При недостаточной подаче кислорода сегменты полностью не открываются.

Кислородная маска КМ-10 является маской герметического типа и предохраняется от замерзания слоем воздуха, находящимся между стенками рыльца, и теплом выдыхаемого воздуха. На маске указан ее размер: 1-й (малый) или 2-й (большой). Хранится маска в специальной сумке, установленной на шпангоуте № 5 с правой стороны.

Шланг КШ-10 смонтирован на правом борту фюзеляжа и закреплен двумя пружинными скобами.

При пользовании кислородом шланг вынимается из верхней лиры и присоединяется к маске.

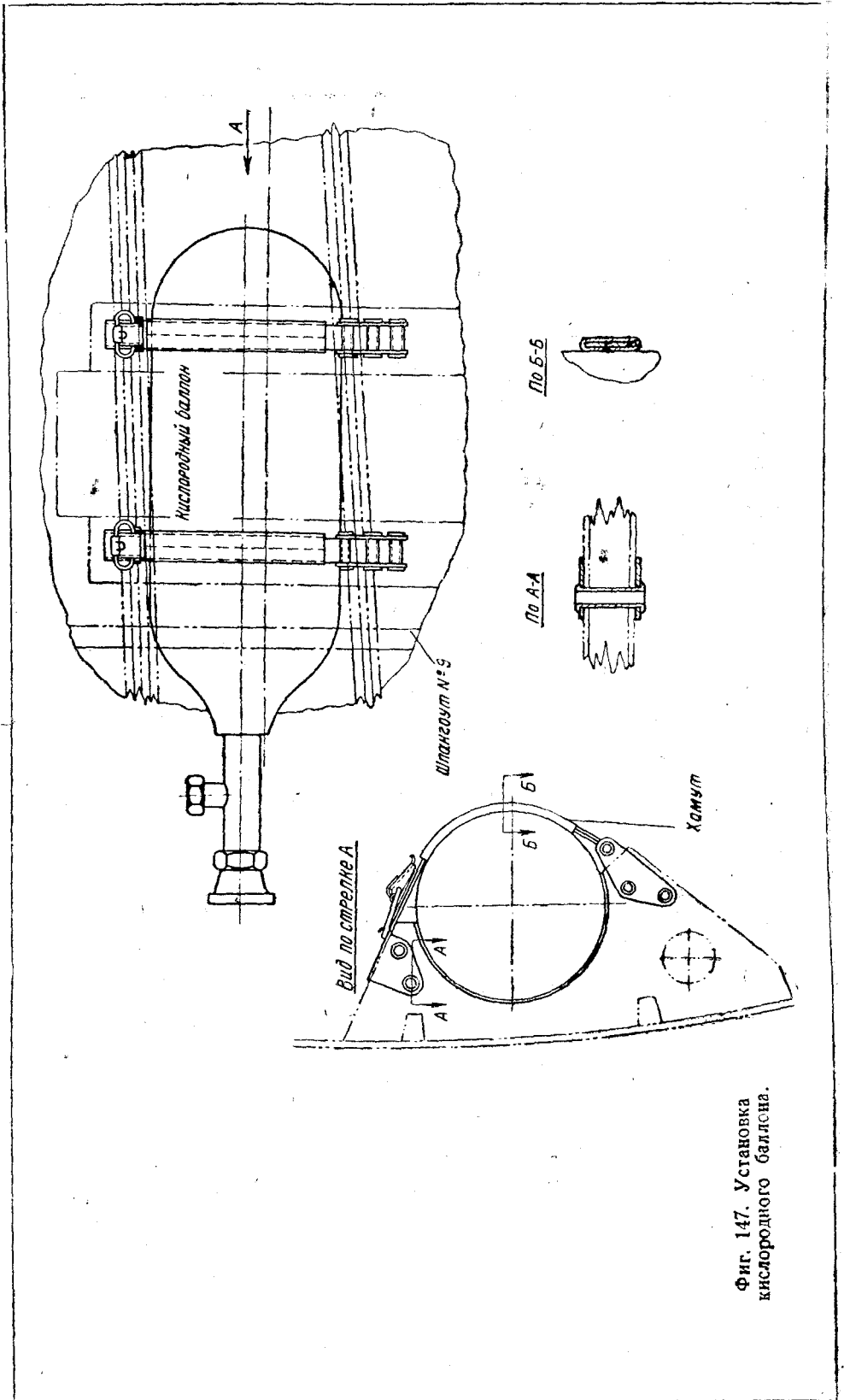
Кислородный баллон устанавливается на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 9 и 10 против люка и крепится ленточными хомутами посредством накладных замков патефонного типа (фиг. 147).

Для зарядки баллона кислородом его необходимо снять с самолета, так как бортовой зарядный штуцер отсутствует.

Пользование кислородным оборудованием в полете

По достижении высоты 4000 м включить кислородное питание, для чего надеть маску, проверить герметичность ее и присоединить маску к шлангу.

Кислородный шланг прикрепить к комбинезону, убедиться в том, что рукоятка подсоса воздуха установлена в положение «на прибор».



Фиг. 147. Установка
кислородного баллона.

и запорный вентиль открыт. (Вентиль баллона должен быть открыт на земле перед вылетом.)

