

Л. П. Мекердичан А. И. Пелех

ФРОНТОВОЙ БОМБАРДИРОВЩИК ИЛ-28



Издано под редакцией Генерального конструктора авиационного комплекса им. С. В. Ильюшина академика Генриха Васильевича Новожилова.

Рецензент – академик В. И. Рябков, заведующий кафедрой конструкций самолетов и вертолетов Харьковского национального аэрокосмического университета (ХАИ) им. Н. Е. Жуковского.

Редакционная коллегия: К. Г. Удалов, Н. Д. Таликов, А. Н. Медведь, Ю. А. Егоров.

Авторы выражают глубокую признательность за оказанную помощь при подготовке рукописи сотрудникам Авиационного комплекса им. С. В. Ильюшина: Н. Д. Таликову, А. А. Шахновичу, Е. С. Черникову, Г. В. Валину, Ю. А. Егорову; руководству и сотрудникам Николаевского авиаремонтного завода; ректорату и сотрудникам кафедры конструкций самолетов и вертолетов Харьковского национального аэрокосмического университета (ХАИ) им. Н. Е. Жуковского, руководству и сотрудникам Монинского центрального музея Военно-воздушных сил, руководству и сотрудникам Авиационного выставочного комплекса «Ходынское поле», Генеральному директору В. В. Коноваленко и сотрудникам НПО «Нотек», полковнику В. Г. Рязанову, гвардии полковнику В. П. Изварину, гвардии майору Б. М. Чазову, гвардии майору В. А. Казачуку, гвардии майору Г. П. Динекину, гвардии майору Н. М. Новикову, майору О. В. Алферову, капитану В. Г. Фулитке, капитану В. В. Моисеенко, О. Н. Седову, А. Н. Каптюху, Ю. Н. Малому, С. И. Трюхану, Т. М. Сорокиной, Е. П. Мартынюк, М. Ф. Пирог, В. В. Федотовой, О. В. Сивуниной, А. В. Пикаловой.

В иллюстрированном альбоме «Фронтовой бомбардировщик Ил-28» представлена история создания самолета и подробное описание его конструкции. Издание иллюстрировано большим количеством ранее не публиковавшихся схем и фотографий. Для широкого круга читателей, интересующихся авиацией, авиамоделистов.

Все права защищены.
Данное издание не может быть воспроизведено полностью или частично
в какой-либо форме без письменного разрешения издателей.
При цитировании ссылка обязательна.

ВЫДАЮЩЕМУСЯ
СОВЕТСКОМУ
АВИАКОНСТРУКТОРУ
С. В. ИЛЬЮШИНУ
ПОСВЯЩАЕТСЯ



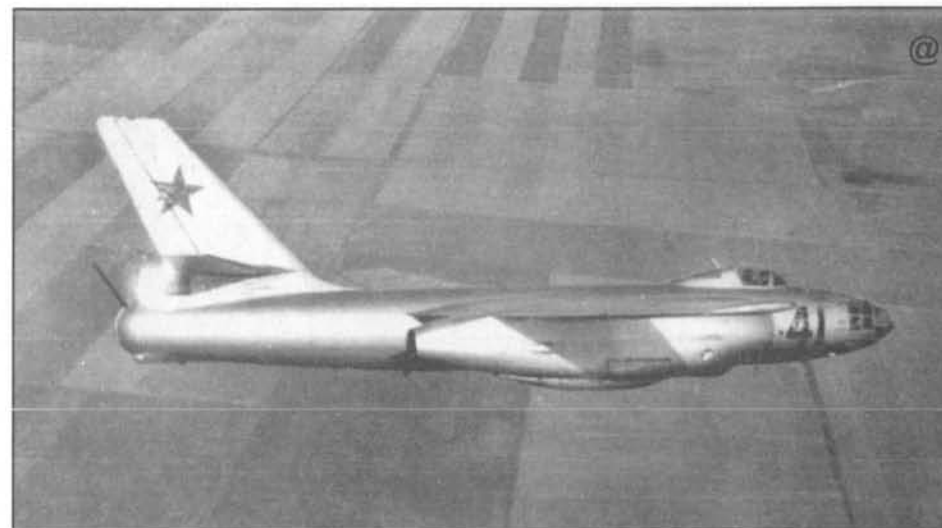


ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ САМОЛЕТА ИЛ-28

Проектирование нового фронтового бомбардировщика коллектив ОКБ, возглавляемый С. В. Ильюшиным, начал по своей инициативе в 1947 году. Поводом для этого послужил детальный анализ испытаний опытного фронтового бомбардировщика Ил-22. Оценка его достоинств и недостатков на фоне возможностей уже созданных на тот момент реактивных истребителей показала, что компоновочная схема Ил-22 и ее дальнейшее развитие уже не в полной мере соответствует требованиям к фронтовым бомбардировщикам.

Нужно было найти новое проектное решение. Единого подхода к решению этого вопроса в мировой практике авиастроения не было. Английские авиаконструкторы, учитывая несомненный успех созданного во время войны самолета «Москито», решили продолжать развитие средней бомбардировочной авиации в том же тактическом плане. Так, на высотном бомбардировщике «Канберра» фирмы «Инглиш электрик» с целью достижения высокой скорости и маневренности полностью отказались от установки оборонительного вооружения. ВВС США в конце Второй мировой войны сформулировали свои требования к тактическому штурмовику-бомбардировщику: мощное стрелковое вооружение, большая бомбовая нагрузка, высокая скорость полета. Предполагалось, что он будет иметь мощную пушечную батарею в носовой части фюзеляжа, максимальную бомбовую нагрузку не менее 5450 кг, а единственным средством защиты от огня истребителей станет высокая околосветовая скорость. Техническим воплощением этих требований стал экспериментальный штурмовик-бомбардировщик ХВ-51 американской фирмы «Гленн Н. Мартин Ко», вобравшей в себя почти 15-летний опыт по производству фронтовых бомбардировщиков. Ильюшин понимал, что обеспечить неуязвимость бомбардировщика только за счет скорости можно до поры до времени. Истребители противника через какой-то срок превзойдут эту скорость, и от его неуязвимости не останется и следа. К тому же тактика применения фронтовой авиации на советско-германском фронте с очень плотной насыщенностью средствами ПВО и высоким противодействием истребителей показала, что эффективность действий фронтовых бомбардировщиков в меньшей степени зависела от скорости, а больше от максимальной бомбовой нагрузки и обороноспособности самолета.

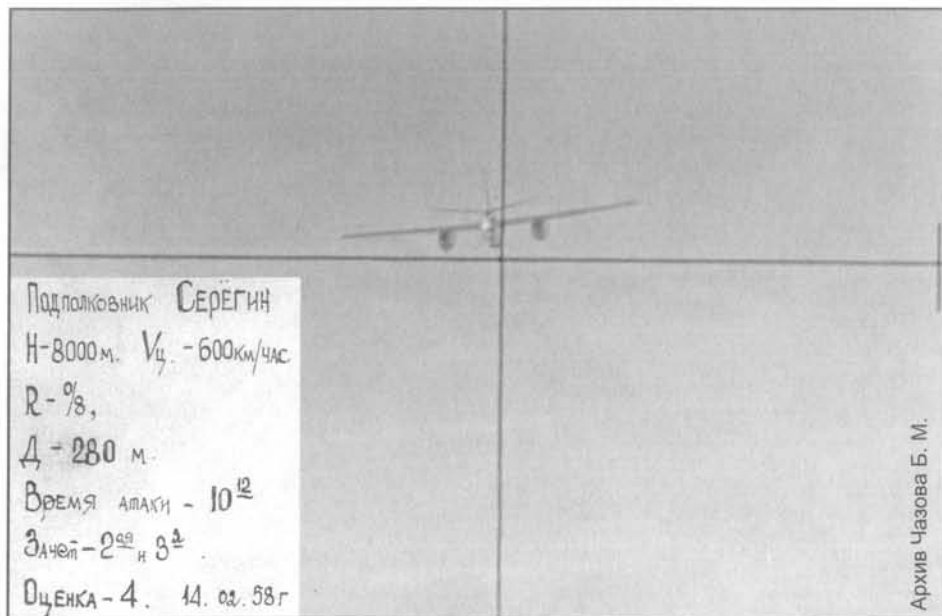
Прежде чем приступить к разработке Ил-28, а точнее, к первоначальной задаче проектирования – выбору схемы и размеров самолета, – необходимо было решить вопрос о его оборонительном вооружении. От этого зависело число членов экипажа, вес самолета, тяга двигателей, компоновка, размеры крыла, фюзеляжа и т. п. Необходимо было проникнуть в суть изменений в тактике реактивной авиации и найти правильное решение.



Самолет ИЛ-28 Барнаульского
высшего военного училища летчиков

Самолет ИЛ-28 Барнаульского высшего военного училища летчиков





Учебный бой. Ил-28 в прицеле истребителя МиГ-17

Самолет Ил-28. Экспозиции Монинского музея ВВС



Резкий скачок скорости реактивных самолетов на 300–350 км/ч привел к тому, что диалектическое единство в развитии техники и тактики было нарушено, в их взаимосвязи возник парадокс – техника может, а тактике не нужно. В связи с резким ростом скорости реактивных истребителей и бомбардировщиков пространственные размеры боя стали гораздо больше, а старое пушечное вооружение не позволяло вести бой с дальних дистанций. Малая дальность и узкие сектора стрельбы заставляют истребители, как и раньше, сближаться с целью на дистанцию 250–500 метров. Расчеты ракурсов, скорости, дистанции и времени прицеливания истребителей показали, что наиболее вероятные зоны поражения скоростного бомбардировщика находились в двух секторах передней и задней полусфер. Причем со стороны задней полусферы бомбардировщик мог быть прицельно атакован современным истребителем с дистанции 500–800 метров под углом 35–50 градусов к продольной оси самолета в зависимости от направления угла атаки. Из этого следовало, что с помощью только одной кормовой пушечной установки в сочетании с соответствующим маневром бомбардировщика можно эффективно отражать атаки современных истребителей со стороны задней полусферы. С учетом убыстрения динамики боя, сокращения времени между атаками следовало увеличить скорость перемещения оружия и углы обстрела вертикальной плоскости.

Опыт, накопленный в ОКБ, позволил решить эту задачу и создать кормовую установку Ил-К6 с двумя пушками НР-23. Установка обеспечивала её эффективное использование при скорости полета более 1000 км/ч, обладала высокими динамическими качествами, большой точностью и широким диапазоном углов обстрела. Управление гидроприводом осуществлялось электросистемой, связанной с прицелом стрелка-радиста. Для удобства ведения огня и слежения за целью сиденье стрелка перемещалось по вертикали одновременно с перемещением оружия.

Создание кормовой пушечной установки Ил-К6 во многом предопределило конструктивные особенности самолета и эффективность его защиты. Защита передней полусферы самолета Ил-28 должна была осуществляться двумя неподвижными пушками НР-23. Пушки были установлены в носовой части фюзеляжа по правому и левому бортам на быстроразъемных креплениях.

Учитывая эффективную защиту самолета и небольшую продолжительность полета, Ильюшин принял решение отказаться от второго пилота и стрелка, сократив таким образом число членов летного экипажа Ил-28 до трех человек; работу летчика в крейсерском полете предполагалось облегчить установкой автопилота. Это позволило сделать фюзеле-

ляж самолета Ил-28 на 3,5 метра короче фюзеляжа Ил-22 и уменьшить его массу. Фюзеляж самолета Ил-28 стал хорошо обтекаемой сигарообразной формы и имел большое удлинение. Средняя часть фюзеляжа – цилиндрической формы, что в сочетании с высоким расположением крыла обеспечивало минимальную интерференцию между крылом и фюзеляжем. Вся бомбовая нагрузка размещалась внутри вместительного бомбового отсека средней части фюзеляжа. Управление створками бомбоотсека – воздушное. Аэродинамическая компоновка, формы, органы управления отработывались в тесном сотрудничестве с ЦАГИ.

Экипаж самолета – летчик, штурман и стрелок-радист надежно защищались броней от пуль и осколков снарядов с наиболее вероятных направлений обстрела и размещались в герметизированных и теплозвукоизолированных кабинах. Для аварийного покидания самолета Ил-28, имеющего высокую скорость, рабочие места летчика и штурмана были оснащены катапультируемыми вверх креслами. Стрелок-радист мог покинуть самолет через нижний входной люк, крышка которого, откинута вниз, защищала стрелка от действия воздушного потока в момент его отделения от самолета. Штурман находился в катапультируемом кресле в период взлета, посадки и воздушного боя. При работе с прицельной и бомбосбрасывающей аппаратурой он занимал место на другом сиденье, расположенном по правому борту самолета.

Эффективность боевого использования Ил-28 обеспечивалась установкой на нем новейшего в то время пилотажного, аэронавигационного и радиотехнического оборудования, которое обеспечивало полеты самолета на больших и малых высотах днем и ночью в сложных метеоусловиях. Приборное оборудование позволяло производить прицельное автоматическое бомбометание с горизонтального полета по подвижным и неподвижным целям в сложных метеорологических условиях вне видимости земли.

Для самолета выбрали свободонесущее, трапециевидной формы в плане крыло, с ровной передней кромкой и относительной толщиной 12% по всему размаху. Крыло моноблочной конструкции состояло из центроплана и двух отъемных консолей. Оно снабжалось прямыми четырехсекционными одноцелевыми закрылками, что обеспечивало хорошие взлетно-посадочные характеристики, необходимые для базирования на прифронтовых малоподготовленных грунтовых аэродромах с ограниченной длиной ВПП. Для этой цели на самолете Ил-28 была предусмотрена установка двух твердотопливных стартовых ускорителей, сбрасываемых после отрыва от земли. При нормальной взлетной массе 17220 кг разбег с двумя ускорителями ПСР-1500 составил всего 560 м. Ускорители ПСР-1500 включались на приборной скорости 120 км/час, с нормальным и перегрузочным весом, и



Архив Мекердичана Л. П.

Аэродром «Мокрая», г. Запорожье, 1958 г. 748 ГВ БАП

Самолет ИЛ-28Р, г. Бердянск



Архив Трюхана С. И.



Архив Удалова К. Г.

Подготовка к вылету

Спарка в воздухе. Азербайджан. Аэродром Ситал-Чай, в/ч 21323



Архив Рязанова В. Г.

сокращали разбег почти на 40%. Ускоритель развивал тягу от 1350 до 2350 кгс в течение 13 секунд.

В связи с тем, что при компоновке крыло получилось далеко сдвинутым назад, для обеспечения требуемых характеристик устойчивости и управляемости во всем диапазоне скоростей полета было решено установить на самолете стреловидное оперение с симметричными профилями. Благодаря этому резкий рост лобового сопротивления и сопутствующие ему явления могли возникнуть на оперении только на таких числах M полета, которые практически недостижимы при полете на самолете Ил-28.

Агрегаты самолета сконструированы были с расчетом возможности применения открытой клепки и удобного доступа для монтажа оборудования. Специальный технологический метод изготовления и сборки позволял получать исключительно высокую точность обводов и хорошее качество поверхности крыла. Основной конструктивной особенностью крыла и оперения самолета Ил-28 являлся технологический разъем по линии хорд, вдоль всего размаха агрегата. При этом каждая половина агрегата разделялась на ряд панелей, включавших в себя элементы конструкции продольного и поперечного набора – стрингеры и нервюры.

С учетом особенностей нового технологического метода была спроектирована и конструкция фюзеляжа самолета Ил-28, которая впервые в практике отечественного самолетостроения обеспечивала открытые подходы ко всем элементам конструкции фюзеляжа и позволяла быстро и с высокой производительностью монтировать различное оборудование и системы. Это достигалось введением продольного технологического разъема практически по всей длине фюзеляжа, который делил фюзеляж самолета на два полуцилиндра с хорошими подходами ко всем внутренним элементам его конструкции. Продольный технологический разъем фюзеляжа дополнялся тремя поперечными разрезами, что обеспечивало простоту монтажа многочисленных агрегатов оборудования и их проводки непосредственно в отдельных отсеках фюзеляжа. Кроме того, фюзеляж самолета на правом и левом бортах имел бортовые каналы, закрывавшиеся снаружи. В каналах размещались все гидровоздушные трубопроводы и электропроводка.

Определившиеся в процессе проектирования основные геометрические размеры и весовые параметры самолета позволили установить на нем два английских турбореактивных двигателя «Нин» с центробежным компрессором. Для обеспечения необходимого уровня центровки двигателя относительно крыла сдвинули далеко вперед. С целью снижения сопротивления, вызванного большим диаметром двигателя «Нин», плоскость его миделевого сечения вписали в лобовую проекцию части крыла так, что под ним проходила лишь удлинительная выхлопная труба. Вызванная по-

следней незначительная потеря в тяге компенсировалась возможностью с помощью простейшего механизма в процессе уборки разворачивать стойку шасси на 90° и укладывать колесо плашмя в пространство позади двигателя под выхлопной трубой. Двигатели расположили на отъемных частях крыла и закрыли удобообтекаемыми легкоъемными капотами. Для доступа к системам управления самолетом предусмотрели большое количество быстросъемных лючков.

Эскизный проект Ил-28 Ильюшин утвердил 12 января 1948 г. Постановлением Совета Министров (№ 2052-804 от 12. 06. 1948) Ил-28 был включен в план опытного строительства МАП. Первый полет на Ил-28 выполнил летчик-испытатель В. К. Коккинаки 8 июля 1948 г. Его оценка самолета была высокой: взлет прост, поведение при наборе высоты нормальное, управлять машиной легко. В горизонтальном полете сбалансированная машина шла с брошенным управлением. На малых скоростях тенденции к срывам и сваливанию отсутствовали; Ил-28 можно было считать безопасным в отношении срыва в штопор. Он мог продолжать горизонтальный полет при отказе одного двигателя.

Самолет хорошо взлетал и садился на грунтовые ВПП. В процессе проведения заводских летных испытаний с двигателями «Нин» самолет достиг максимальной скорости 881 км/ч на высоте 7000–8000 м. Испытатели отмечали, что поведение самолета при этом остается нормальным.

Для получения более высоких скоростей в ОКБ развернулись работы по аэродинамическому совершенствованию самолета, а также по установке на нем более мощных двигателей. 30 декабря 1948 г. начались заводские испытания Ил-28 с серийными отечественными двигателями РД-45Ф, завершившиеся в январе следующего года. Две недели ушло на подготовку отчета и передачу опытной машины в НИИ ВВС. Государственные испытания опытного Ил-28 начались в феврале 1949-го, но без подвесных топливных баков, оговоренных постановлением правительства. Испытания в НИИ ВВС заняли менее трех месяцев. При этом выполнили 84 полета общей продолжительностью 75 часов. Ведущими по машине были инженер В.А. Шубралов, летчик М.П. Субботин и штурман Ф.М. Попцов. Облетали Ил-28 летчики-испытатели О.В. Толстикова (начальник НИИ ВВС), П.М. Стефановский, В.И. Жданов, М.А. Нюхтиков и В.М. Шульгин, штурманы Н.П. Цветков, А.П. Шишков, а также Кириченко и Васильев.

Ил-28 удовлетворительно прошел испытания, и по летно-техническим данным, составу оборудования и вооружения соответствовал постановлению правительства и требованиям заказчика. 14 мая 1949 г. было принято решение Совета Министров СССР № 1890-70 об увеличении скорости полета Ил-28 до 900 км/час за счет установки более мощных двигателей



Архив Удалова К. Г.

Испытание катапультного кресла Юрием Гарнаевым на ЛЛ ИЛ-28

Самолет ИЛ-28Т. Симферополь, 1975 г.



Архив Мекердичана Л. П.



Архив Удалова К. Г.

Бомбардировщик ИЛ-28

Первый слева – В. Ф. Пикалов.

357 ОРАП 45 ВА ВВС Забайкальского ВО. Чита, 1956 г.



Архив Пикаловой А. В.

ВК-1 со взлетной тягой 2700 кгс. Двигатели ВК-1 устанавливали в новые гондолы, форма которых была определена на основе многочисленных экспериментальных исследований, проведенных в аэродинамических трубах ЦАГИ. По сравнению со старыми гондолами, имеющими плавный выпуклый внешний контур, новые гондолы имели грушевидную в плане форму и отличались сильно выраженным поджатием их внешнего контура в месте сопряжения гондолы с крылом, причем максимальное поджатие гондола имела на участке максимальной толщины профиля крыла. Экспериментальные исследования показали, что такая форма гондолы способствовала значительному снижению интерференционного сопротивления между гондолой и крылом, особенно на больших околозвуковых скоростях полета, что и позволило улучшить скоростные характеристики Ил-28. Надо сказать, что хорошие летные и пилотажные качества самолета – результат удачной компоновки мотогондол и самолета в целом.