Проверить давление кислорода в баллоне по манометру кислорода и работу прибора по индикатору кислорода.

Расчитывать запас кислорода по следующим данным:

Давление кислорода в баллоне ат	150	140	130	120	110	100	90	80	70	60	50	40	30
Продолжительность питания кислородом час. мин.	2—00	1—50	1—40	1—30	1—20	1—10	1—00	0—50	0—40	0—30	0—20	0—10	0—00

Таблица составлена с учетом следующих условий:

1. Емкость баллона 4 л.
2. Средний расход кислорода для одного человека 4 л/мин.
3. Неучитываемый запас кислорода 30 ат.
4. Рукоятка подсоса воздуха стоит в положении «на прибор», т. е. открыто.

Необходимо помнить, что наибольший расход кислорода будет на земле при закрытом дросселе.

Требование к монтажу кислородного оборудования

1. После установки трубопроводов на свои места не присоединять их к штуцерам, пока они не будут тщательно продуты кислородом. Продувать сжатым воздухом воспрещается.
2. Не присоединять трубопроводы к баллону без предварительной продувки вентиля баллона.
3. Особое внимание должно быть обращено на чистоту монтажа прибора КП-12. Попадание в прибор грязи (металлической пыли, твердых частиц) может нарушить герметичность клапана легочного автомата и тем самым вывести из строя прибор до начала его эксплуатации.
4. Применение масла и жира при монтаже запрещается (взрывоопасно).

3. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Сжатый воздух на самолете используется для запуска мотора и для работы агрегатов вооружения, аварийного выпуска шасси и торможения колес.

Основными деталями и агрегатами воздушной системы (Фиг. 148) являются:

- 1) баллон сжатого воздуха;
- 2) перекрывной вентиль;
- 3) бортовой зарядный штуцер;
- 4) редуктор давления на 35 ат;
- 5) манометр на 250 ат;
- 6) трубопроводы;
- 7) пневматические агрегаты вооружения, аварийного выпуска шасси, торможения колес и запуска мотора.

Бортовой воздушный баллон, установленный на левом борту фюзеляжа между шпангоутами № 6 и 7, крепится к двум кронштейнам хомутами. Баллон имеет емкость 8 л; он заряжается под давлением

ем 140—150 ат через бортовой зарядный штуцер от аэродромного воздушного баллона.

Бортовой штуцер имеет обратный клапан, который пропускает сжатый воздух в пневмосистему и не пропускает его обратно.

4. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электросеть самолета

(фиг. 149 и 150)

Система проводки на самолете смешанная. Часть потребителей имеет двухпроводную систему, как, например, система зажигания, электроспуски, подсвет компаса и прицела и центральная кабинная лампа. Минусовая цепь у данных потребителей общая. Остальные потребители имеют однопроводную систему. Вся проводка выполняется проводом марки ЛПРГС сечением от 0,75 до 2,5 мм².

В плюсовую цепь каждого потребителя включен предохранитель. Назначение его — защитить электросеть и потребителей от могущих возникнуть перегрузок и коротких замыканий. Предохранители представляют собой плавкие вставки, установленные в зажимы блоков защиты типа БЗ-20 на специальной текстолитовой колодке в электрощитке на доске приборов. Для облегчения монтажа и демонтажа каждый проводник имеет на конце бирку с номером, соответствующим номеру на полумонтажной схеме (фиг. 149).

Минусовая цепь потребителей, имеющих однопроводную систему, присоединена к клеммам сетки металлизации самолета. Для уменьшения электрических помех в работе радиостанции часть электропроводки заключена в металлический экран, представляющий собой металлический чехол.

Экранированы: провод на участке от генератора до регулярной коробки РК-12Ф-350, провод электротахометра и система зажигания.

Ток от генератора или аккумулятора поступает к электрощитку. От электрощитка через распределительную колодку с предохранителями ток поступает к потребителям через сеть жгутов.

Для облегчения монтажных работ жгуты, выходящие из электрощитка, оканчиваются вилками штыревых разъемов. Все выходящие из электрощитка проводники собраны в три жгута. На правом борту кабины за доской приборов установлены на панели три розетки для штыревых разъемов типа 55к—60к. От розеток жгуты расходятся по всему самолету.

Жгут, идущий от розетки в моторный отсек и центроплан, имеет для удобства монтажа и демонтажа разъем на переднем лонжероне центроплана, состоящий из трех колодок типа 75к. От этого разъема жгуты разветвляются и идут по центроплану в моторную часть. Жгуты зажигания имеют отдельную проводку. Для предохранения жгутов от механических повреждений они защищены в пределах кабины и моторной части обмоткой из миткалевой ленты. В фюзеляже за шпангоутом № 5, в центроплане и в консолях крыла провода миткалем не обматываются.

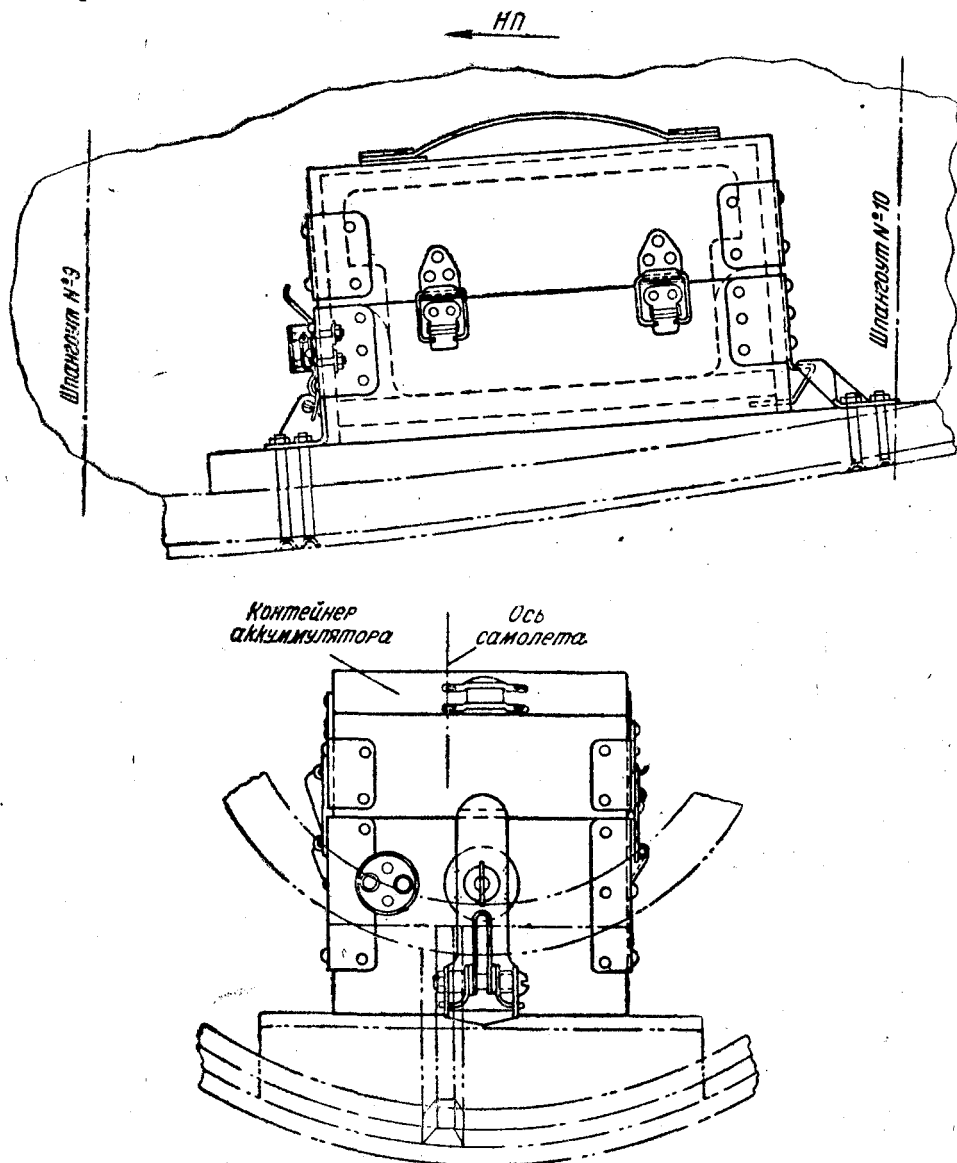
Источники питания

Источниками питания являются генератор ГС-10-350 и аккумуляторная батарея 12А-5, установленная в хвостовой части самолета между шпангоутами № 9 и 10. По потребителям электроэнергия распределяется через электрощиток.

Генератор ГС-10-350 установлен на задней крышке картера мотора и приводится в действие через специальный редуктор от вала мотора. Генератор ГС-10-350 имеет следующие данные:

Длительная мощность	350 <i>вт</i>
Напряжение	27,5 <i>в</i>
Сила тока	12,7 <i>а</i>
Число оборотов в минуту	3800—5900 об/мин
Передаточное число редуктора	2,52/1

Допускается перегрузка на 50% в течение 5 мин. через каждые 2 часа работы генератора.



Фиг. 151. Установка контейнера аккумулятора.

Аккумуляторная батарея типа 12А-5 и включена в электросеть параллельно генератору. Аккумулятор может быть отключен от цепи специальным тумблером, установленным на электрощитке.

Подача тока в электросеть при совместной работе генератора и аккумулятора регулируется регуляторной коробкой типа РК-12Ф-350. Аккумуляторная батарея помещена в специальный контейнер с войлочной прокладкой и установлена между шпангоутами № 9 и 10 (фиг. 151). К контейнеру аккумулятора имеется свободный подход.

Основные данные аккумуляторной батареи следующие:

Номинальное напряжение	24 в
Разрядная сила тока	0,5 а
Емкость	5 а-ч

Скоростной режим (продолжительностью не более 5 мин.)

Разрядная сила тока	15 а
Емкость	1,25 а-ч

Двухминутный режим

Разрядная сила тока	30 а
Емкость	1 а-ч

Мгновенный режим (1—2 сек.)

Разрядная сила тока	45 а
-------------------------------	------

Для повышения продолжительности срока службы батарей должны строго соблюдаться правила ухода, изложенные в специальных инструкциях.