По рекомендации НИИ ВВС в КБ за короткий срок спроектировали и создали эффективную воздушно-тепловую противообледенительную систему с использованием сжатого горячего воздуха, равномерно отбираемого коллектором от патрубков компрессоров ТРД. Воздух направлялся в каналы, расположенные по всей длине передних кромок крыла, стабилизатора и киля и выходил в атмосферу через специальные жабры, сделанные на их концевых обтекателях. Кроме установки новых двигателей, на самолете Ил-28 были внедрены и другие небольшие конструктивные изменения, необходимость которых выявилась в результате заводских и государственных летных испытаний.

Панорамный радиолокатор слепого бомбометания и навигации для улучшения условий его работы был перенесен из хвостовой части фюзеляжа в носовую и установлен в аэродинамически более совершенном обтекателе на нижней части фюзеляжа за отсеком передней стойки шасси. Небольшие изменения были внесены в систему управления с целью снижения нагрузок на педали, в гидросистему и в механизм уборки-выпуска шасси. Боевая живучесть самолета была повышена за счет установки системы заполнения фюзеляжных топливных баков нейтральным газом. На топливных баках появились клапаны, исключающие потери горючего при повреждении. Дополнительно ввели обогрев стекол кабин летчика и штурмана, защитили тяги управления двигателями от обледенения, а также установили противопомпажные устройства на входе в двигатели.

Испытания показали, что Ил-28 с новыми двигателями при нормальной полетной массе 18400 кг имеет максимальную скорость 906 км/ч на высоте 4000 м. Наибольшая дальность полета самолета с нормаль-

ным бомбовым грузом 1000 кг при взлетной массе 21000 кг достигала 2455 км. В августе – сентябре 1949 г. Ил-28 с двигателями ВК-1 прошел контрольные испытания с рекомендацией о запуске в серию. Серийное производство Ил-28 начали в конце 1949 г. на трех заводах: № 30 в Москве, №166 в Омске и № 64 в Воронеже.

В 1950 г. изготовили модифицированную кормовую установку Ил-К6М, облегченную на 38 кг и внедренную год спустя в серийное производство. В связи с тем, что Ил-28 на взлете имел тенденцию к прогрессивному подъему переднего колеса, в 1951 г. хвостовую часть облегчили: сняли часть кислородного оборудования и установили облегченную кормовую установку Ил-К6М.

МОДИФИКАЦИИ

Для обучения строевых летчиков и курсантов требовался учебно-тренировочный вариант реактивного бомбардировщика. Такая машина получила обозначение Ил-28У. Ее эскизный проект был утвержден Ильюшиным 14 октября 1949 г., а всего через пять месяцев, 18 марта 1950 г., В. К. Коккинаки поднял самолет в воздух. Но прежде чем поступить на государственные испытания, опытный Ил-28У передали в один из полков (командир А. А. Анпилов) Московского военного округа, где бомбардировщик проходил войсковые испытания при подготовке летчиков, участвовавших в Первомайском воздушном параде над Красной площадью. Лишь затем учебный Ил поступил в НИИ ВВС. Государственные испытания заняли всего две недели. Ведущими по машине были летчики Субботин и Фролов, инженер – В.А. Шубралов.

Учебно-тренировочный самолет Ил-28У отличался от боевого самолета Ил-28 носовой частью фюзеляжа, в которой взамен кабины штурмана была размещена кабина летчика-инструктора, оснащенная оборудованием, предназначенным для самостоятельного управления самолетом на земле и в воздухе, а также для осуществления полного контроля за действиями ученика. Кабина ученика являлась копией кабины летчика боевого самолета Ил-28 за исключением незначительных изменений в компоновке приборной доски, в которой был вырез для зрительной связи инструктора и ученика. Все управление самолетом Ил-28, его агрегатами и системами сделали дублированным. По желанию инструктора управление могло осуществляться как из передней, так и из основной кабины. Самолет Ил-28У не имел вооружения: передние и кормовые пушки, бомбодержатели, прицелы, командные пульты и другое обслуживающее вооружение самолета оборудование было



Азербайджан. Аэродром Долляр, в/ч 55028, 1973 г.
Летчик первого класса гвардии майор Казачук В. А.



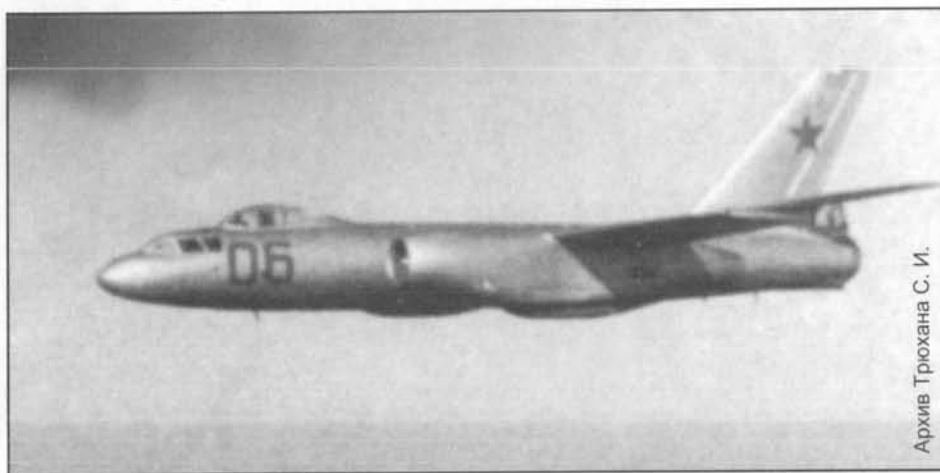


Архив Федотовой

Командир 581 БАП Герой Советского Союза полковник Яловый и начальник штаба 581 БАП подполковник Загуменный. 654 ГВ БАП (г. Запорожье, 1958 г.)

Спарка в воздухе.

Запасной аэродром Черноморского флота (г. Большой Токмак)



Архив Трюхана С. И.

снято. Однако в случае необходимости на самолете Ил-28У могли проходить обучение кормовые стрелки-радисты, для чего кормовая кабина оснащалась соответствующим оборудованием.

19 апреля 1950 г. летчик-испытатель В. К. Коккинаки впервые поднял в воздух разведчик Ил-28Р с двумя двигателями ВК-1. Самолет Ил-28Р предназначался для выполнения тактической и оперативной воздушной разведки. В соответствии со своим назначением он имел разнообразную аппаратуру для ведения фоторазведки. Оборудование размещалось в бомбоотсеке и специальном фотоотсеке в хвостовой части фюзеляжа. Контейнеры фотоаппаратов обогревались теплым воздухом, отбираемым из комплексной системы обогрева и наддува кабины экипажа самолета. Запас кислорода был увеличен. В связи с установкой на самолете фотоаппаратуры и ЛАС-3 были произведены некоторые изменения топливной системы: третий бак был изъят, а в бомбоотсеке установлен дополнительный, емкостью 750 л. За счет постановки двух подвесных консольных баков емкостью по 950 л каждый дальность полета самолета Ил-28Р увеличивалась. Размер колес его основных опор также был увеличен в соответствии с возросшей до 22760 кг максимальной взлетной массой самолета. В связи с изменением центровки и увеличением диаметра колес на 110 мм, полностью переделали мотогондолу. Для повышения проходимости на грунтовых аэродромах эту мотогондолу стали применять на всех типах самолета Ил-28 более поздних серий.

Вооружение носовой части состояло из одной пушки НР-23, установленной по левому борту. При выполнении полетов над морем в средней части фюзеляжа могла размещаться спасательная лодка ЛАС-3, управление выбрасыванием которой при посадке самолета на воду осуществлялось из кабины пилота или стрелка. В верхней части кабины стрелка был сделан дополнительный люк для покидания самолета в случае аварийной посадки на воду. Центровка самолета Ил-28Р стала передней. По оценке летчика-испытателя В. К. Коккинаки, самолет Ил-28Р по своим техническим характеристикам мало отличался от серийного самолета Ил-28. Фотографирование на высокой скорости и на разных высотах при открытых створках бомбоотсека на пилотировании машины не сказывалось. Герметичные кабины с обогревом и автопилот позволяли экипажу легко, без лишнего утомления переносить длительное пребывание на высоте, что особенно важно для самолета-разведчика. Заводские испытания Ил-28Р были закончены в конце июня 1950 г., и после успешного завершения государственных испытаний самолет был принят на вооружение ВВС. На более поздних сериях самолета Ил-28Р дополнительно к осветительным бомбам устанавливали в хвостовой части самолета поворотный контейнер с осветительными ракетами.

Дальнейшим развитием Ил-28Р стали самолеты радиотехнической разведки, на которых аэрофотоаппараты были заменены специальным радиооборудованием. Отличительной чертой этих машин являлись обтекатели антенн под центральной частью фюзеляжа.

9 января 1951 г. совершил первый полет торпедоносец Ил-28Т с длиной бомбоотсека 4270 мм. 16 февраля построили второй экземпляр Ил-28Т, рассчитанный на подвеску двух торпед АВА. Заводские испытания продолжались с марта по апрель, и в том же месяце торпедоносец предъявили в НИИ-15 ВМС.

В процессе модификации бомбардировщика с самолета сняли правую переднюю пушку, установили новое фотооборудование, электрообогреватели в кабинах летчика и штурмана, спасательную лодку ЛАС-3М и станцию обозначения «Магний». Крыло сдвинули на 100 мм назад, усилили бронезащиту летчика. У штурмана изменили остекление передней части фонаря для улучшения обзора при пользовании прицелом ПТН-45, предназначенного для торпедометания. В верхней части кабины стрелка-радиста сделали люк для покидания машины при аварийной посадке на воду. В связи с увеличением длины бомбоотсека с 4,27 до 6,6 м уменьшили емкость фюзеляжных баков на 2230 л, но ввели консольные подвесные баки общим объемом 1900л. В грузоотсеке торпедоносца размещались две высотных 45-36 МАВ и по одной низковысотной 45-36 МАН или реактивной РАТ-52 торпеды. Могли также подвешиваться мины АМД-500, АМД-1000, «Лира», «Десна» и другие. Самолет успешно прошел испытания, но серийно не строился по причине затянувшейся доводки торпед 45-36 МАН. Кроме того, даже новые габариты бомбоотсека не позволяли увеличить на внутренней подвеске количество торпед РАТ-52. С лета 1951 г. самолеты Ил-28 стали поступать на вооружение полков морской авиации. Это были переоборудованные в торпедоносцы серийные бомбардировщики – носители реактивных авиационных торпед РАТ-52. Сброс торпеды осуществлялся с высоты около 1500 м (практически не отличаясь от бомбометания) на удалении от цели 550-600 м. Глубина ее хода находилась в пределах 2-8 м. Учитывая, что вероятность попадания в цель одной торпедой РАТ-52 была довольно низкой, приняли решение увеличить количество торпед на самолете Ил-28Т.

В апреле 1955-го в НИИ-15 ВМФ (аэродром Карагоз) испытали Ил-28 с наружной подвеской торпед. Самолет спроектировали по заданию командования Авиации ВМФ и построили на заводе №30. Для этой цели по бортам фюзеляжа установили пилоны с двумя балочными держателями БД-4. С ними Ил-28Т мог нести три торпеды РАТ-52 (одну на внутренней и две на внешней подвеске) и две торпеды 45-56 НТ. На наружных держателях можно было подвешивать мины в массогабаритах торпед.



После полетов. 748 ГБАП. В центре – штурман подполковник П. Я. Пирог

748 ГБАТ. Второй слева – штурман полка подполковник П. Я. Пирог





Архив Мартынюк Е. П.

Сентябрь 1957 г. г. Запорожье. 651 ГВ БАП

Экипаж командира 748 ГВ БАП полковника Изварина В. П.



Архив Пирог М. Ф.

Как показали испытания, применение серийных торпед РАТ-52 с наружной подвеской было возможно с высот от 1500 м до 8400 м на приборной скорости не более 500 км/ч, а на больших высотах — во всем диапазоне скоростей. В то же время в НИИ-15 проводились испытания модернизированных РАТ-52, применение которых допускалось на высотах от 1500 м на всех скоростях. Использование же серийных высотных торпед 45-54ВТ с наружной подвески допускалось на всех скоростях с высот более 750 м. Низковысотные торпеды 45-36МАН можно было использовать с высот 100-230 м и при скоростях 550-600 км/ч. Обе торпеды могли успешно использоваться лишь при положительной температуре воздуха. При минусовых температурах ряд их агрегатов промерзал и прекращал функционирование.

Несмотря на столь тяжелое и разнообразное вооружение Ил-28, техника пилотирования, по свидетельствам пилотов, летавших ранее на самолете без наружной подвески торпед, значительно не изменилась. Вместе с тем, у доработанной машины были увеличенные разбег и скорость планирования (на 15-20 км/ч) при заходе на посадку, стало более сложным выполнение глубоких виражей, максимальная скорость на высоте 5000 м снизилась на 107 км/ч, а время набора этой высоты возросло на 2,4 мин. Практический потолок уменьшился на 1850 м, а дальность сократилась на 400 км. Испытания самолета закончились в 1955 году. Предполагалось переоборудовать в торпедоносцы некоторое количество Ил-28 морской авиации, но это не было сделано — торпедоносные варианты «двадцать восьмого» со второй половины 50-х гг. уже не соответствовали требованиям флота, и в 1956 г. было принято решение перевооружить минно-торпедную авиацию Ту-16-ми. С появлением в арсенале Советского Союза тактического ядерного оружия, часть бомбардировщиков была доработана для его доставки. Доработка Ил-28 заключалась в оснащении бомбоотсека системой обогрева, установки на борту необходимого спецоборудования и светозащитных шторок в кабинах экипажа. В остальном конструкция самолета осталась без изменений.

В ОКБ Ильюшина велись работы по превращению Ил-28 в штурмовой самолет. В 1952 г. по одному Ил-28 оснастили пусковыми устройствами для турбореактивных снарядов ТРС-190 и АРС-212. После заводских испытаний самолеты передали в НИИ ВВС, но они, хотя и показали удовлетворительные результаты, так и не получили распространения из-за сильного теплового и динамического воздействия газовых струй на конструкцию самолета. Однако сравнительно небольшая боевая нагрузка истребителей-бомбардировщиков того времени заставила военных специалистов снова вернуться к идее самолета-штурмовика на базе Ил-28. Было принято решение часть сохранившихся бомбардировщиков переделать в

вариант штурмовика Ил-28Ш, оснастив его двумя артиллерийскими батареями в носовой части фюзеляжа (на месте штурмана) и в бомбоотсеке, а также разместив под крылом 12 пилонов для бомбово-ракетного вооружения.

Весной 1967 г. были составлены ТТТ, согласно которым самолет Ил-28, оборудованный подкрыльевыми пилонами для подвески различного вооружения, должен был иметь в среднем такую же глубину боевых действий, как истребитель-бомбардировщик Су-7, но превосходить его по количеству средств поражения в 2-3 раза. Самолет предназначался для действий с малых и предельно малых высот. Для исключения поражения самолета собственными бомбами большого калибра последние оснащались специальными тормозными устройствами. Государственные испытания этого самолета, иногда обозначаемого как Ил-28Ш, были начаты осенью 1967 г. По оценке испытателей, самолет мог быть рекомендован для штурмовых действий с малых и предельно малых высот. Достоинством самолета являлись хороший обзор из кабин и возможность боевой работы с грунтовых аэродромов. Скорость Ил-28Ш до высоты 200 м ограничивалась 660 км/ч, расход топлива у земли увеличился на 30–50%. Тактический радиус действия с нагрузкой из 12-ти УБ-16 составлял 295 км. Подготовка самолета к боевому вылету не превышала 4 часов. Однако из-за недостаточной бронезащиты экипажа и жизненно важных систем, а также ввиду того, что штатные средства спасения не обеспечивали аварийного покидания машины на предельно малых высотах, было признано, что самолет не в полной мере отвечает требованиям, предъявляемым штурмовику, и работы над этим вариантом самолета были прекращены. Для переоборудования в штурмовики готовили до 70 единиц оставшихся в строю бомбардировщиков Ил-28. Но фактически на авиаремонтных заводах было переоборудовано лишь несколько экземпляров. Достоверно известно, что один из них проходил испытания в Липецком ЦБП и ПЛС, а последний, представляющий несомненный интерес для музеев России, в конце 90-х годов (период металлломной лихорадки) нашел свой бесславный конец на задворках аэродрома Бердск.

На бомбардировщике Ил-28 производились испытания новых видов боеприпасов. Так, в 748-м Гвардейском бомбардировочном полку 164-й Гвардейской бомбардировочной дивизии (аэродром «Мокрая», г. Запорожье) одна авиационная эскадрилья в 1959 г. освоила применение управляемых бомб УБ-2Ф. Ил-28 использовался и в качестве летающей лаборатории. На базе одной из машин производились летные исследования системы дозаправки топливом в полете, а также макетный вариант системы управления положением конуса шланга с помощью кольцевого руля. А на летающей лаборатории Ил-28Р отрабатывали ЖРД РУ-013 (ведущий инженер В.И. Баранов и летчик П.И. Казьмин).



Самолет Ил-28. Экспозиции Монинского музея ВВС

Подготовка к бомбометанию



В конце сороковых — начале пятидесятих годов на базе немецких исследований в СССР была разработана реактивная авиационная морская торпеда РАМТ-1400 «Щука». Разработчики предложили два варианта ракет: РАМТ-1400-А с радиокомандной системой наведения и РАМТ-1400Б с радиолокационной головкой наведения. После пусков с бомбардировщиков Ту-2 крылатую ракету «Щука-А» доработали для применения с Ил-28. По итогам 14 пусков, выполненных осенью 1952 г. с Ил-28, сделали вывод, что вероятность поражения цели в зависимости от дальности изменялась от 0,51 до 0,57. Максимальная дальность стрельбы (РАМТ-1400-А) не превышала 30 км. В 1954 г. выпустили партию «Щук-А» для войсковых испытаний. Для этой цели запланировали переоборудовать в носители крылатых ракет 12 самолетов Ил-28. На самом деле «Щуками» оснастили лишь 2 машины.

В 1952 г. при завершении создания РЛС «Сокол», предназначенной для постановки на перспективные двухместные истребители-перехватчики, возникла необходимость ее отработки на реальном самолете. Выбор пал на отвечающий всем требованиям самолет Ил-28. С этой целью на нем была полностью переделана и усилена носовая часть, в которой разместили РЛС и оператора. Программа испытаний закончилась успешно в декабре 1952 года.

В 1955 г. ОКБ Лавочкина приступило к проектированию зенитной ракеты «400», которая должна была обеспечить ПВО крупных промышленных центров и поражать воздушные цели с эффективной поверхностью рассеивания (ЭПР), близкой к таковой у Ил-28. Для отработки прицельных систем ракеты было принято решение о создании на базе Ил-28 беспилотной летающей мишени. Благодаря тому, что Ил-28 отличался хорошими характеристиками устойчивости, его беспилотные варианты со стабильными характеристиками полета были созданы в короткие сроки. Для проведения метеорологических исследований в атмосфере использовались Ил-283А (зондировщики атмосферы).

На специально оборудованных «двадцать восьмых» проводили обширные исследования по отработке комплекса оборудования и снаряжения для первого полета человека в космос. В частности, на Ил-28 были проведены летные испытания и отработка катапультного устройства и системы спасения летчика-космонавта космического корабля «Восток».

В конце 50-х гг. два Ил-28Р из состава ВВС ГДР были переоборудованы на авиационном заводе в Дрездене в летающие лаборатории для обработки ТРД «014», которыми предполагалось оснастить немецкий пассажирский самолет VEB-152. При переделке с Илов сняли все вооружение и прицельное оборудование, включая ПСБН, рабочее место штурмана перенесли в кабину стрелка, а в носу разместили инженера-исследователя и не-

обходимую аппаратуру. Машины получили гражданскую регистрацию ОМ-221 и ОМ-22К. Существовала подобная летающая лаборатория и в ЧССР. На самолете с бортовым номером 6915 отрабатывались чешский двигатель М-701 и доработанный АИ-25ТЛ. Экспериментальные ТРД устанавливались в хвостовой части фюзеляжа вместо демонтированной Ил-К6, а воздухозаборник был установлен на месте люка стрелка. После завершения работ над двигателями машина использовалась для испытаний новых парашютов. Ими снаряжались манекены, которых сбрасывали через бомболюк.

В СССР часть Ил-28 была подготовлена для нужд ГВФ. На них демонтировалось вооружение и прицельное оборудование за исключением ПСБН. Самолеты имели обозначение Ил-20 или Ил-28П. Продолжая работы по совершенствованию Ил-28, в ОКБ разработали проект оснащения его новыми двигателями ВК-5 и стреловидным крылом. Вариант получил обозначение И-28С. Однако проработки показали, что он не имеет решающих летно-тактических преимуществ перед серийным бомбардировщиком Ил-28, и эти работы были прекращены.