Удельный вес электролита зависит от условий эксплуатации и должен поддерживаться таким, как это указано в следующей таблице:

Состояние заряда батарей	Летние условия		Зимние условия	
	уд. вес электролита г/см ³	напряжение батарей под током силой 1 а	уд. вес электролита в г/см ³	напряжение батарей под током силой 1 а
Полностью заряжена	1,285	25	1,3	25,5
Разряжена на 25%	1,25	24,5	1,275	25,0
" " 50%	1,17	24,0	1,21	24,5
" " 75%	1,1	23,0	1,17	24,0
Полностью разряжена	1,09	21,0	1,12	22,0

Электролит должен всегда покрывать пластины батарей. На самолетах последних выпусков устанавливаются сухозарядные батареи 12А-5 с другими эксплуатационными данными.

Напряжение в электросети самолета проверяется вольтамперметром, установленным на доске приборов.

Электрощиток

Основная часть электрощитка расположена на левой стороне доски приборов. Вся арматура смонтирована на откидной крышке лючка электрощитка. С левой стороны доски приборов на электрощитке смонтированы выключатели: фары, обогрева трубки Пито, сигнализации шасси, освещения УФО, рации, АНО, аккумулятора и лампы сигнализации шасси и хвостового колеса и пусковые кнопки. Внутри на специальных стойках установлена текстолитовая панель с зажимами типа БЗ-20 для плавких предохранителей.

Таблица потребителей электроэнергии на самолете Ла-7

№ по пор.	№ по схеме	Наименование	Тип или марка	Мощность <i>вт</i>	Количество	Место установки	Выключающее устройство			
							наименование	тип	№ по схеме	место установки
З а ж и г а н и е										
1	9	Пусковая катушка	КП-4716	300	2	Противопожарная перегородка	Пусковая кнопка	К-4	7	Электрощиток
2	10	Магнето	БСМ-14		2	Мотор	Переключатели	ПОМ-2	11	Доска приборов
О с в е щ е н и е										
3	47	Кабинная лампа		10	1	Кронштейны прицела	Реостат	РЛ-23	42	Доска приборов
4	58	УФО			1	Правый борт	Выключатель	87к	33	Электрощиток
5	50	Подсвет компаса		3	1	Компас КИ-11	Реостат	РЛ-70	43	Доска приборов
6	48	Подсвет прицела		3	1	Прицел	Реостат	РЛ-70	43	Доска приборов
7	45	Фара	ФС-155	300	1	Левое крыло	Выключатель	87к	39	Электрощиток
А э р о н а в и г а ц и о н н ы е о г н и										
8	16	Бортовой огонь	АБ-42	20	1	Левое и правое крыло	Выключатель	87к	15	Электрощиток
9	17	Хвостовой огонь	ХС-39	5	1	Триммер руля направления	Выключатель	87к	15	Электрощиток

Аэронавигационные огни

8	16	Бортовой огонь	АБ-42	20	1	Левое и правое крыло	Выключатель	87к	15	Электрощиток
9	17	Хвостовой огонь	ХС-39	5	1	Триммер руля направления	Выключатель	87к	15	Электрощиток

П р и б о р ы В М Г

10	14	Датчик бензиномера	БЭ 590	—	1	Центральный бензобак	Выключатель	87к	12	Доска приборов
	13	Указатель бензиномера			1					

Ш а с с и

11	36	Лампы сигнализации	ОСЛ-42	15	5	Электрощиток	Концевой выключатель	БК-41	22	Носки нервюр № 2 и 4а
							Выключатель	87к	38	Электрощиток

В о о р у ж е н и е

12	4	Электроспуск	ЭЛС-1		1	Лафет самолета	Выключатель	22к		Электрощиток
							Кнопки	205к	35	Ручка пилота
13	8	Лампы сигнализации	ОСЛ-42	6	2	Доска приборов	Кнопки	205к	25	Ручка пилота

Р а д и о о б о р у д о в а н и е

14	19	Розетки радиации	48к		2	Правый борт	Выключатель	89к	18	Электрощиток
----	----	----------------------------	-----	--	---	-------------	-------------	-----	----	--------------

Вспомогательное оборудование

15	52	Розетка переносной лампы или обогрева пилота	48к		1	Левый борт				
----	----	--	-----	--	---	------------	--	--	--	--

На правой части доски приборов смонтирована следующая электроарматура: лампы сигнализации бомбовых подвесок, выключатель бензиномера, реостаты кабинных ламп и подсвета прицела и компаса, вольтамперметр.

Вся арматура имеет специальные трафареты, указывающие, к какому потребителю она относится.

Регуляторная коробка РК-12Ф-350

Регуляторная коробка установлена на противопожарной перегородке и предназначена:

1. Поддерживать напряжение генератора в пределах 26,5—28,5 в. Эту роль выполняет одноступенчатый вибрационный регулятор напряжения, независимо от скорости вращения и нагрузки генератора.

2. Обеспечить возможность параллельной работы генератора и аккумуляторной батареи, т. е. включать в электросеть генератор, когда его напряжение достигнет 24—25 в и отключать генератор от сети, когда напряжение его меньше напряжения в аккумуляторной батарее. Для этой цели служит минимальное реле.

3. Защитить генератор от перегрузок током, превышающим 19 а. Для этой цели служит максимальное реле, которое при уменьшении сопротивления нагрузочной цепи снижает напряжение генератора до допустимой величины. В этом случае весь избыток нагрузки берет на себя аккумуляторная батарея.

5. РАДИООБОРУДОВАНИЕ

Самолет оборудован самолетной приемно-передающей симплексной коротковолновой радиотелефонной станцией типа РСИ-4.

В комплект аппаратуры радиостанции (фиг. 152) входят:

1. Передатчик типа РСИ-3М «Орел» с плавным диапазоном волн от 140 до 200.

2. Приемник типа РСИ-4Д «Малютка» с плавным диапазоном волн от 150 до 240.

3. Умформер РУ-45А для питания передатчика.

4. Умформер РУ-11А для питания приемника.

5. Микротелефонный щиток для включения вилок шлемофона и частично для управления включением радиации. Основное управление включением радиации производится кнопкой, установленной на секторе газа.

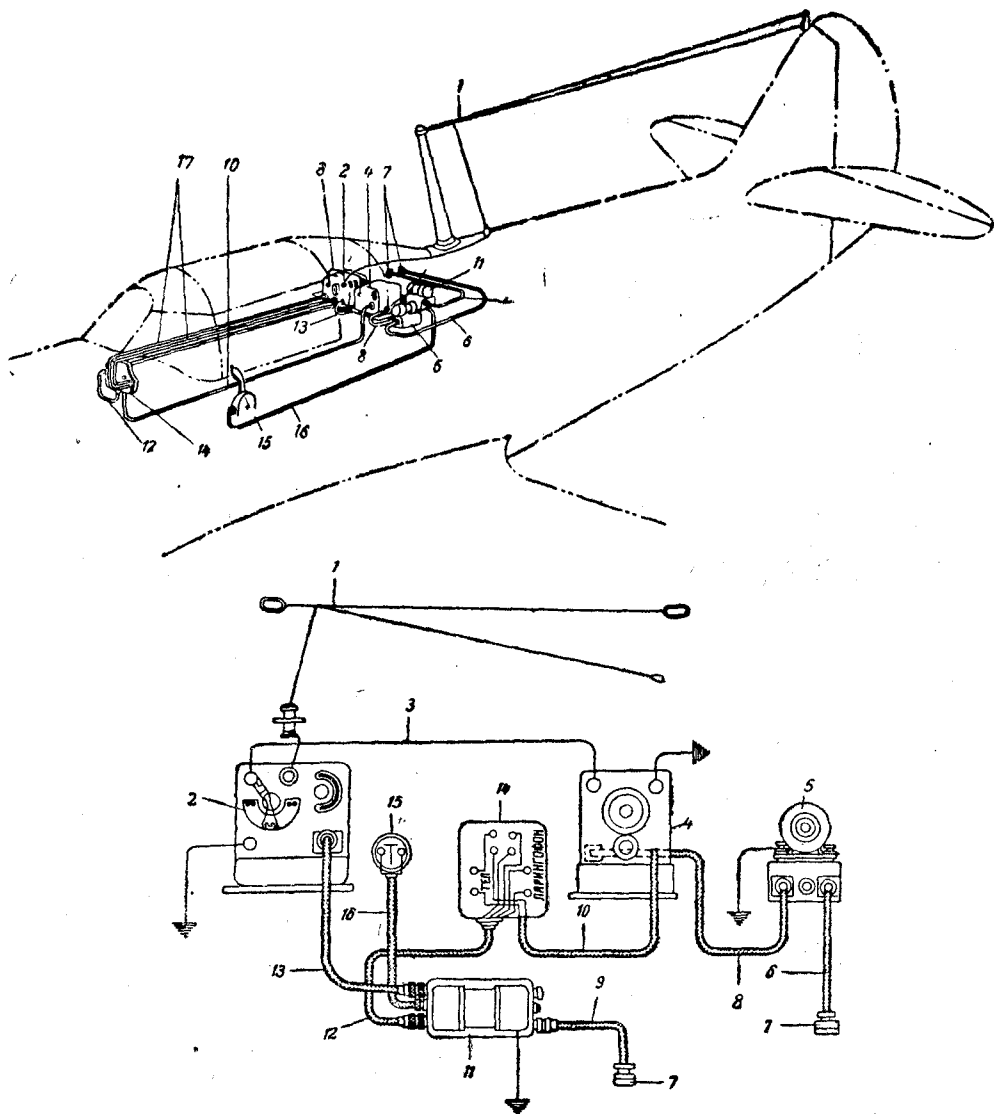
6. Щиток дистанционного управления приемником «Малютка».

Размещение радиоаппаратуры на самолете

Приемник, передатчик и их умформеры расположены на специальной полке, установленной на верхней панели фюзеляжа между шпангоутами № 6 и 7. Приемник и передатчик устанавливаются на амортизационных подушках; основание этих приборов вставляется в металлические направляющие и запирается пластинчатой пружиной. Для снятия приемника или передатчика необходимо опустить пружину вниз, после чего выдвинуть основание приборов из направляющих. Оба умформера устанавливаются в упорных колодках и закрепляются ленточными хомутами с замками патефонного типа. Сама полка радиации съемная и крепится на болтах к трем кронштейнам, установленным сбоку верхней панели фюзеляжа. Передающая и приемная части радиостанции присоединяются к бортовой электросети через отдельные розетки, расположенные на правом борту фюзеляжа у шпангоута № 6.