Авиаторы единодушно оценивали Ил-28 как надежную, простую и неприхотливую машину с высокими летными, боевыми и эксплуатационными характеристиками. По разным причинам самолеты Ил-28 различных модификаций совершали вынужденные посадки на песок, воду, заболоченный луг и после ремонта снова возвращались в строй. Как вспоминал начальник ЛИС, старший летчик-испытатель Запорожского ГАЗ «Мигремонт» полковник В.Г. Рязанов, надежность самолета Ил-28 была просто потрясающей. Так, зимой 1970–71 гг. первая эскадрилья 29УТАП (в/ч 21323) в связи с ремонтом ВПП в Ситал-Чае базировалась на аэродроме Далляр. Центральная зона для полетов на малых высотах днем и ночью находилась между рекой

654 ГВ БАП



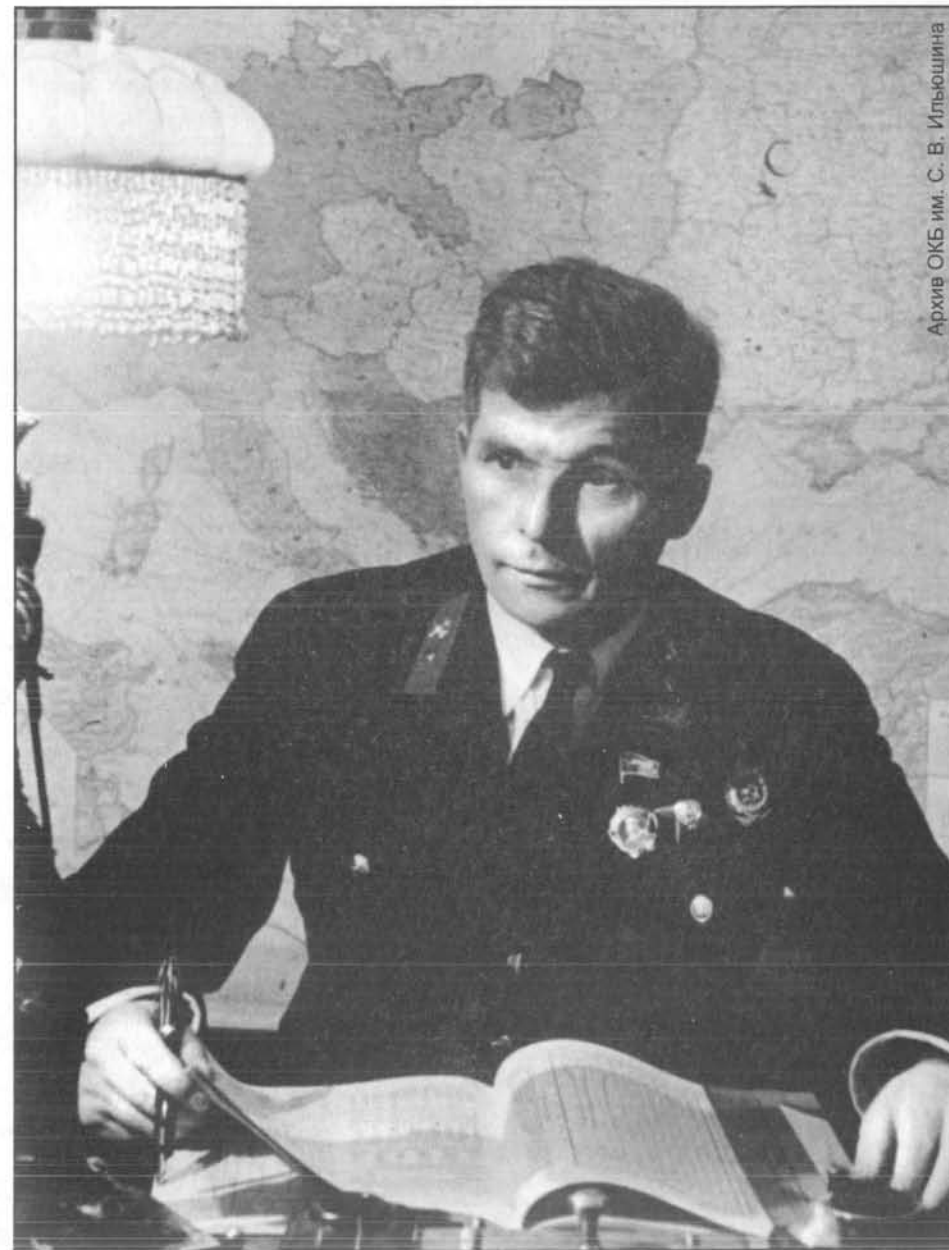
Архив Сорокиной Т. М.

Курой и населенным пунктом Тауз. Причем южнее пункта Тауз был определен пеленг, за который заходить было нельзя – дальше были горы. При выполнении задания по отработке техники пилотирования, ночью, на высоте 400 метров экипаж спарки Ил-28У в составе летчика старшего лейтенанта Владимира Манышкина и летчика-инструктора, командира звена 29 УТАП майора Якова Селеверстова при нехватке световых ориентиров (вторая половина ночи) снизился до высоты 200 метров и отклонился южнее пункта Тауз. При выполнении правого виража самолет правым крылом задел гору, оборвав 800 мм консоли. Почувствовав удар, летчики взяли штурвал на себя, и машина пошла вверх. На высоте 270 м самолет ударился о гору хвостовой частью. При ударе кабина стрелка-радиста оторвалась, и стрелок погиб. Экипажу все-таки удалось набрать безопасную высоту и зайти на посадку. Во время второго разворота Селеверстов доложил, что не горит сигнализация выпуска правого шасси. Прошли над стартом. Было видно, что правое колесо вышло, но стояло под 90° к оси посадки. На повышенной скорости при полностью выбранном штурвале самолет совершил посадку.

Кроме СССР, самолеты Ил-28 состояли на вооружении в ВВС и ВМС Алжира, Афганистана, Болгарии, Венгрии, Вьетнама, ГДР, Египта, Индонезии, Ирака, Йемена, Китая, КНДР, Марокко, Нигерии, Польши, Румынии, Сирии, Сомали, Финляндии, Чехословакии. Самолеты строились серийно в Китайской Народной Республике и в Чехословакии.

Говоря о достоинствах первого советского реактивного бомбардировщика, нельзя не упомянуть о наиболее выдающихся его создателях. Под руководством Генерального конструктора С. В. Ильюшина над самолетом работали: В. Н. Бугайский – первый заместитель, Серафим Николаевич Черников – ведущий инженер, правая рука Ильюшина, Валерий Африканович Борог – руководитель бригады фюзеляжа, Евгений Иванович Самков – руководитель отдела крыла, Анатолий Яковлевич Левин – начальник бригады шасси и управления, Юрий Михайлович Литвинович – руководитель моторной бригады, Николай Федотович Зотов – начальник бригады электрооборудования, Дмитрий Иванович Коклин – начальник бригады вооружения, Михаил Федотович Астахов – руководитель бригады прочности и многие другие.

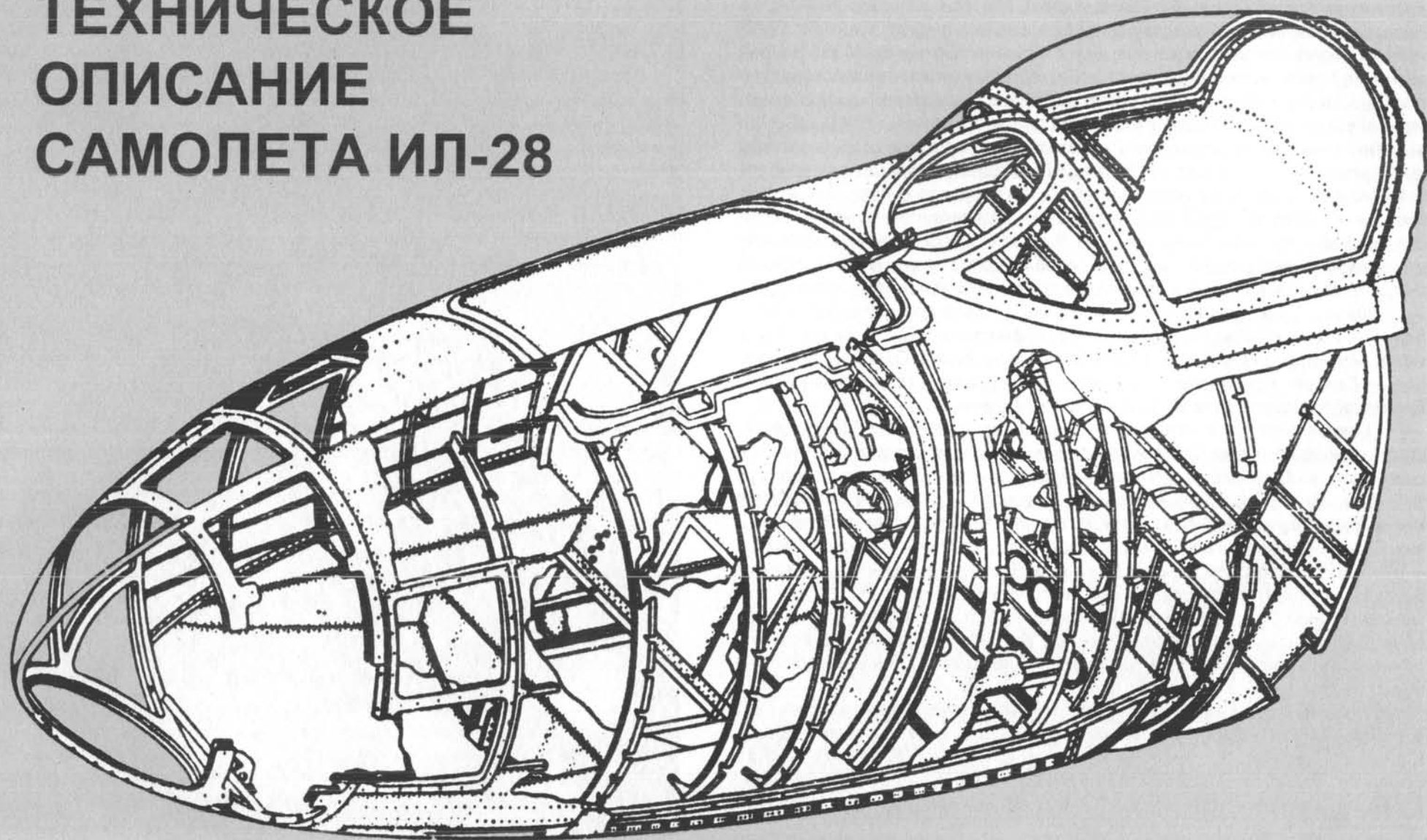
Первый самолет ИЛ-28 был создан на опытном производстве, директором которого был ближайший сподвижник С. В. Ильюшина – Давид Ефимович Кофман. В целом же основная заслуга по созданию первого серийного фронтового реактивного бомбардировщика ИЛ-28 принадлежит всему талантливому коллективу ОКБ и опытного производства, носящего имя Сергея Владимировича Ильюшина.

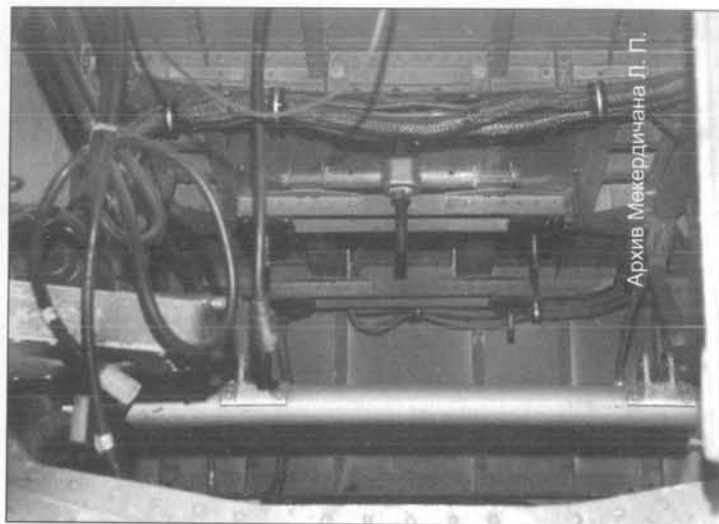


Архив ОКБ им. С. В. Ильюшина

С. В. Ильюшин в своем кабинете

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА ИЛ-28





Архив Мехерджяна П. П.

Узел крепления панорамного радиолокатора ПСБН-М

1. Кабина штурмана.
2. Носовой отсек.
3. Входной люк штурмана.
4. Кабина летчика.
5. Люк для подхода к рамке АРК-5.
6. Передняя группа баков.
7. Центроплан.
8. Задняя группа баков.
9. Хвостовой отсек.
10. Узлы крепления кия и стабилизатора.
11. Люк для подхода к качалкам управления рулями.
12. Кормовой отсек.
13. Шпангоут 42.
14. Входной люк стрелка.
15. Люк под фотоаппарат для перспективной съемки.
16. Люк для подхода к аккумуляторам.
17. Люк для подхода к агрегатам.
18. Люк для подхода к роликам.
19. Крышка бортового желоба.
20. Створка бомбоотсека.
21. Центральный отсек.
22. Бортовой желоб.
23. Большая крышка бортового желоба.
24. Шпангоут 11.
25. Крышка люка пушки.
26. Наклонный шпангоут 6.

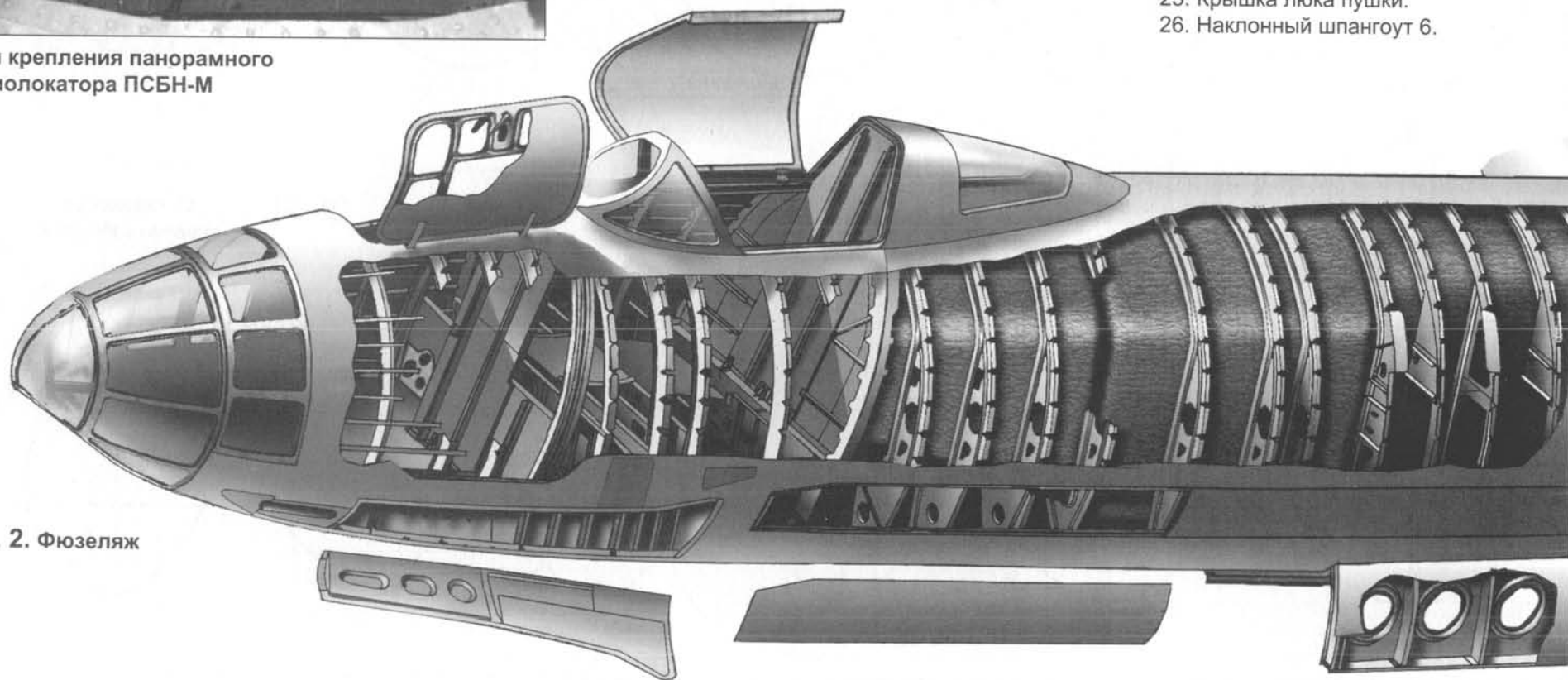
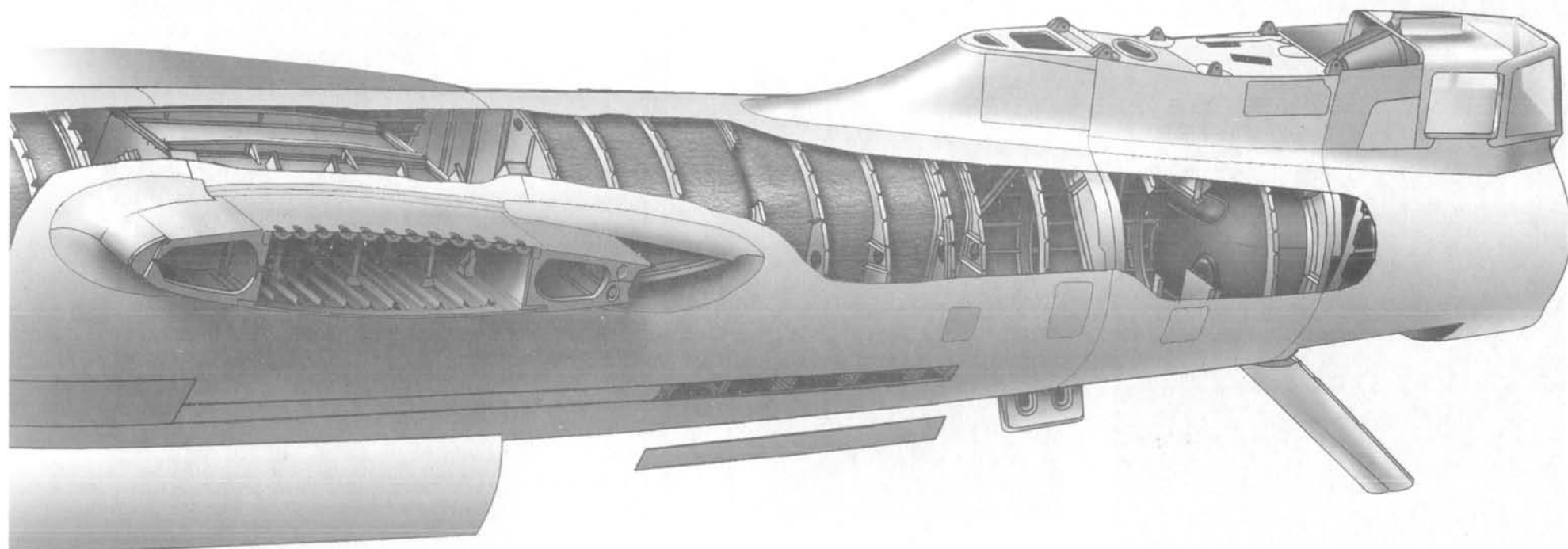
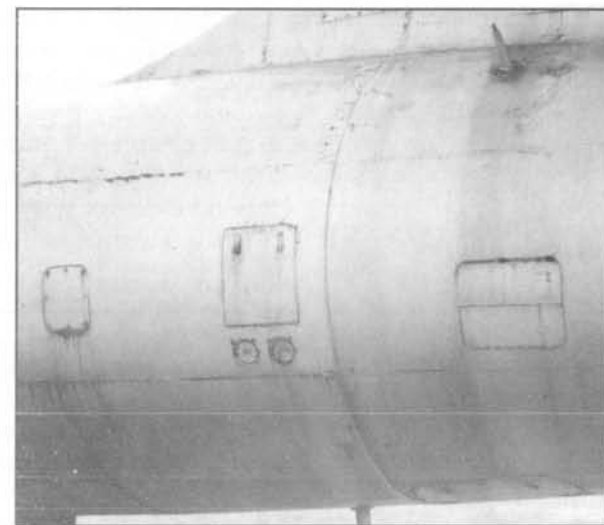
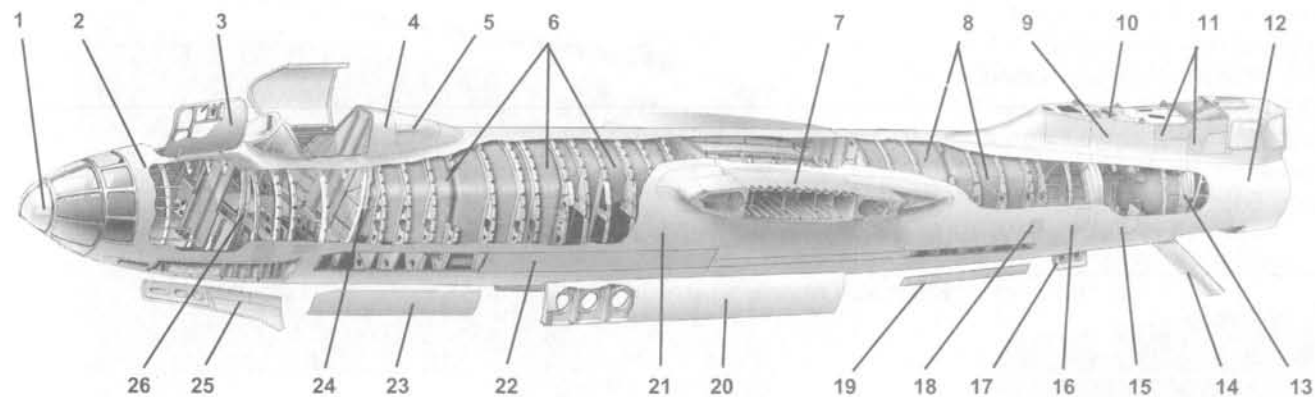
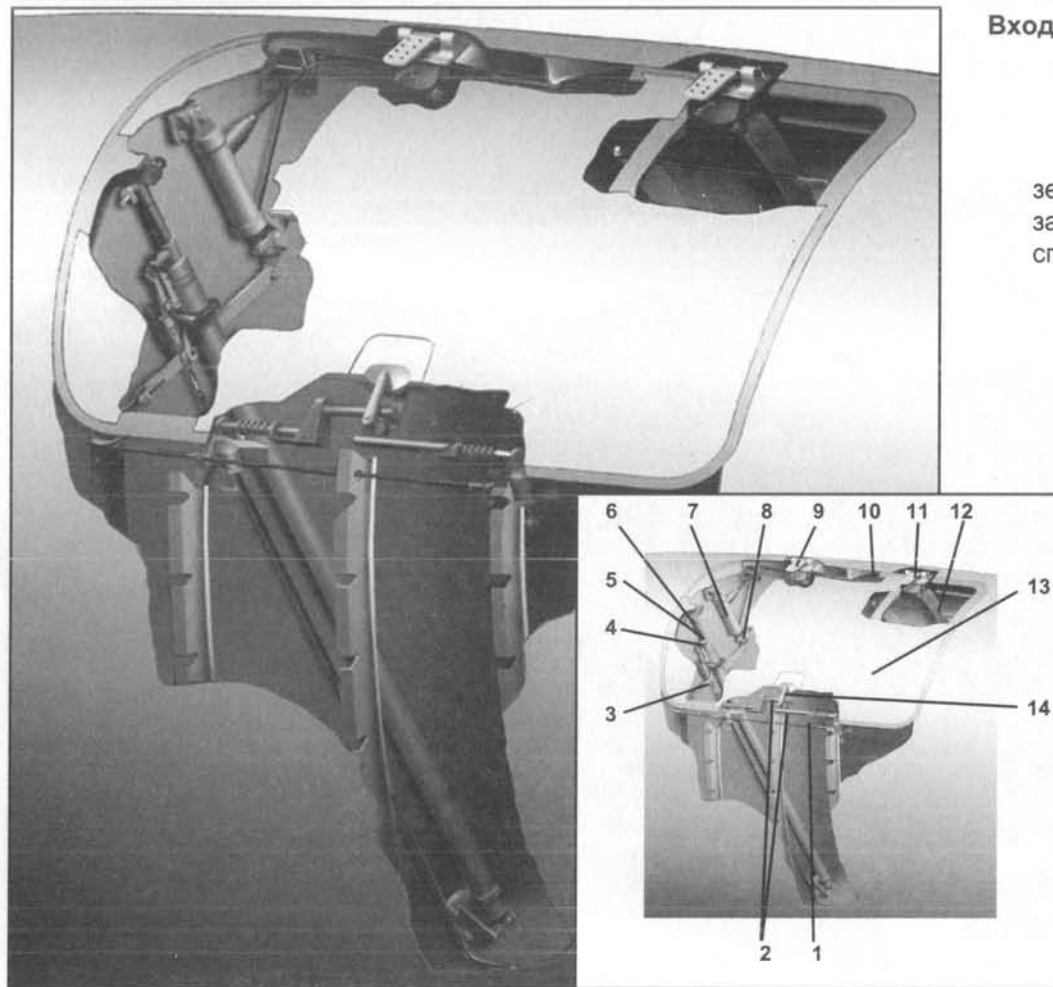


Рис. 2. Фюзеляж

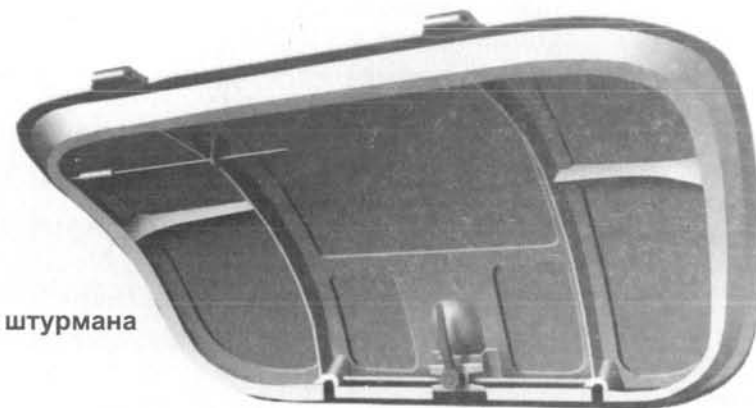


Каждое сиденье устанавливается в кабине на двух направляющих швеллерах, закрепленных болтами на шпангоутах 6 и 11. Механизм катапультирования представляет собой цилиндр, внутри которого помещается шток, имеющий на верхнем конце головку. В головке смонтирован спусковой механизм и ушковой стакан для крепления штока к подголовнику сиденья. Головка соединяется со штоком на резьбе. Фонарь летчика открывается слева направо и в открытом положении удерживается ограничительным тросом. Ручка открытия фонаря находится на левом борту фюзеляжа.

Рис. 3. Катапультирование штурмана



Входной люк штурмана



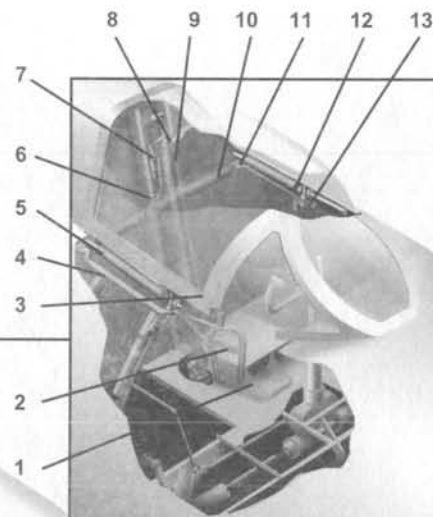
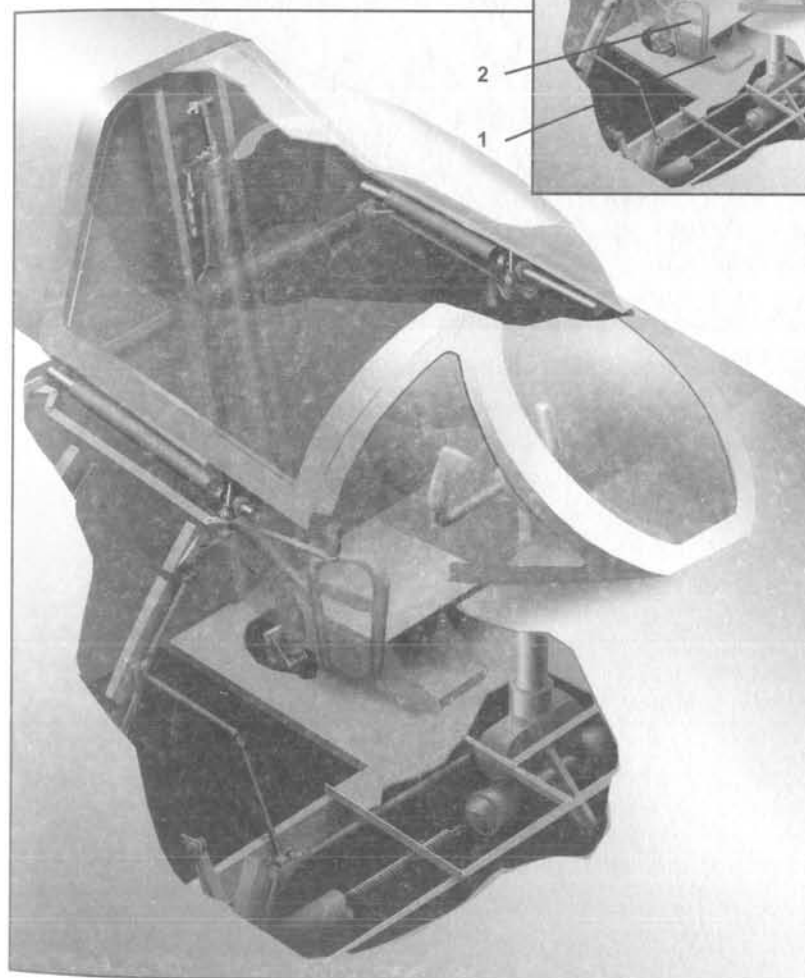
Ручка аварийного открытия фонаря находится на правом борту фюзеляжа, при аварийном открывании фонаря освобождаются одновременно замки на левом и правом бортах фюзеляжа. Люк штурмана открывается справа налево и в открытом положении удерживается стойкой.

Сиденье летчика



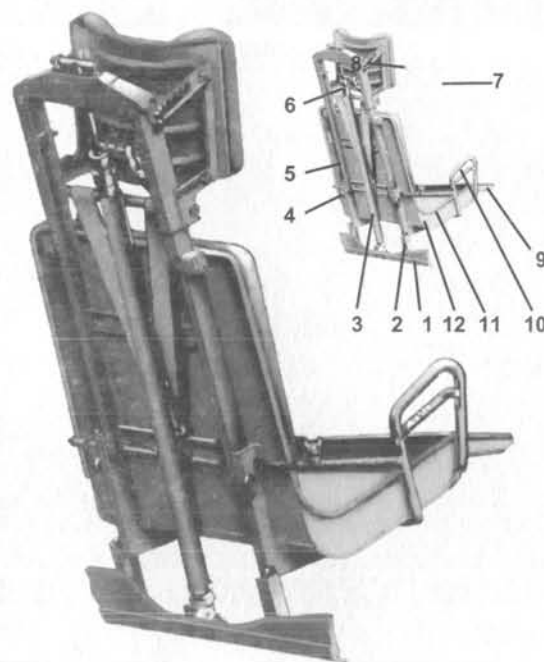
1. Тяга.
2. зубчатая рейка.
3. Лента.
4. Чека выстрела.
5. Предохранительная чека.
6. Цилиндр катапультирования.
7. Цилиндр аварийного открытия фонаря.
8. Качалка.
9. Петля люка.
10. Тяга.
11. Петля люка.
12. Стойка.
13. Люк штурмана.
14. Ручка открытия люка.

Рис. 4.
Катапультирование летчика



1. Подножка.
2. Скоба выстрела.
3. Ручка аварийного открытия фонаря.
4. Тяга.
5. Ось.
6. Качалка.
7. Чека выстрела.
8. Предохранительная чека.
9. Цилиндр катапультирования.
10. Поперечная тяга.
11. Ось.
12. Тяга.
13. Ручка открытия фонаря.

Рис. 5. Кресло пилота и штурмана



1. Шпангоут 6,11.
2. Направляющая.
3. Стреляющий механизм.
4. Ролик.
5. Силовая рама.
6. Предохранительная чека стреляющего механизма.
7. Гребенка регулировки положения.
8. Заголовник.
9. Подножка.
10. Ручка выстрела.
11. Трубка под трос управления выстрелом.
12. Парашютная чашка.

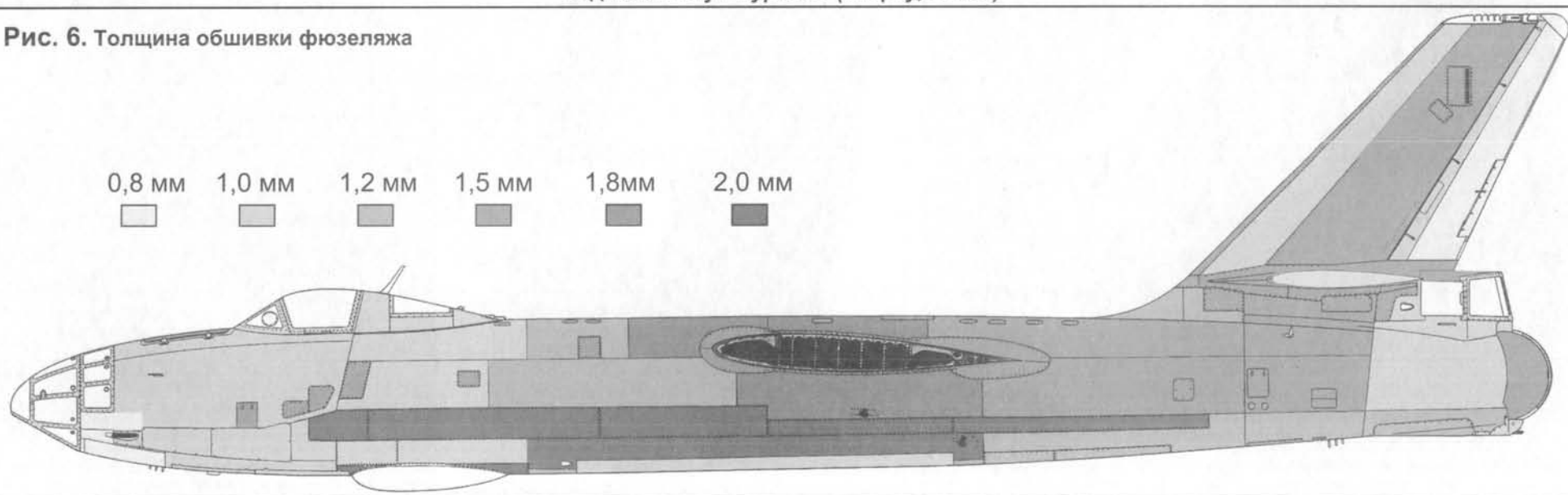


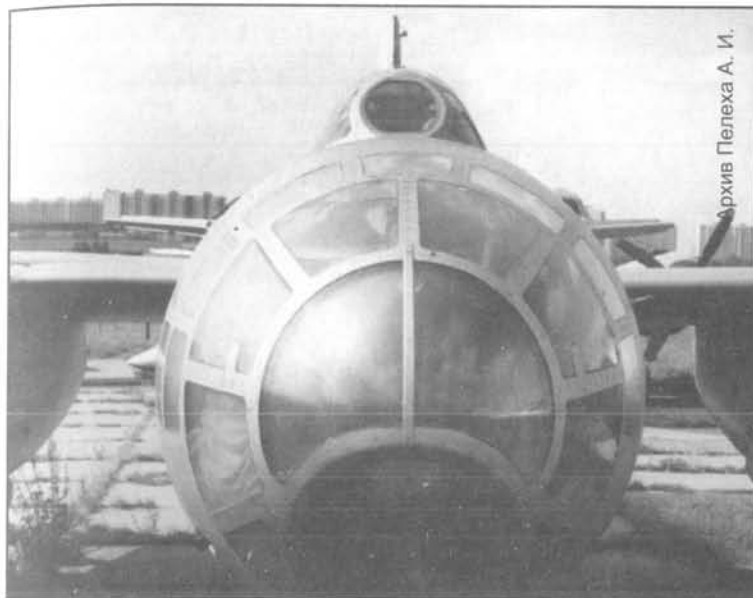
Входной люк стрелка-радиста



Вид на кабину штурмана (сверху, слева)

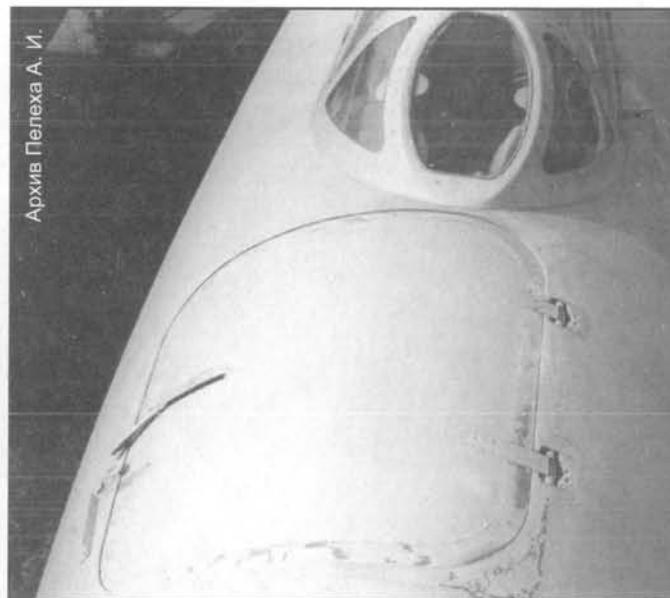
Рис. 6. Толщина обшивки фюзеляжа





Архив Пелеха А. И.

Кабина штурмана (вид спереди)



Архив Пелеха А. И.



Архив Пелеха А. И.

Входной люк и кабина штурмана



Архив Пелеха А. И.