Для подхода к аппаратуре в задней панели фонаря имеется люк.

Управление приемником дистанционное. Такое управление, позволяющее удалить приемник от основного источника помех на самолете — мотора, благоприятно влияет на понижение шумов и вследствие этого на повышение дальности связи. Органы управления на приемнике отсутствуют, так как они помещены на щитке управления. Щиток управления крепится на левом борту кабины у шпангоута № 4 и со-



Фиг. 152. Схема установки радиостанции.

1—антенна; 2—передатчик; 3—ввод; 4—приемник; 5—умформер РУ-11А; 6—кабель; 7—штепсельная розетка; 8—кабель; 9—кабель; 10—телефонный шнур; 11—умформер РУ-45А; 12—кабель; 13—кабель; 14—щиток радиостанции; 15—кнопка 205К; 16—кабель; 17—кабель.

единяется с приемником гибким валом длиной 1,2 м и кабелем управления длиной 1,4 м.

Для настройки приемника на определенную волну на щитке имеется лимб — дублер шкалы приемника, градуированный через две фиксированные волны. Для сопряжения шкал после соединения щитка с приемником с помощью гибкого вала отпускают винт на шкале щитка и,

поворачивая его рукой, устанавливают на шкале ту же фиксированную волну, что и на приемнике. На щитке также расположена рукоятка регулятора громкости приемника, связанная с приемником кабелем, при помощи штепсельного пятиштырькового разъема.

Внизу щитка имеются гнезда для включения телефонной вилки шлемофона в случае использования приемника как автономного.

Микротелефонный щиток устанавливается на правом борту кабины у шпангоута № 4. Управление передачей кнопочное. Кнопка передачи «205К» смонтирована в ручке сектора газа, проводники от кнопки выведены на двухклеммную колодку, установленную на кожухе сектора газа; к клеммам этой колодки подводятся проводники кабеля, идущего непосредственно к трехклеммному разъему умформера РУ-45А. Для заземления передатчика, приемника и их умформеров служат перемычки из провода ЛПРГС-2,5 присоединенные к специально установленным двум болтам на полке рации. Включение радиостанции в полете производится при помощи тумблера «Радио», расположенного на левой стороне доски приборов. Тумблер микротелефонного щитка всегда устанавливается в положение «ПРМ»; при этом радиостанция готова к приему.

Для перехода на передачу необходимо нажать на кнопку рации в ручке сектора газа; так как при этом тумблер микротелефонного щитка стоит на «ПРМ», летчик имеет возможность прослушивать (с целью контроля) свою передачу.

Антенна самолета двухлучевая. Лучи антенны отходят от передней мачты и крепятся на килевой мачте с разносом лучей в 170 мм. Концы антенны от мачты и кия изолируются пальчиковыми изоляторами. К мачте антенна крепится через пружинный амортизатор, обеспечивающий ей необходимое натяжение в полете.

Ввод антенны берется у точки разветвления лучей у передней мачты; антенна вводится в фюзеляж через проходной изолятор, установленный на обшивке фюзеляжа с прокладкой с обеих сторон обшивки резиновых шайб для амортизации изолятора и уплотнения ввода.

На обшивку фюзеляжа и бобышку в месте установки проходного изолятора наносится слой клея ВИАМ-БЗ с целью электрической изоляции стягивающего болта проходного изолятора от фюзеляжа (клей не гигроскопичен).

Мачта антенны устанавливается у шпангоута № 7 в специальном кронштейне, заделанном в фюзеляже и выполненном в виде хомута, стягивающего комлеву часть мачты. Дополнительно мачта крепится к кронштейну поперечным болтом.

Мачта сосновая, усиленная фанерными наклейками. Сечение мачты симметричное, удобообтекаемой формы.

Мачта устанавливается наклонно для увеличения длины горизонтальной части антенны.

Высота мачты над фюзеляжем 600 мм.

Килевая мачта деревянная высотой 170 мм, крепится в седле, установленном на вершине лобового обода кия. Седло килевой мачты имеет ушко, к которому крепится нижний луч антенны; верхний луч антенны крепится к хомуту килевой мачты.

Для защиты от помех радиоприему и обеспечения надежной двухсторонней связи электропроводка самолета частично экранирована (провода системы зажигания, а также провода электротехометра, генератора, фильтра генератора и регуляторной коробки экранированы металлической оплеткой). Кроме того, установлен фильтр в цепи генератора и проведена металлизация самолета.

На самолете не экранированы провода бортовой сети, идущие по фюзеляжу. Все электроагрегаты, устанавливаемые непосредственно на

металлические части самолета, в местах их соприкосновения зачищаются до металлического блеска.