Архив Мейсера

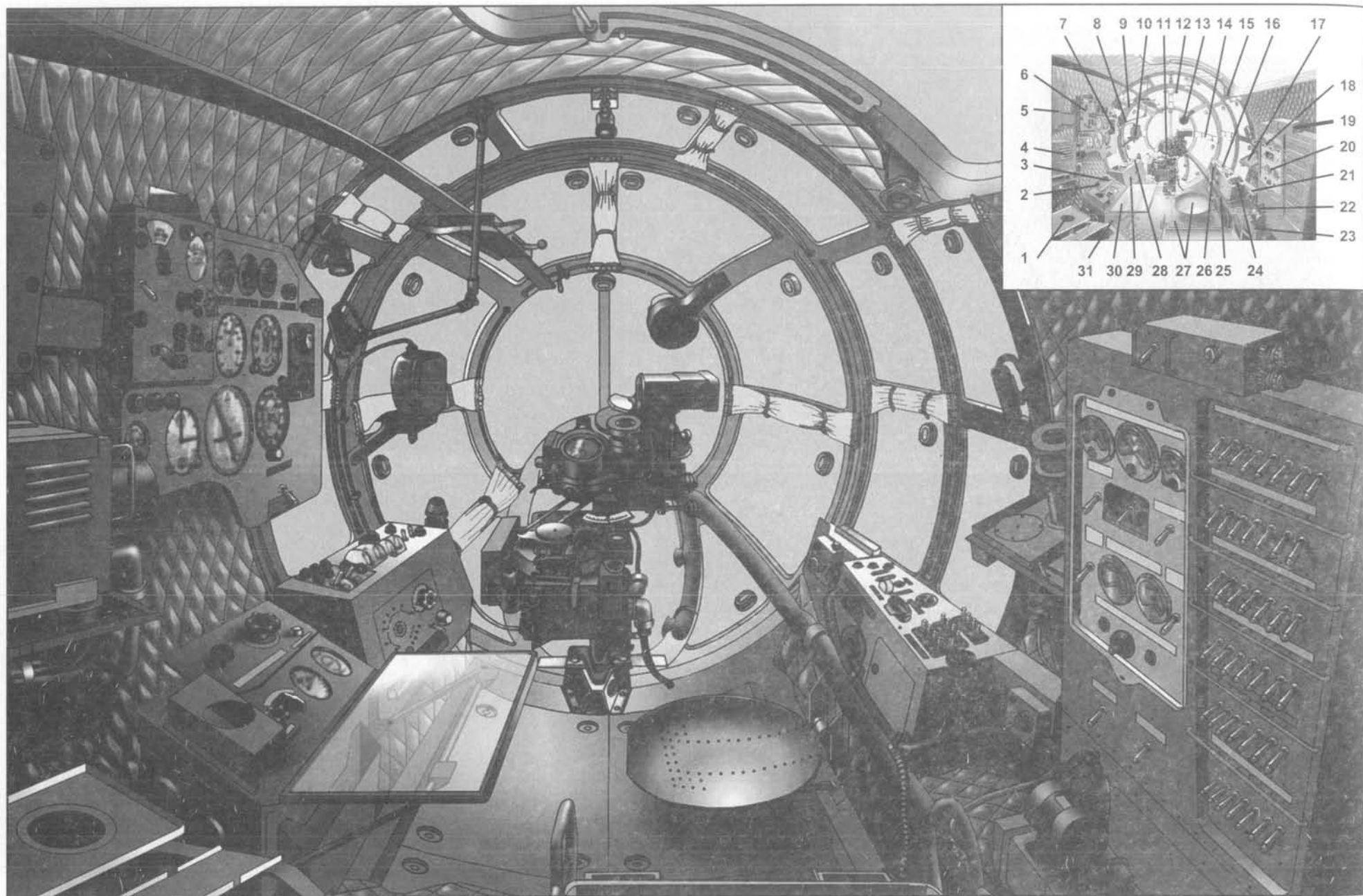


Рис. 7. Кабина штурмана

1. Площадки установки агрегатов ПСБН-8М.
2. Переключатель проверки ламп бомбардировочного вооружения.
3. Панель вентилей и индикаторов подачи кислорода.
4. Индикатор РВ-10.
5. Разветвительная коробка СПУ-5.
6. Распределительная коробка и щиток управления АРК-5.
7. Приборная доска штурмана.
8. Лампы белого света КЛСРК-45.
9. Лампы АРУФОШ-45.
10. Фотокинопулемет С-13.
11. Курсовой стабилизатор АП-5 и прицел ОПБ-5СН.
12. Осушительные патроны остекления.
13. Магнитный компас КИ-11.
14. Шторка.
15. Кран аварийного сброса люка штурмана и снятия предохранителя катапульты.
16. Правый пульт штурмана.
17. Боковой визир.
18. Центральное распределительное устройство электросистемы.
19. Блок автоматов защиты электросистемы.
20. Приборная панель электросистемы.
21. Командный прибор перспективной фотоустановки АФА-БА.
22. Кислородная маска.
23. Умформер СПУ-5.
24. Кран герметизации входного люка.
25. Трубопровод вентиляции и обогрева кабины.
26. Командный прибор плановой фотоустановки КПАФА-33.
27. Катапультуемое и откидное сиденье штурмана.
28. Пульт управления створками бомбоблока.
29. Пульт управления бомбосбрасыванием.
30. Откидной столик.
31. Карман для карт.



Щиток управления АРК-5

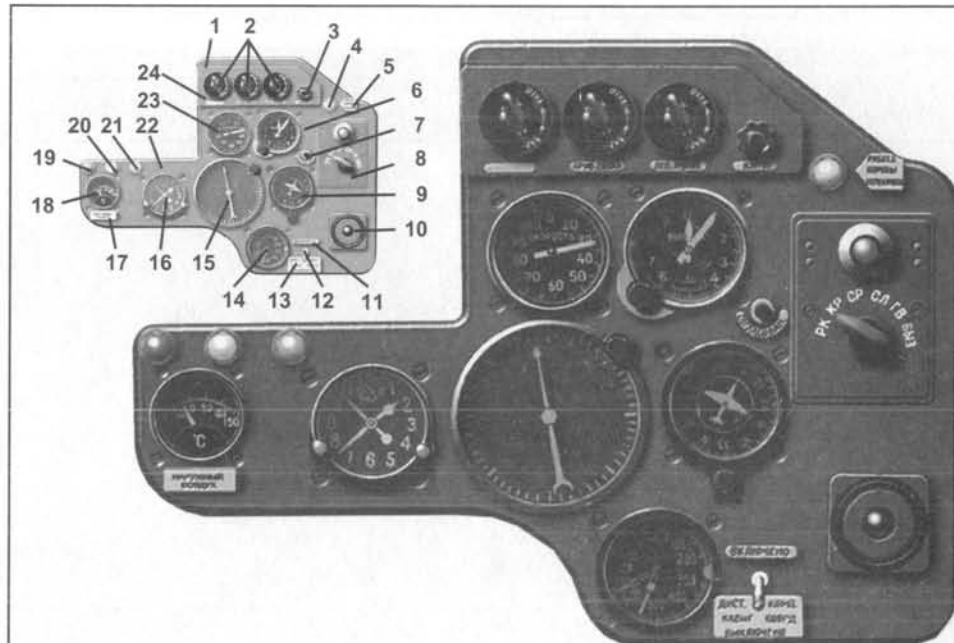
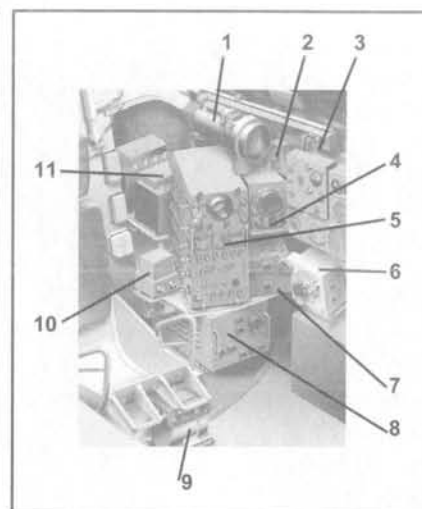
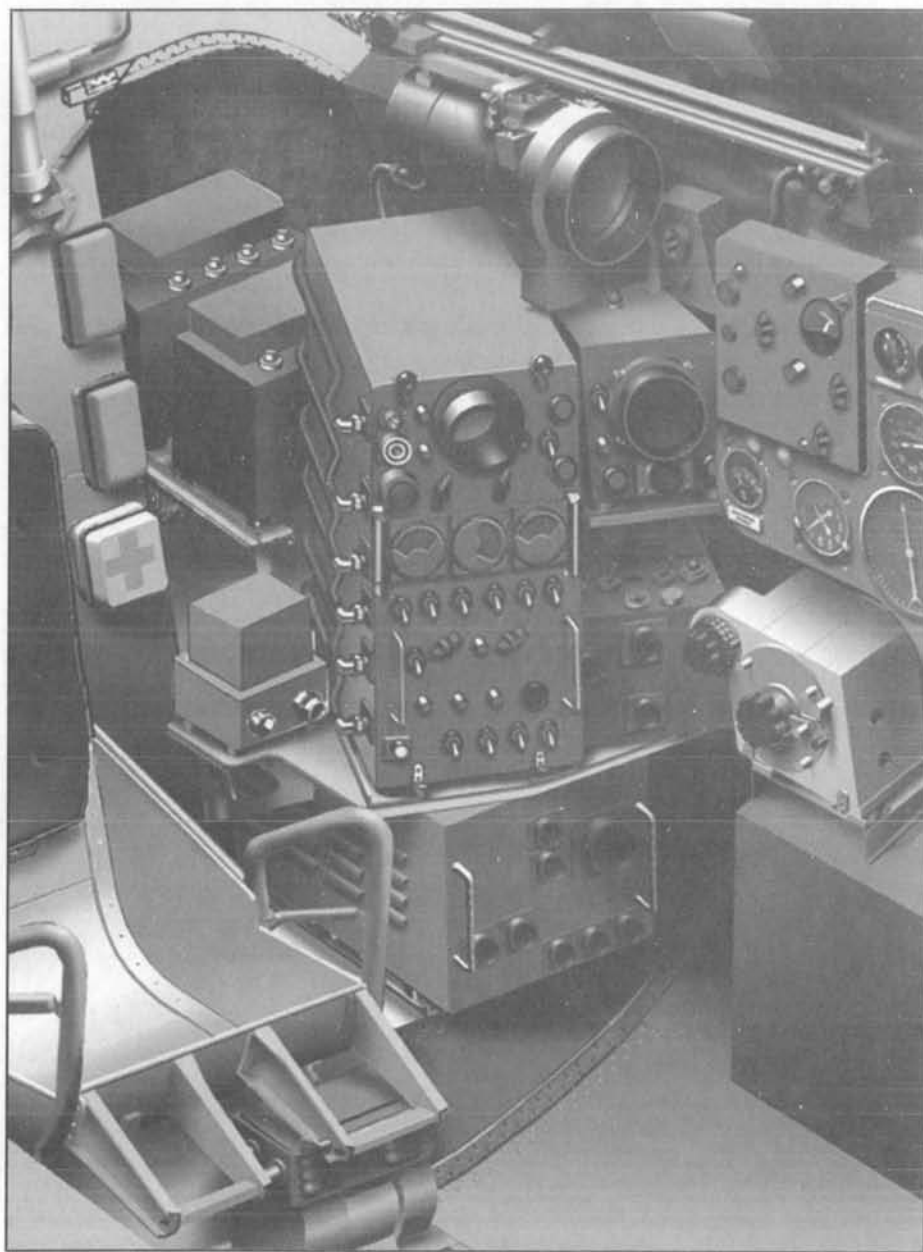


Рис. 8. Доска приборов штурмана

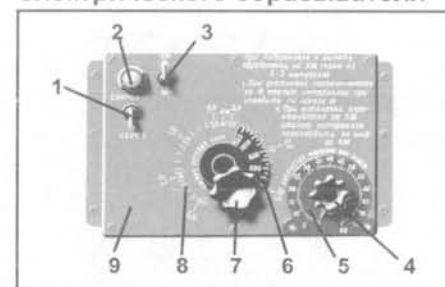
1. Электрощиток.
2. Реостат РУФО-48.
3. Реостат РИК-49.
4. Лампа СМ-30 с желтым светофильтром.
5. Трафаретка.
6. Указатель высоты ВД-17.
7. Кнопка согласования 5-КС.
8. Абонентский аппарат СПУ-5.
9. Автомат курса НИ-50Б.
10. Датчик ветра НИ-50Б.
11. Трафаретка.
12. Выключатель.
13. Трафаретка.
14. Счетчик НИ-50Б.
15. Указатель АРК-5 (СУШ-7).
16. Часы АЧХО.
17. Трафаретка.
18. Указатель температуры наружного воздуха ТУЭ-48.
19. Лампа СМ-30 (с красным светофильтром).
20. Лампа СМ-30 (с белым светофильтром).
21. Лампа СМ-30 (с зеленым светофильтром).
22. Панель доски приборов штурмана.
23. Указатель скорости КУС-1200.
24. Трафаретка освещения ПСБН-М.

Рис. 9. Оборудование задней части кабины штурмана



1. Трубка оператора.
2. Щиток поиска.
3. Щиток управления помпой ПСБН-М.
4. Индикатор РВ-10.
5. Отметчик ПСБН-М.
6. Счетно-решающий механизм.
7. Блок азимутальной стабилизации.
8. Блок питания ПСБН-М.
9. Мотор-алтернатор МА-250.
10. Усилитель СПУ.
11. Радиостанция РСИУ-3.

Передняя крышка электрического сбрасывателя



1. Переключатель установки вида бомбометания.
2. Лампочка, сигнализирующая о готовности прибора.
3. Переключатель установки линейных интервалов серии.
4. Рукоятка установки количества импульсов.
5. Шкала количества импульсов.
6. Шкала путевых скоростей самолета в км/ч.
7. Рукоятка установки интервалов между импульсами.
8. Шкала линейных интервалов между бомбами в серии в м или км.
9. Панель.



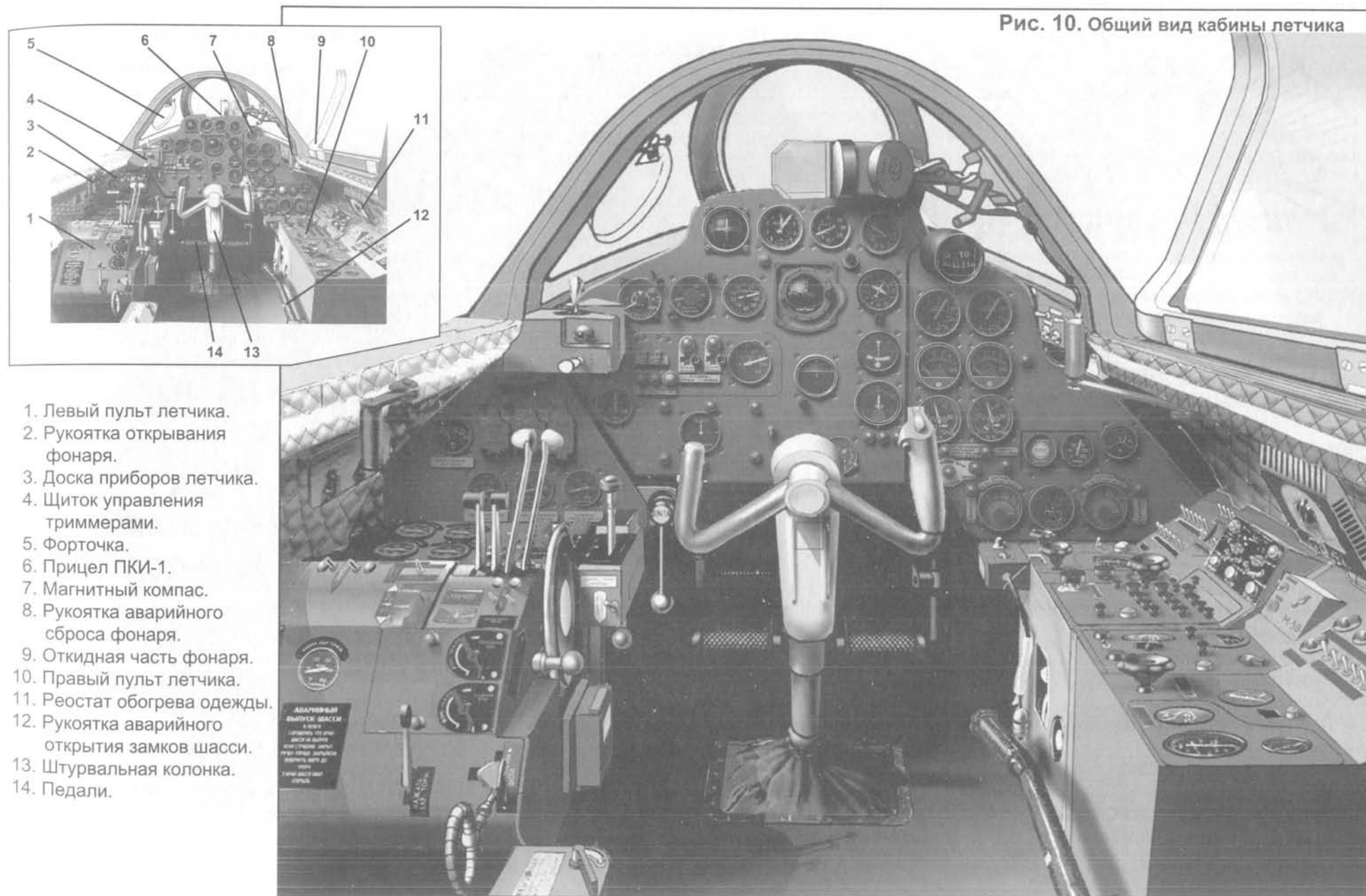


Рис. 10. Общий вид кабины летчика

1. Левый пульт летчика.
2. Рукоятка открывания фонаря.
3. Доска приборов летчика.
4. Щиток управления триммерами.
5. Форточка.
6. Прицел ПКИ-1.
7. Магнитный компас.
8. Рукоятка аварийного сброса фонаря.
9. Откидная часть фонаря.
10. Правый пульт летчика.
11. Реостат обогрева одежды.
12. Рукоятка аварийного открытия замков шасси.
13. Штурвальная колонка.
14. Педали.

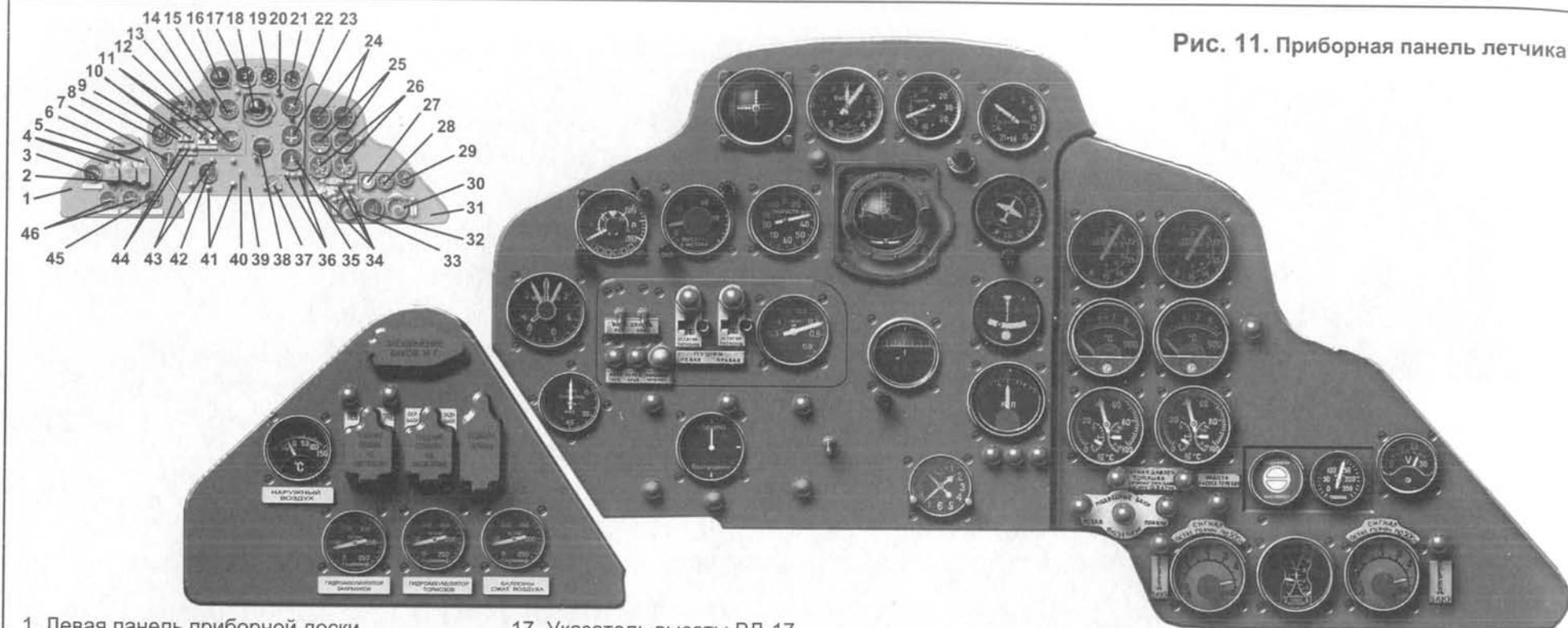
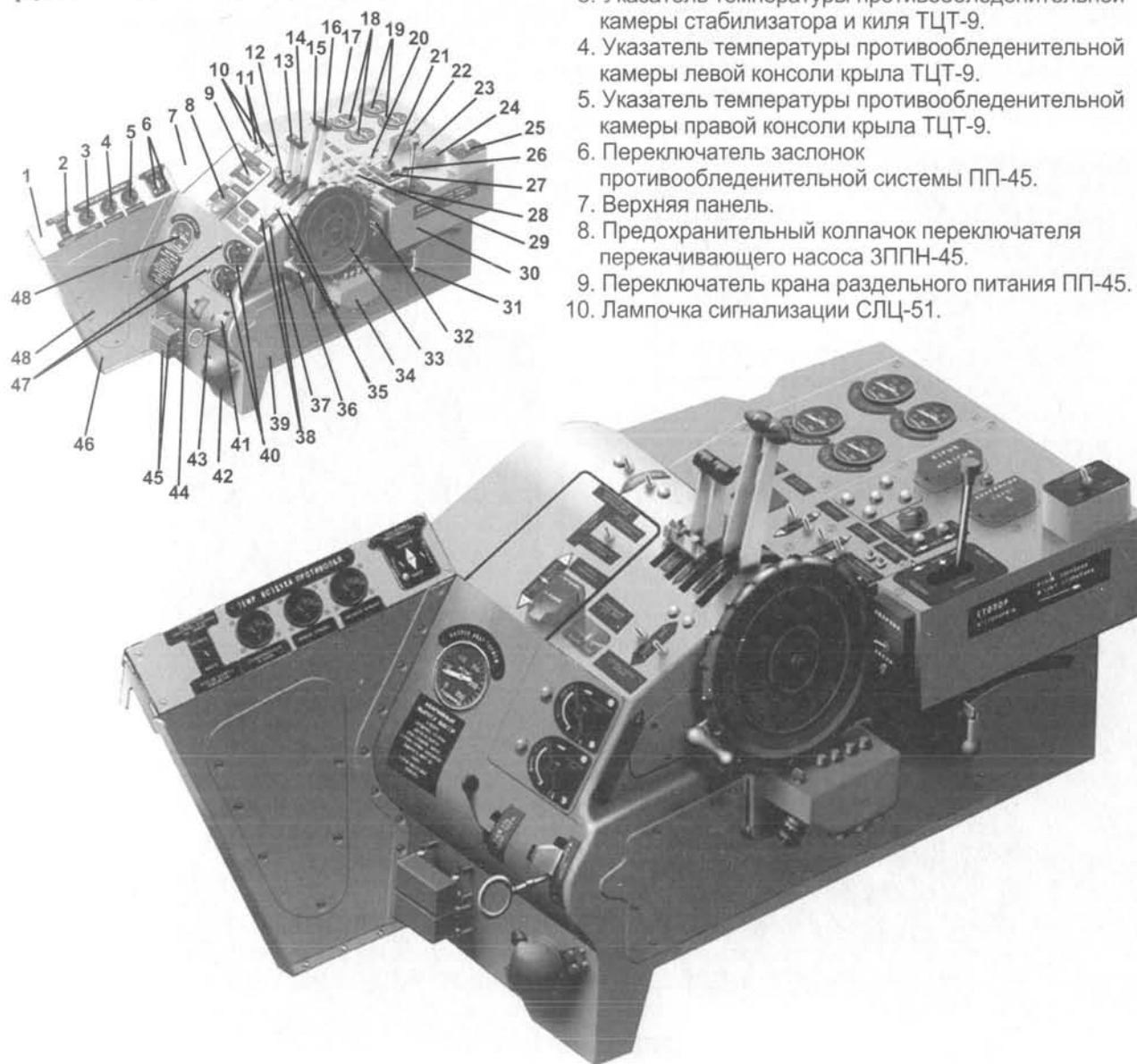


Рис. 11. Приборная панель летчика

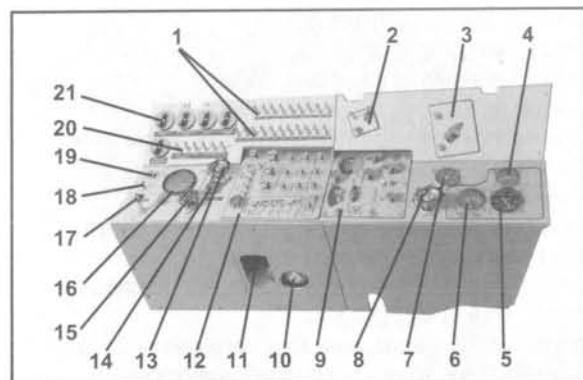
- | | | |
|--|--|---|
| 1. Левая панель приборной доски. | 17. Указатель высоты ВД-17. | 32. Керосиномер двухстрелочный СТЭС-1147. |
| 2. Предохранительный колпачок кнопки 5-КС. | 18. Авиагоризонт АГБ-1. | 33. Керосиномер однострелочный СТЭС-1147. |
| 3. Термометр наружного воздуха ТУЭ-48. | 19. Вариометр ВАР-30-3. | 34. Лампа красного цвета СМ-30. |
| 4. Лампа СМ-30 в арматуре СЛЦ-51. | 20. Лампа белого цвета СМ-30. | 35. Указатель КИП-автопилота. |
| 5. Колпачок переключателя ПП-5. | 21. Индикатор радиоконцентра АРК-5. | 36. Лампы красного цвета СМ-30. |
| 6. Колпачок выключателя В-45. | 22. Индикатор ДГМК-3. | 37. Часы АВРМ. |
| 7. Указатель положения щитков УЗП-47. | 23. Указатель поворота ЭУП-46. | 38. Гирополукомпас ГПК-48. |
| 8. Акселерометр А-8. | 24. Тахометр ТЭ-15. | 39. Центральная панель. |
| 9. Лампа СМ-30 в арматуре СЛЦ-51. | 25. Термометр выхлопных газов ТВГ-11. | 40. Переключатель ПП-45. |
| 10. Выключатель В-45. | 26. Трехстрелочный индикатор давления топлива, масла и температуры масла ЭМИ-3Р. | 41. Лампа зеленого цвета СМ-30. |
| 11. Счетчик патронов УСБ-1. | 27. Указатель кислородного потока. | 42. Указатель положения шасси УША-48. |
| 12. Индикатор дальности СД-1. | 28. Индикатор кислорода ИК-18. | 43. Лампы красного цвета СМ-30. |
| 13. Указатель числа М (Мах-0,95). | 29. Вольтметр В-46. | 44. Кнопка 234-КС. |
| 14. Индикатор радиовысотометра РВ-2. | 30. Керосиномер однострелочный СТЭС-1147. | 45. Манометр воздушный МВ-250М. |
| 15. Указатель скорости КУС-1200. | 31. Правая панель. | 46. Манометр гидравлический МГ-250М. |
| 16. Индикатор слепой посадки ПСП-48. | | |

Рис. 12. Левый пульт летчика



1. Панель указателей противообледенительной системы и включения обогрева кабин на земле.
2. Переключатель обогрева кабин на земле ПП-45.
3. Указатель температуры противообледенительной камеры стабилизатора и киля ТЦТ-9.
4. Указатель температуры противообледенительной камеры левой консоли крыла ТЦТ-9.
5. Указатель температуры противообледенительной камеры правой консоли крыла ТЦТ-9.
6. Переключатель заслонок противообледенительной системы ПП-45.
7. Верхняя панель.
8. Предохранительный колпачок переключателя перекачивающего насоса ЗППН-45.
9. Переключатель крана раздельного питания ПП-45.
10. Лампочка сигнализации СЛЦ-51.
11. Переключатель противопомпажного устройства ПП-45.
12. Ограничитель стоп-кранов.
13. Сектор левого стоп-крана.
14. Сектор правого стоп-крана.
15. Сектор левого дроссельного крана.
16. Сектор правого дроссельного крана.
17. Панель манометров гидровоздушной системы.
18. Манометр воздушный МВ-100М.
19. Манометр гидравлический МГ-100М.
20. Лампочка сигнальная СЛЦ-51 (белого цвета).
21. Колпачок кнопки (закрытие люка).
22. Выключатель электросети «взрыв – невзрыв» (под колпачком) 2В-45.
23. Лампочка сигнализации красного цвета СЛЦ-51.
24. Выключатель (под колпачком) электроцепи «Аварийный сброс» 2ПП-45.
25. Выключатель командной радиостанции 2В-45.
26. Лампочка сигнализации зеленого цвета с СЛЦ-51.
27. Лампочка сигнализации с СЛЦ-51 (белого цвета).
28. Кран управления закрылками.
29. Панель запуска двигателей.
30. Панель.
31. Ручка стопора.
32. Выключатель аварийного выключения аккумуляторов 2В-45.
33. Штурвал управления триммерами руля высоты.
34. Пульт управления командной радиостанции.
35. Лампочка сигнальная белого цвета СЛЦ-51.
36. Ручка стопора секторов управления двигателями.
37. Панель.
38. Выключатель изолирующих клапанов В45.
39. Панель боковая.
40. Реостат подкачивающего насоса РБК-45А.
41. Панель воздушных кранов.
42. Звуковой сигнал (сирена) С-1.
43. Кран шасси.
44. Клапан аварийного торможения ПУ-7.
45. Реле РТ-40.
46. Стенка задняя.
47. Лампочка сигнализации зеленого цвета СЛЦ-51.
48. Панель-люк.
49. Манометр баллона аварийного торможения МВ-250М.

Рис. 13. Правый пульт летчика



1. Автоматы защиты электросети.
2. Щиток управления курсовым и глиссадным радиоприемником.
3. Пульт управления СРО.
4. Термометр воздуха кабины.
5. Указатель расхода воздуха УРВ-175.
6. Термометр нагнетаемого в кабины воздуха.
7. Манометр системы герметизации.
8. Кран герметизации.
9. Щиток управления АРК-5.
10. Кнопка очистки легочного автомата.
11. Выключение автомата подсоса воздуха кислородного прибора.
12. Пульт управления автопилотом.
13. Кислородный вентиль.
14. Рукоятка управления кислородным редуктором.
15. Кран регулятора давления РД-3.
16. Указатель высоты и перепада давления.
17. Рукоятка магистральной заслонки подачи воздуха в кабины.
18. Переключатель звонка опасного перепада давления.
19. Сигнальная лампочка опасного перепада давления в кабине.
20. Выключатель ОНО.
21. Реостат УФО.

Оборудование в левой задней части кабины летчика

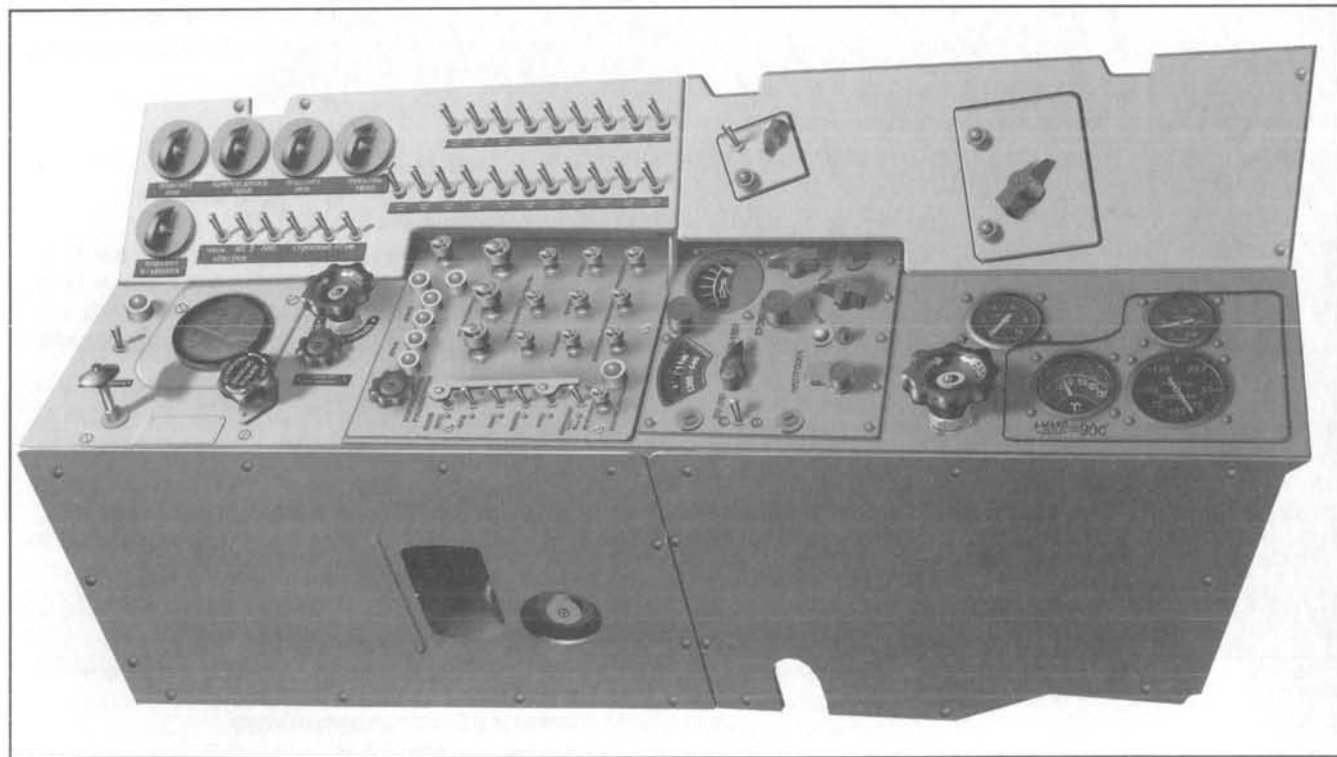
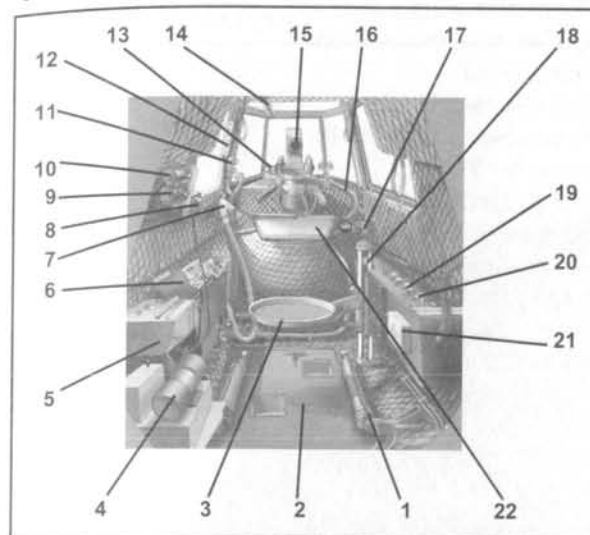


Рис. 14. Кабина хвостового стрелка



1. Воздушные подъемники входного люка.
2. Входной люк.
3. Сиденье.
4. Умформер РСБ-5.
5. Правый пульт стрелка.
6. Приемник РСБ-5.
7. Кислородная маска со шлангом.
8. Абонентский аппарат СПУ-5.
9. Указатель скорости КУС-1200.
10. Указатель высоты ПД-15.
11. Сигнальные лампы.
12. Щиток трехцветной сигнализации.

13. Счетчик патронов.
14. Лампа белого цвета.
15. Прицельная станция АСП-5.
16. Шланг вентиляции.
17. Щиток ключа радиосвязи.
18. Крепление сиденья.
19. Указатель расхода воздуха.
20. Левый пульт стрелка.

21. Аптечка.
22. Столик.
23. Антенный блок.
24. Коммутирующее устройство.
25. Передатчик РСБ-5.
26. Умформер РСБ-5.

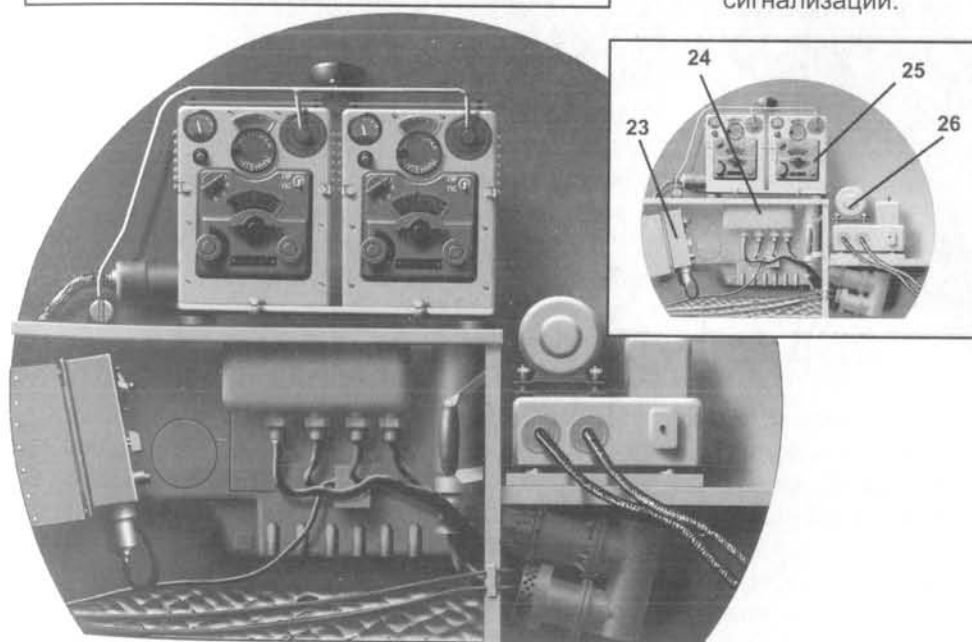
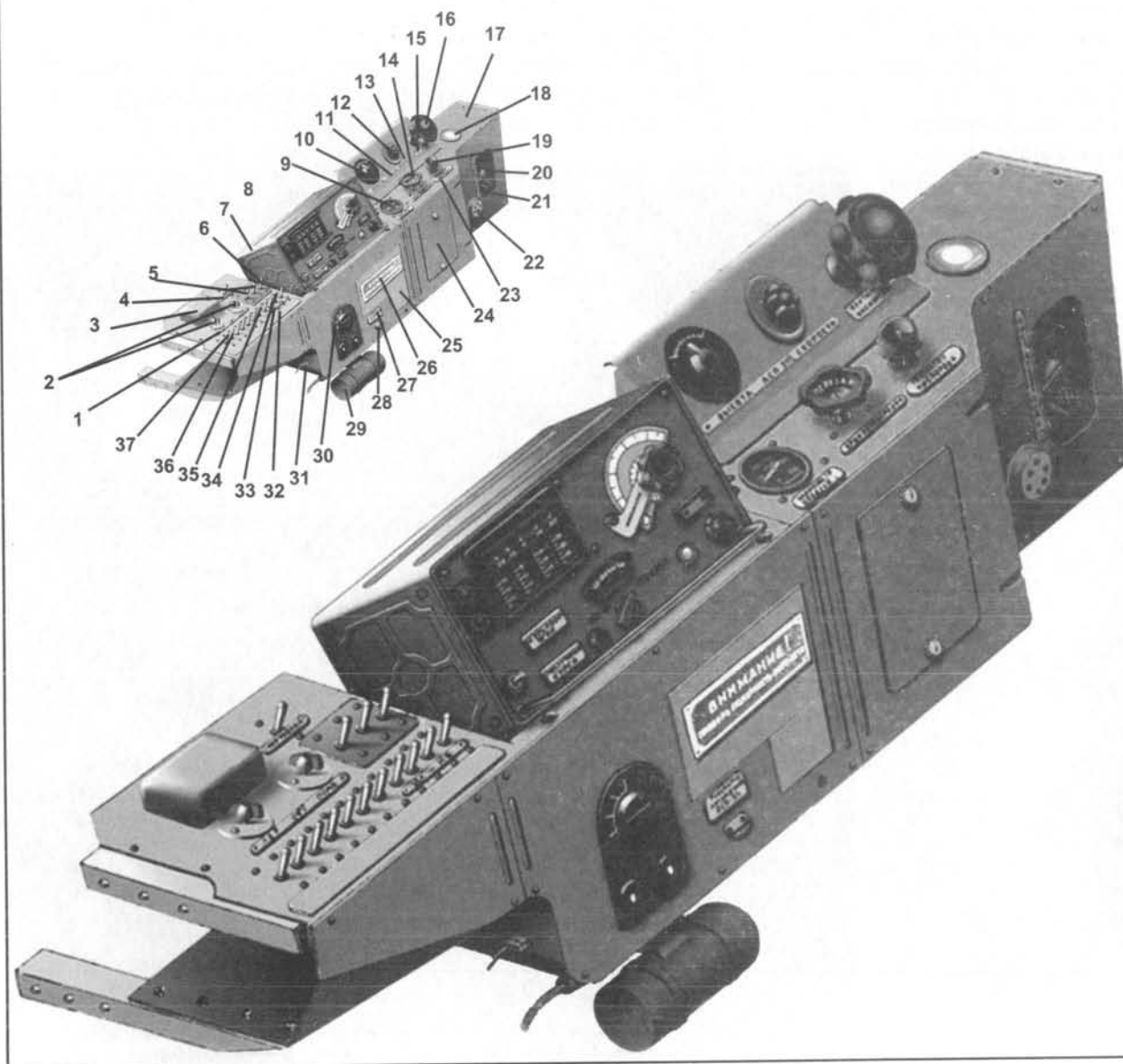


Рис. 15. Вид на переднюю стенку кабины стрелка

Рис. 16. Левый пульт стрелка



1. Трафаретка.
2. Реостат РУФО-48.
3. Коробка предохранителей.
4. Трафаретка.
5. Выключатель В-45.
6. Переключатель ППН-45.
7. Приемник УСП.
8. Трафаретка.
9. Воздушный манометр.
10. Переключатель АСП-ЗП.
11. Трафаретка.
12. Рукоятка коробки скоростей АСП-ЗП.
13. Трафаретка.
14. Вентиль перезарядки.
15. Трафаретка.
16. Вентиль кислорода КВ-2.
17. Верхняя панель.
18. Указатель кислорода ИК-18.
19. Редуктор кислорода КР-14А.
20. Кислородный прибор КП-18.
21. Трафаретка.
22. Штепсельный разъем обогрева одежды.
23. Трафаретки.
24. Крышка лючка подхода к кислородному оборудованию.
25. Трафаретка о порядке ожидания самолета.
26. Трафаретка о порядке проверки установки ИЛ-К6.
27. Трафаретка.
28. Штепсельная розетка 48-К.
29. Умформер РУ-11АМ.
30. Реостат обогрева одежды РОЭ-45.
31. Разветвительная колодка 73-К.
32. Трафаретка.
33. Трафаретка ИЛ-К6.
34. Автомат защиты сети АЗС-30.
35. Автомат защиты сети АЗС-10.
36. Автомат защиты сети АЗС-5 (тумблера: № 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 11 счет слева направо).
37. Автомат защиты сети АЗС-50.