Самолет полностью металлизирован путем тщательного и надежного соединения всех металлических деталей самолета между собой. Металлизация фюзеляжа самолета выполнена лентами красной меди сечением 3 мм², проложенными по шпангоутам и стрингерам, которые образуют металлическую сетку. Места пересечения лент металлизации пропаяются. Все подвижные части самолета, как то: хвостовое оперение, элерон, тяги, предкрылки, щитки, качалка и др., соединяются с массой самолета посредством гибких перемычек из металлического чулка.

К перемычкам припаиваются наконечники, которые припаиваются к металлическим частям самолета.

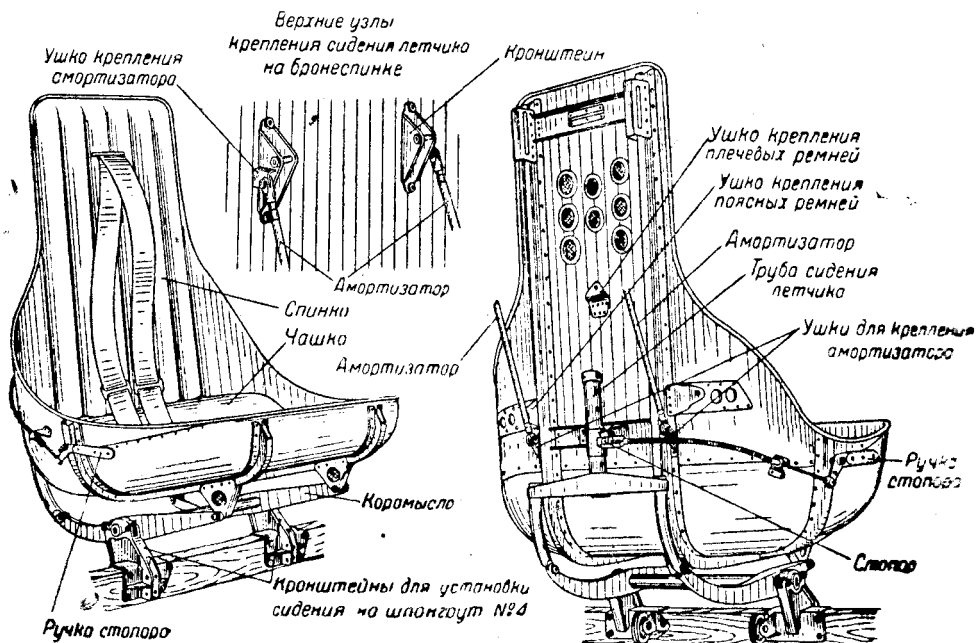
Длина перемычек на шарнирных соединениях обуславливается длиной хода подвижных конструкций или величиной угла поворота и выбирается наименьшей с целью получения минимальных переходных сопротивлений. С этой же целью и на неподвижных соединениях поставлены перемычки минимальной длины.

Состояние металлизации сильно влияет на качество работы радиостанций.

Загрязнение контактов, обрыв перемычек и лент металлизации, ослабление крепления перемычек и т. д. способствует возникновению помех вследствие различного электрического потенциала металлических частей самолета.

6. ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Между шпангоутами № 3 и 5 фюзеляжа устанавливается сиденье пилота (фиг. 153). В нижних своих точках сиденье опирается на кр-



Фиг. 153. Сиденье пилота.

штейны, которые укреплены на шпангоуте № 4. В верхней части сиденье пилота опирается на узлы бронированной спинки, установленной у шпангоута № 5. Сиденье пилота цельнометаллическое из дуралюми-

нового листа толщиной 1 мм. В зависимости от роста летчика сиденье пилота может регулироваться по высоте при помощи ручки, укрепленной на правой боковой стенке сиденья, амортизаторов, укрепленных сзади сиденья пилота, и системы рычагов. На спинке сиденья имеется подушка. Сиденье оборудовано поясными и плечевыми ремнями, крепящимися на чашке сиденья к специальным кронштейнам.

На шпангоуте № 5 установлена бронеспинка из бронестали толщиной 8,5 мм.

В кабине на правом борту за шпангоутом № 4 устанавливается осветительный пистолет системы Шпагина.

Трубчатая колонка, в которую вставляется ствол пистолета, проходит сквозь фюзеляж, таким образом выстрел из пистолета производится через эту трубу, не снимая пистолет с держателя. Зарядка пистолета ракетным патроном производится также при установленном пистолете.

Патронташ с пятью ракетами установлен на правом борту фюзеляжа рядом с пистолетом.

На задней дуге каркаса козырька фонаря смонтировано зеркало обзора задней полусферы. Благодаря шарнирному креплению зеркало легко устанавливается летчиком в нужном положении.

Аптечка с индивидуальным пакетом установлена на правом борту у шпангоута № 10.

Вентиляция кабины осуществляется подачей атмосферного воздуха в кабину через трубопровод сечением 48×50 мм, расположенный с правой стороны фюзеляжа и выходящий во всасывающий патрубок через носок центроплана. В кабину трубопровод проходит через борт фюзеляжа у шпангоута № 2, где он разветвляется на три трубки: к педалям ножного управления сечением 32×30 мм и к низу доски приборов сечением 22×20 мм.

Выход воздуха из кабины обеспечивается через зазор между задней крышкой створки фонаря и передней кромкой заднего обзора.