Рис. 17. Правый пульт стрелка



1. Панель.
2. Выключатель В-45.
3. Панель.
4. Указатель высоты и перепада давления УВПД-3.
5. Трафаретка.
6. Часы АВРМ.
7. Расходомер воздуха УВР-175У.
8. Термометр ТВ-45.
9. Вольтметр В-46.
10. Выключатель 2В-45.
11. Кассета поправочных таблиц.
12. Панель.
13. Крышка лючка.
- 14, 15. Панель.

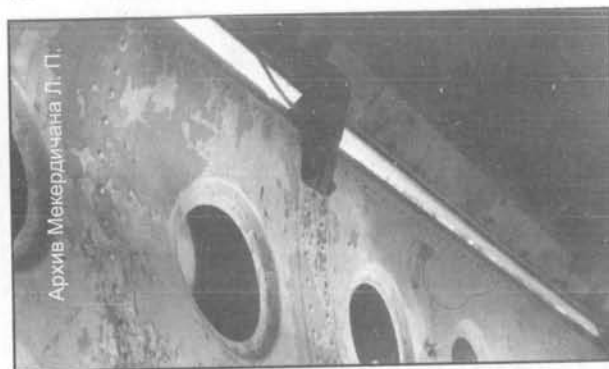
Управление створками бомболюка

Управление створками бомболюка осуществляется от общей воздушной системы самолета при помощи воздушного цилиндра и двух механизмов, расположенных на шпангоутах 18 и 29 фюзеляжа. Воздух от самолетной сети проходит в воздушный цилиндр управления люками через два электромагнитных клапана ЭК-48, поставленных в линии закрытия и открытия створок. Управление клапанами ЭК-48 осуществляется с помощью нажимного переключателя, находящегося на левом пульте штурмана. В воздушных линиях открытия и закрытия люков поставлено по одному переключателю. Переключатель отключает аварийную систему при пользовании основной и основную при пользовании аварийной.

При пользовании основной системой воздух от самолетной сети проходит через клапан ЭК-48 и переключатель в цилиндр управления створками. Механизм управления створками установлен на литом кронштейне, закрепленном на поперечных профилях шпангоута 18. При подаче воздуха в цилиндр на открытие шток выходит из цилиндра и перемещает рейку, которая вращает шестерню и одновременно качалку. Качалка перемещает тяги, и створки открываются. От ролика переднего механизма идут тросы ϕ -5 мм через переходные ролики на ролик заднего механизма, установленного на шпангоуте 29. Задний механизм по принципу работы аналогичен переднему механизму управления створок. Створки как в открытом, так и в закрытом положении удерживаются механизмом управления. Это достигается тем, что в крайнем положении качалок тяги переходят в мертвую точку.

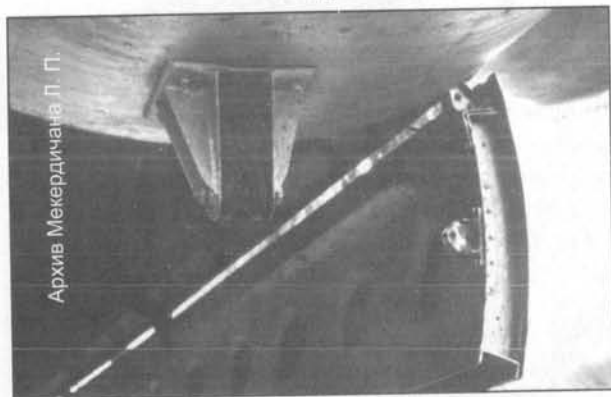
При отказе основной системы управления люками предусмотрена аварийная система. Аварийный воздушный баллон емкостью 4 л под давлением 120–150 кг/см² установлен в бомбоотсеке. Рабочее давление в системе — 45 кг/см². В аварийной системе также установлены два клапана ЭК-48. Управление клапанами ЭК-48 осуществляется от нажимного переключателя, установленного на левом пульте штурмана. ЭК-48 в линии закрытия люков дополнительно управляется от кнопки, установленной на левом пульте летчика. Воздух от аварийного баллона через клапан ЭК-48 и переключатель, отсекающий основную систему, проходит в цилиндр управления люками.

В электросхеме управления замками предусмотрена блокировка, исключающая сброс бомб при закрытых люках.



Архив Мекердичана Л. П.

Узел навески бомболюка

Вспомогательная траверса
подвески бомб и торпед

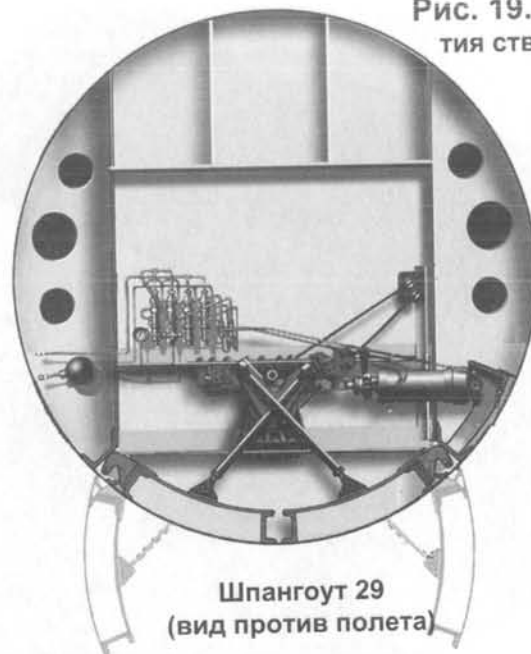
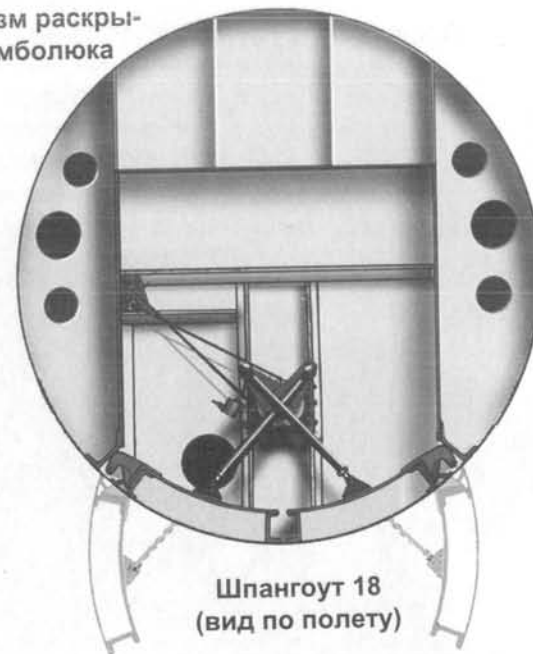
Архив Мекердичана Л. П.

Бомболюк



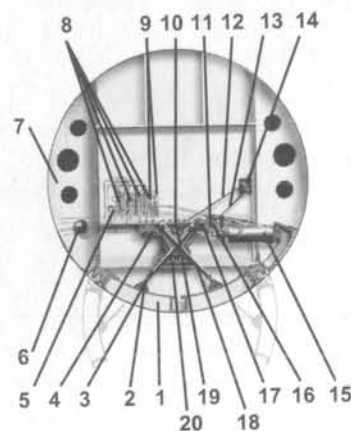
Архив Мекердичана Л. П.

Рис. 19. Механизм раскрытия створок бомболюка

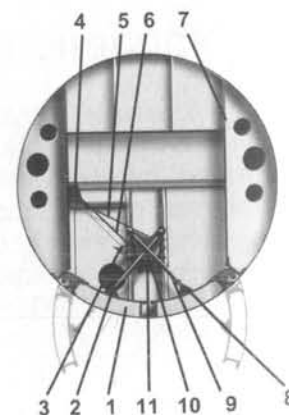
Шпангоут 29
(вид против полета)Шпангоут 18
(вид по полету)

1. Створка бомболюка.
2. Кронштейн бомболюка.
3. Качалка.
4. Микровыключатель ВК2-140А-1.

5. Манометр МВ-250М.
6. Аварийный баллон емкостью 4 л.
7. Шпангоут 18.
8. Электроклапан ЭК-48.
9. Переключатель.
10. Прижимной ролик.
11. Микровыключатель ВК2-140А-1.
12. Трос 7x195.
13. Трос 7x195.
14. Кронштейн с роликами.
15. Цилиндр.
16. Передний кронштейн крепления цилиндра.
17. Зубчатая рейка.
18. Тяга.
19. Ролик.
20. Корпус.



1. Створка бомболюка.
2. Кронштейн бомболюка.
3. Концевой выключатель ВК-44.
4. Кронштейн с роликами.
5. Трос 7x195.
6. Трос 7x195.
7. Стенка бомболюка.
8. Кронштейн.
9. Тяга.
10. Ролик.
11. Корпус.



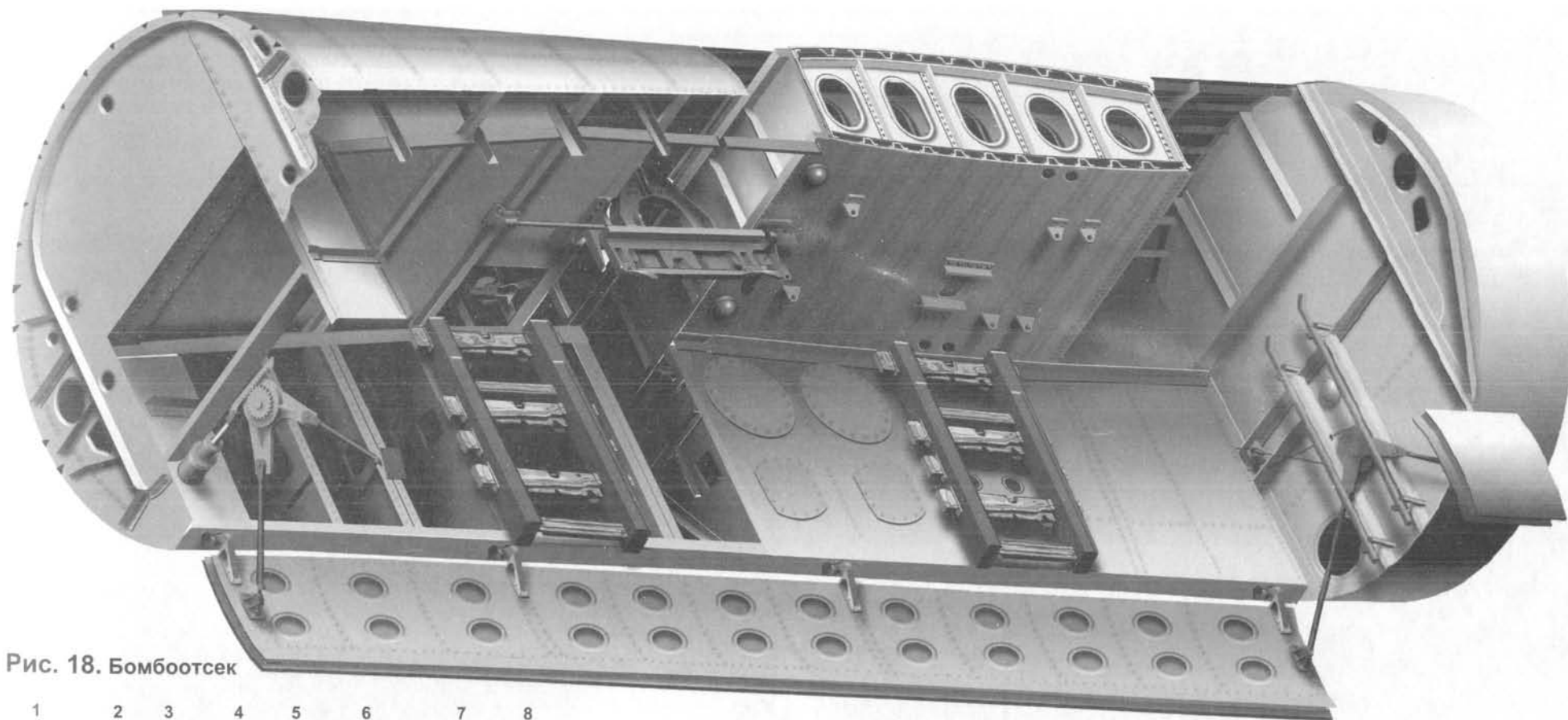
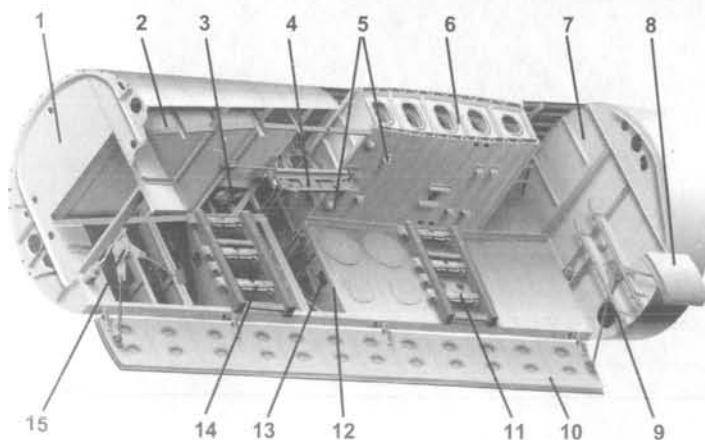


Рис. 18. Бомбоотсек



1. Шпангоут 18.
2. Контейнер бака.
3. Блок подъема.
4. Балочный держатель КД-4.
5. Плафоны освещения бомболюка.
6. Центроплан.
7. Шпангоут 29.
8. Левая створка бомболюка.

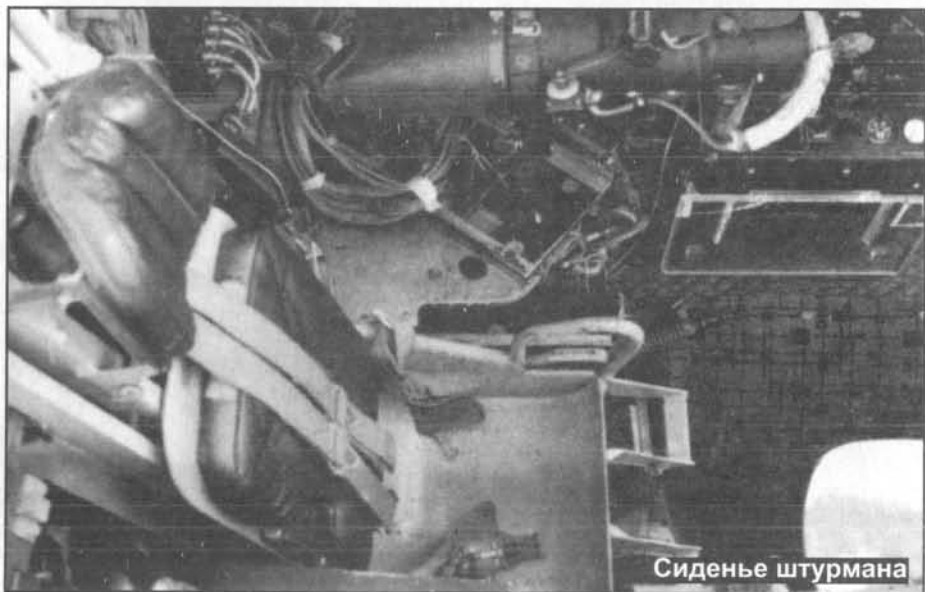
9. Задняя направляющая.
10. Правая створка бомболюка.
11. Кассетный держатель КД-3.
12. Боковая направляющая с опорами.
13. Нижний ролик на шпангоуте 22.
14. Кассетный держатель КД-3.
15. Механизм раскрытия створок.



Вид на приборную доску летчика



Правый пульт летчика



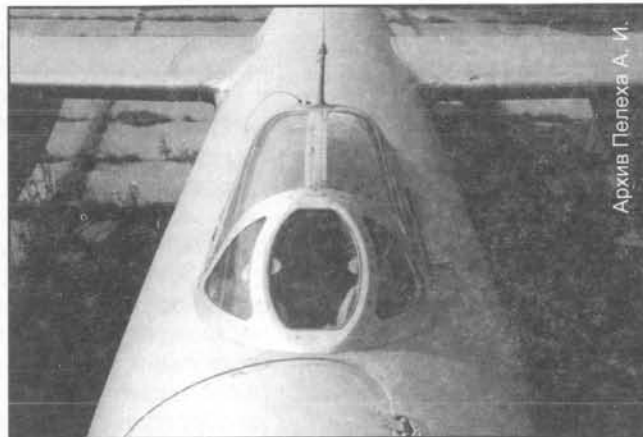
Сиденье штурмана



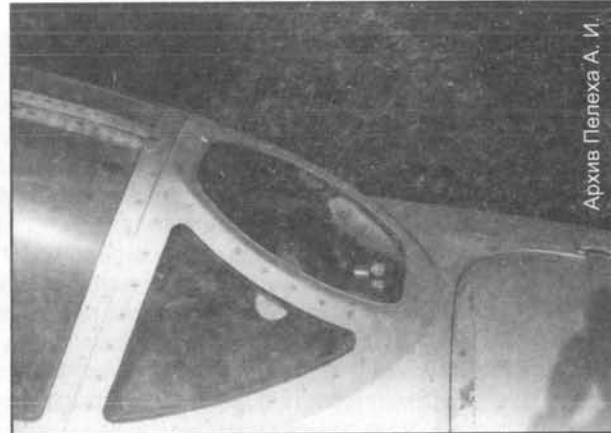
Откидное сиденье и правый пульт штурмана



Архив Пелеха А. И.

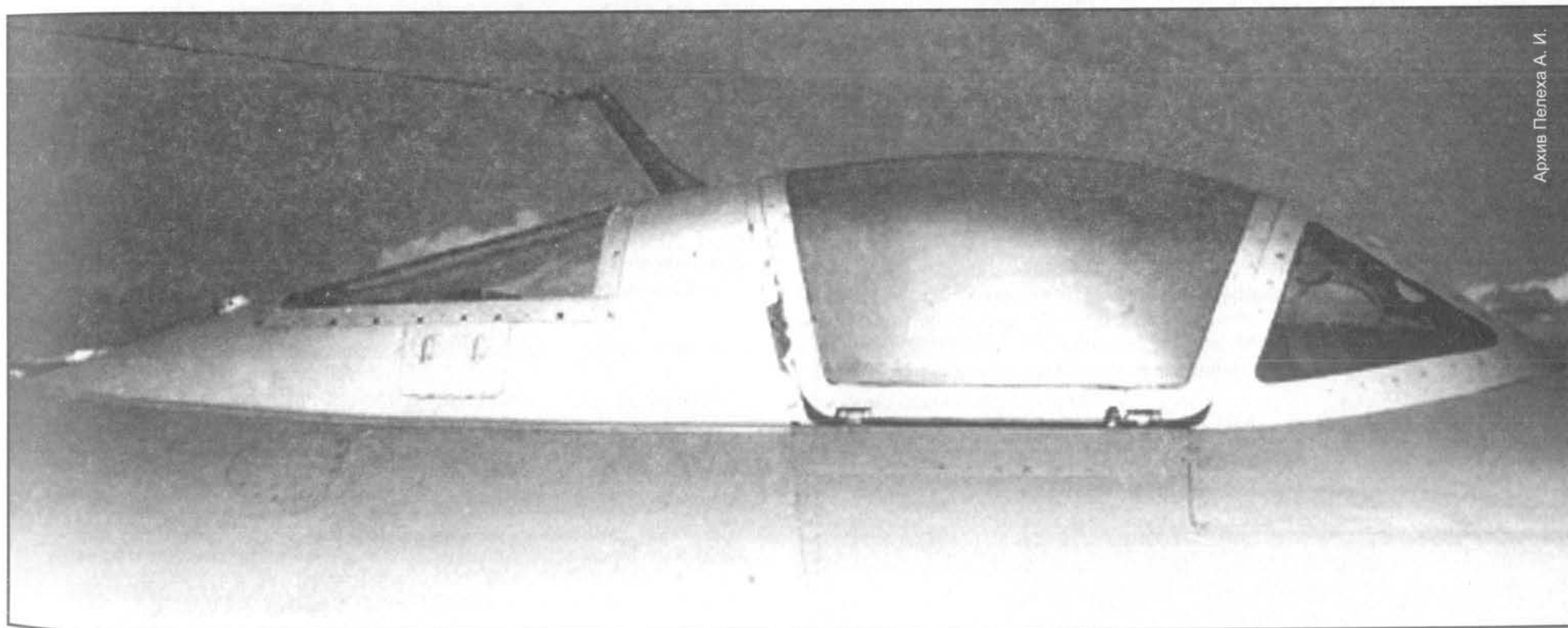


Архив Пелеха А. И.