Кабина пилота тщательно герметизирована.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение	3
1. Общие сведения о конструкции самолета Ла-7	3
Фюзеляж	3
Крыло	6
Оперение	6
Взлетно-посадочные устройства	6
Винтомоторная группа	7
Оборудование	8
2. Основные конструктивные отличия самолета Ла-7 от самолета Ла-5ФН	8
Изменения аэродинамических форм	8
Уменьшение веса и улучшение маневренных качеств самолета	10
Прочие изменения конструкции	11
Глава I. Конструкция планера	12
1. Фюзеляж	12
Шпангоуты	12
Лонжероны	16
Стрингеры	16
Каркас киля	16
Обшивка фюзеляжа	16
Туннель маслорадиатора	16
Феринги (зализы)	20
Лафет	20
Фонарь кабины летчика с аварийным сбрасывателем	20
2. Центроплан	23
Лонжероны центроплана	23
Нервюры центроплана	28
Стрингеры центроплана	29
Кессоны	29
Желоба	30
Обшивка центроплана	30
Люки центроплана	30
Узлы центроплана	30
Стыковка центроплана с консолями крыла	32
Лента разъема	35
3. Консоли крыла	35
Каркас консоли крыла	35
Лонжероны консолей крыла	37
Нервюры консоли крыла	38
Узлы консолей крыла	39
Обшивка консолей крыла	40
4. Элероны	40
5. Закрылки	42
6. Предкрылки	42

	<i>Стр.</i>
7. Хвостовое оперение	45
Стабилизатор	45
Руль высоты	49
Руль направления	51
Лента щели стабилизатора	51
Глава II. Взлетно-посадочные устройства самолета. Краткое описание . .	53
1. Шасси	57
Амортизационная стойка	57
Конструкция подъемника шасси и принцип его работы	60
Замок шасси	64
Щитки шасси	68
2. Хвостовое колесо	69
Схема установки и уборки хвостового колеса	69
Амортизационная стойка хвостового колеса	69
Подъемник хвостового колеса	74
Замок хвостового колеса	75
Створки обтекателя хвостового колеса	75
3. Гидросистема самолета	76
Принцип действия гидросистемы	78
Агрегаты гидросистемы	78
Аварийный выпуск шасси и хвостового колеса	86
Трубопроводы гидросистемы и системы аварийного выпуска шасси и хвостового колеса	88
4. Колеса шасси и управление тормозами	89
Тормозное колесо	89
Тормоз шасси	91
Управление тормозами	91
Хвостовое колесо	96
5. Сигнализация положения шасси и хвостового колеса	96
Глава III. Управление самолетом	97
1. Ручное управление	97
Тяги и качалки управления рулем высоты	100
Тяги и качалки управления элеронами	103
2. Ножное управление	106
Педаля ножного управления	106
Сектор на шпангоуте № 10	108
Тросовая проводка и ролики	110
3. Управление триммерами	110
4. Управление закрылками	112
Подъемник закрылков	112
Детали управления закрылками	115
Глава IV. Регулировочные данные самолета	116
Установка самолета в линию полета	116
Регулировка крыла	118
Регулировка элеронов	119
Отклонение закрылков	119
Установка предкрылков	119
Установка стабилизатора	120
Регулировка руля высоты	121
Регулировка руля направления	122
Отклонение триммеров	122

	Стр.
Глава V. Винтомоторная группа	122
1. Мотор АШ-82ФН	122
Основные данные	122
Вес и габаритные размеры мотора	122
Режимы работы мотора	123
Система подачи горючего	123
Газораспределение	123
Смазка	124
Система запуска	124
Прочие агрегаты	124
Температура головок цилиндров	124
2. Винт ВИШ 105В-4	124
3. Моторная рама	126
4. Управление мотором	126
Управление нормальным газом	131
Управление винтом ВИШ 105В-4	132
Блокированное управление двухскоростным нагнетателем и форсажем	132
Управление совком маслорадиатора	134
Управление стопкраном	134
Секторы управления газом и управления винтом	135
Сектор управления скоростями нагнетателя и совком маслорадиатора	135
5. Бензосистема	136
Установка и крепление баков	136
Питание мотора	137
Агрегаты бензосистемы	138
6. Масляная система	145
Схема маслопроводки	145
Агрегаты маслосистемы	146
7. Выхлоп и всасывание	148
Выхлопные патрубки	148
Всасывающие патрубки	150
Фильтры на всасывании	150
8. Управление охлаждением мотора	152
9. Капот мотора	156
10. Противопожарная перегородка	158
11. Герметизация винтомоторной группы	158
Улучшенное дефлектирование	159
Герметизация капота	159
Глава VI. Оборудование самолета	160
1. Приборное оборудование	160
Назначение приборов и их установка	161
Перечень и основные данные приборов, установленных на самолете Ла-7	166
2. Кислородное оборудование	167
3. Воздушная система	170
4. Электрооборудование	171
Электросеть самолета	171
Источники питания	171
Электрощиток	173
Таблица потребителей электроэнергии на самолете Ла-7	174
Регуляторная коробка РК-12Ф-350	176
5. Радиооборудование	176
Размещение радиоаппаратуры на самолете	176
6. Вспомогательное оборудование	179