Архив Пелеха А. И.

Вид на кабину летчика



Архив Пелеха А. И.

КРЫЛО

Крыло самолета — свободнонесущее, трапециевидное, моноблочной конструкции, состоит из центроплана и двух отъемных консолей, к которым крепятся gondолы. Крыло снабжено закрылком, состоящим из четырех секций, и неразрезными элеронами. На правом элероне установлен триммер с электромеханическим управлением. Основной материал элементов силового набора — дюралюминий Д-16Т листовой и прессованные профили. Конструкция отъемных консолей предусматривает технологический разъем крыла в плоскости хорд и разбивку его на шесть панелей. Обшивка и стрингеры являются основными элементами, работающими на изгиб и кручение. Силовой набор крыла показан на рис. 24. Профиль дужки крыла СР-5С с относительной толщиной 12% на всем крыле постоянный. Угол установки крыла $+3^\circ$, постоянный по всему размаху. Технические характеристики крыла представлены ниже.

Отъемная часть крыла включает следующие силовые элементы: 2 лонжерона, по 10 стрингеров на межлонжеронных панелях, по 3 стрингера сверху и по 2 стрингера снизу в носке, 33 нервюры и дюралюминиевую обшивку.

Лонжероны — балки из Д16Т, образованные полками из тавровых профилей и стенками из листового материала. Полки лонжеронов имеют технологический

Площадь крыла, м ²	60,8
Размах общий, м	21,45
Размах центроплана, м	2,4
Корневая хорда, м	3,834
Концевая хорда, м	1,843
Средняя аэродинамическая хорда, м	2,955
Удлинение	7,55
Сужение	2,08
Угол установки крыла	$+3^\circ$
Угол поперечного V центроплана	0°
Угол поперечного V консолей по передней кромке	38°
Элероны:	
площадь, м ²	3,34 (5,5 % от площади крыла)
площадь компенсации, м ²	0,843
размах двух элеронов, м	6,288
максимальная хорда, м	0,6014 (24,1% от хорды крыла)
минимальная хорда, м	0,4587
площадь триммера, м ²	0,0727
Закрылки:	
площадь, м ²	7,45 (12,2% от площади крыла)
площадь компенсации, м ²	1,43
размах, м	14,514 (67,5% от размаха крыла)
максимальная хорда, м	0,8553 (23,7% от хорды крыла)
минимальная хорда, м	0,602 (24,1% от хорды крыла)
максимальный угол отклонения	50°
взлетный угол	20°

стык между нервюрами 13 и 14. Сечение стенок и полок переменное по размаху. Стенки по всему размаху подкреплены балками из угловых профилей и имеют технологический разъем в плоскости хорд.

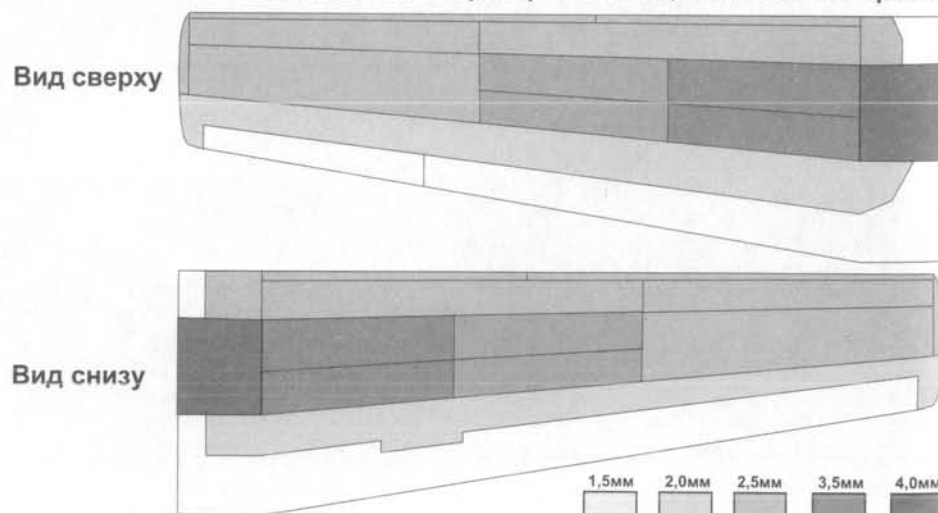
Стрингерный набор на межлонжеронных панелях в корневой части состоит из 10 П-образных профилей, усиленных вкладышами. В средней части размаха они либо заканчиваются, либо заменяются профилями меньшего сечения. До конца доходят только 4 стрингера. Стрингеры П-образного сечения стыкуются между собой внутренними вкладышами и наружными угольниками. При переходе от П-образного сечения на угольник стык профилей между собой не производится.

Типовые нервюры состоят из шести отштампованных частей — две половины носка, межлонжеронной части и хвостовика. Носковые и межлонжеронные части нервюр подкрепляются по внутреннему и внешнему контуру и по стенкам угловыми профилями. Межлонжеронные части неразрезных нервюр 6 и 10 представляют собой штампованные стенки, подкрепленные с двух сторон и по контуру прилегания обшивки крыла угольниками.

Центральная часть крыла состоит из двух лонжеронов, 10 стрингеров на каждой межлонжеронной панели центральной части, 8-ми средних частей нервюр, 4-х носков и 4-х хвостовиков нервюр. Лонжероны — двутавровые неразъемные балки. Полки — прессованные профили, стенки имеют толщину 2 мм между бортами фюзеляжа и 4 мм — за бортами и подкрепляются стойками углового сечения. Восемь нервюр состоят только из верхних штампованных балочек, подкрепленных угловыми профилями.

Обшивка крыла — В95А-ТВ и Д16А-ТВ листы от 4,0 до 1,5 мм, крепящиеся к каркасу потайными заклепками. Концевые обтекатели с жабрами отсоса

Рис. 20. Схема раскроя и толщины обшивки крыла



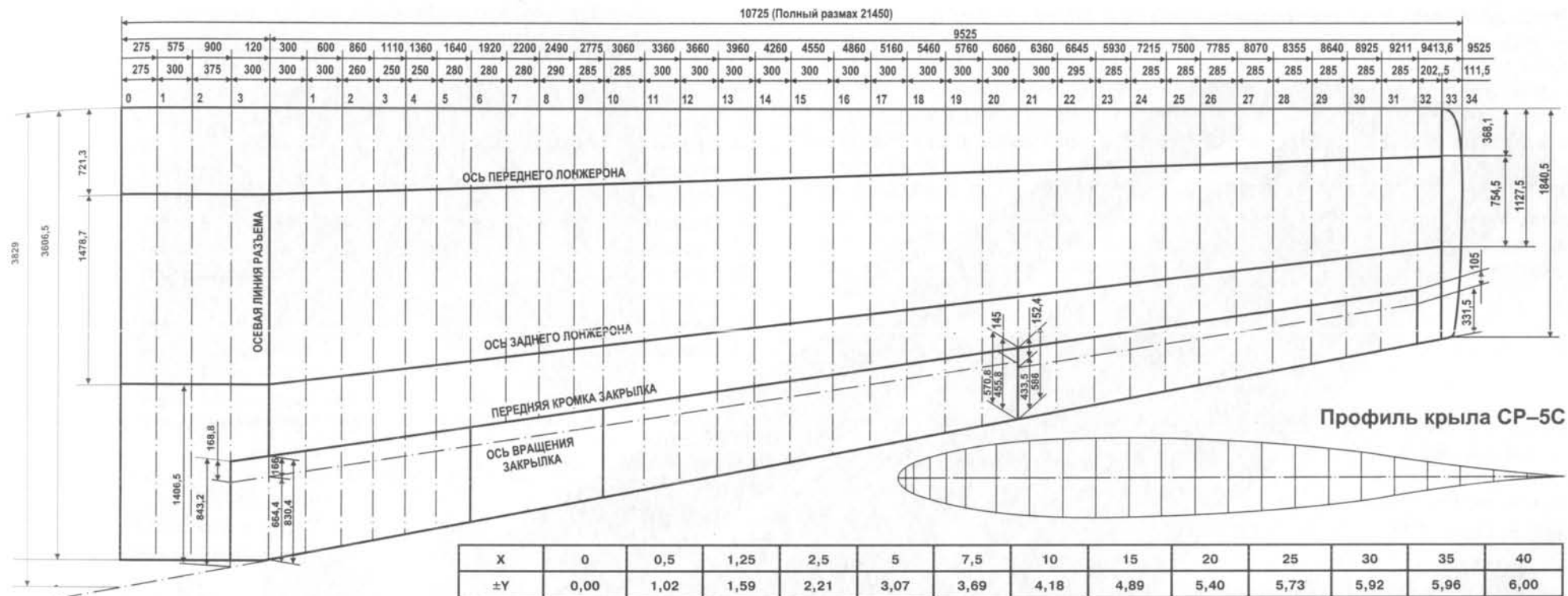


Рис. 21. Теоретический чертеж крыла

X	0	0,5	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	35	40
±Y	0,00	1,02	1,59	2,21	3,07	3,69	4,18	4,89	5,40	5,73	5,92	5,96	6,00
X	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100	Rn
±Y	5,88	5,64	5,28	4,85	4,34	3,74	3,04	2,29	1,58	0,95	0,41	0,05	1,41

Таблица 2
Координаты профиля CP – 5C

воздуха из камеры противообледенителей съемные, крепятся винтами. Схема обшивки крыла показана на рис. 20

Стык частей крыла производится в основном по контуру межлонжеронной части. Продольный набор верхней панели оканчивается фитингами по стрингерам и по верхним полкам лонжеронов. Фитинги прикрепляются к обшивке и стрингерам. Стык производится 10-ю болтами (диаметром 16 мм) по фитингам стрингеров, двумя внутренними болтами (16 мм) и двумя внешними болтами (по 14 мм) на фитингах лонжеронов. Болты (12 штук) закладываются сверху в пазы фитингов, которые затем закрываются крышками на винтах. Нижние панели оканчиваются клиновидными накладками, имеющими в плоскости разреза толщину 19 мм, к которым приклепываются

обшивка и продольные элементы. Эти накладки стыкуются с помощью двух лент. Пояса лонжеронов стыкуются подобными накладками. Пакет (накладка и две ленты) стягиваются вертикальными болтами (диаметром 8,11,12мм) с анкерными гайками в лонжеронной части. Торцевые стойки стенок лонжеронов также соединяются болтами. Носовая и хвостовая обшивка стыкуется

Вид на жабры отсоса нагретого воздуха

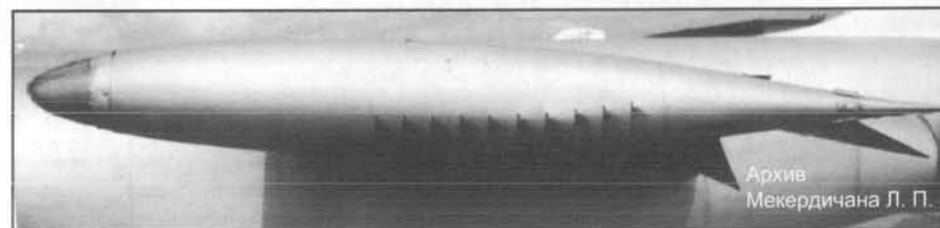
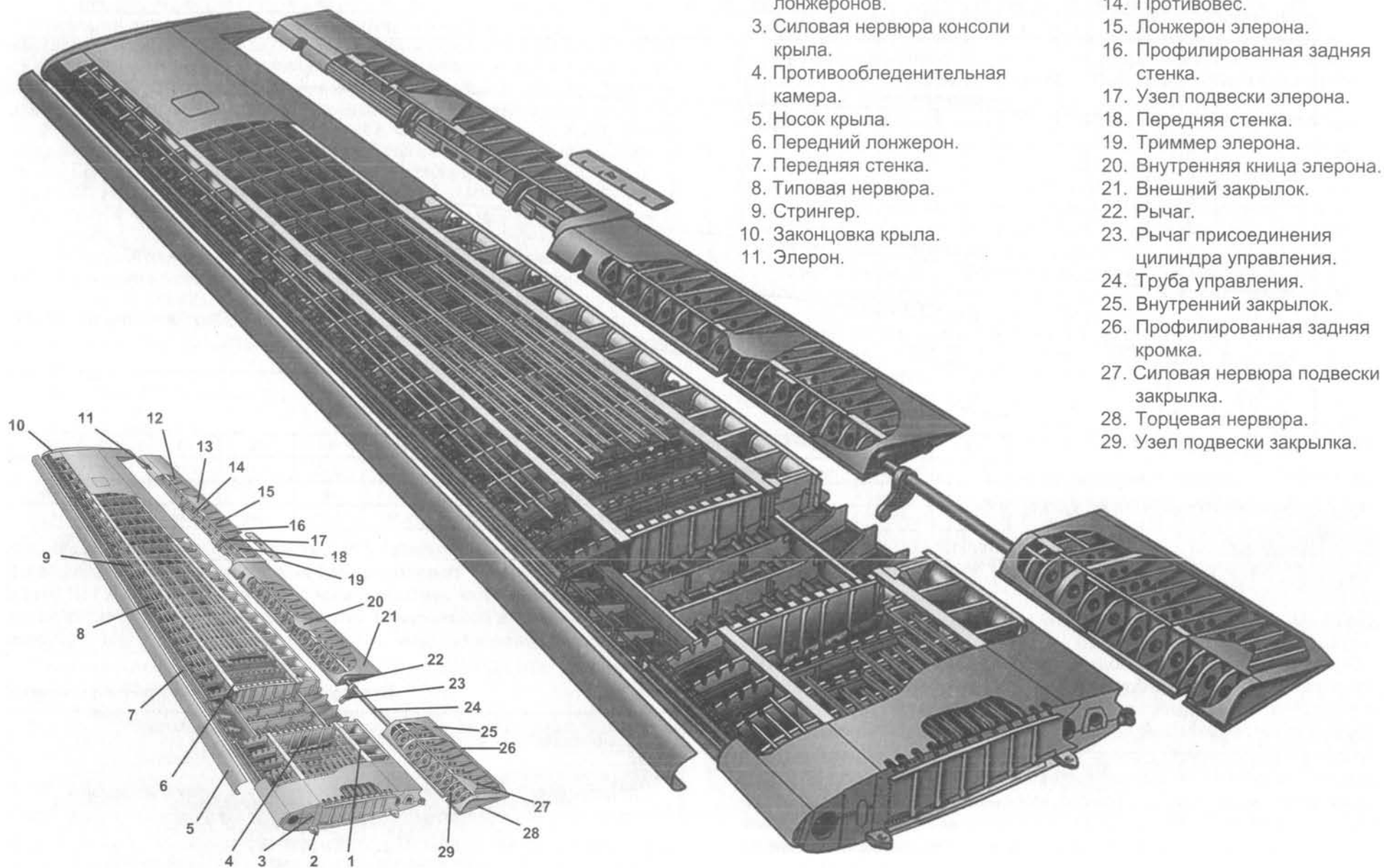


Рис. 22. Схема отъемной части крыла



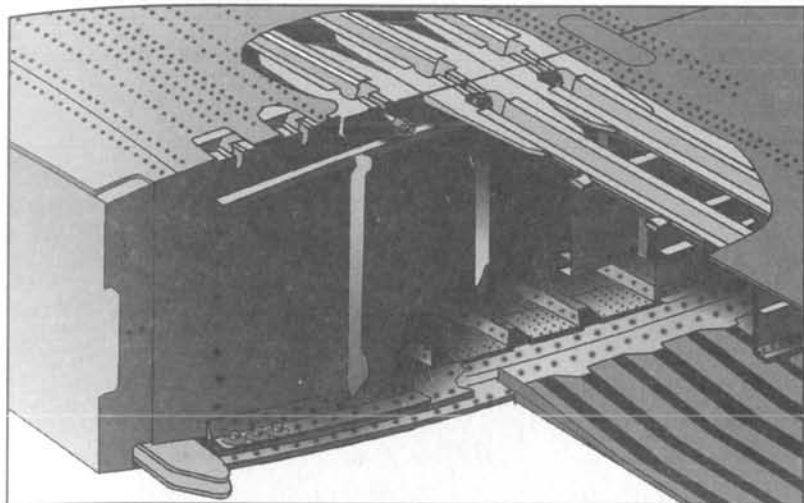
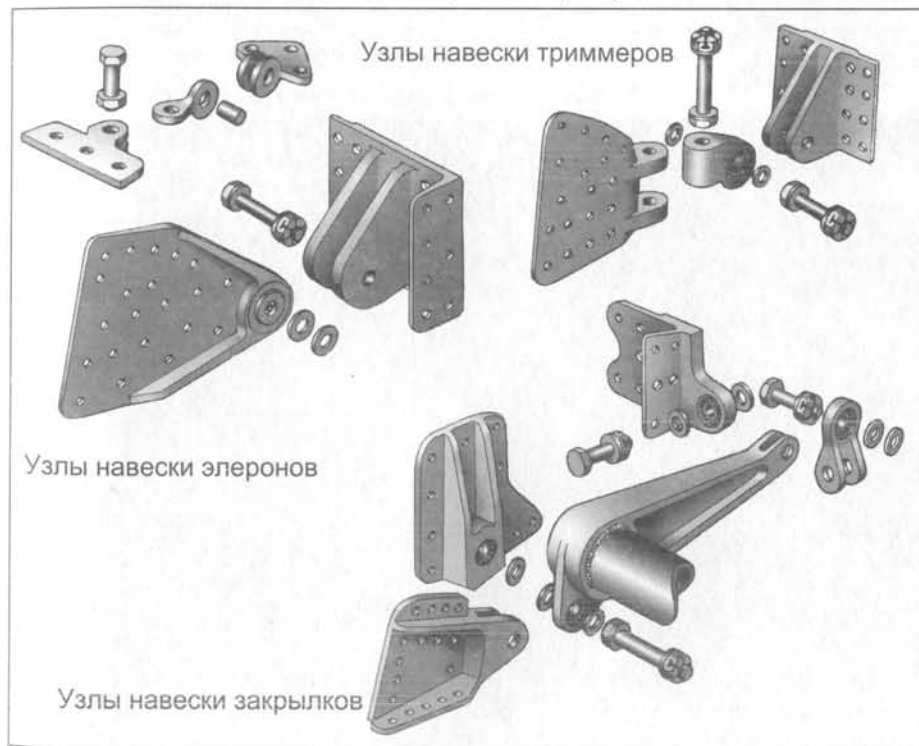


Рис. 23. Стык отъемной части крыла с центропланом

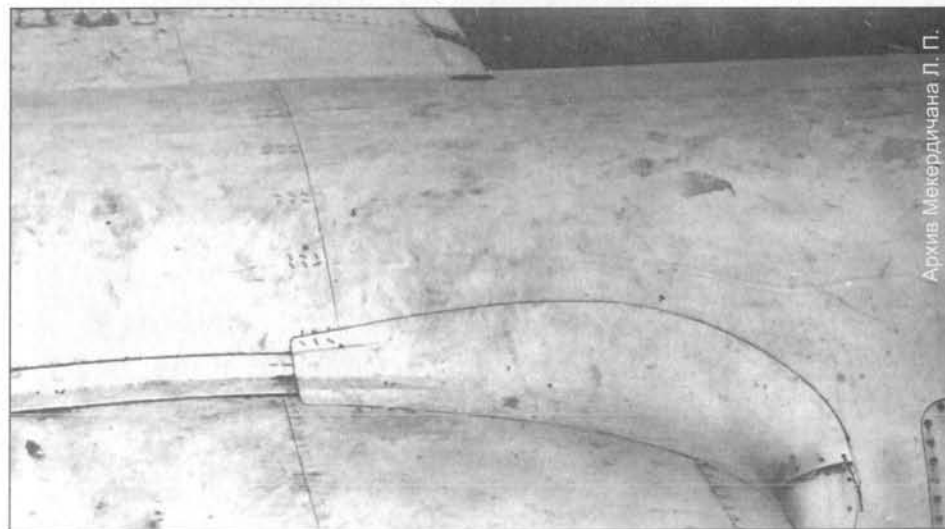


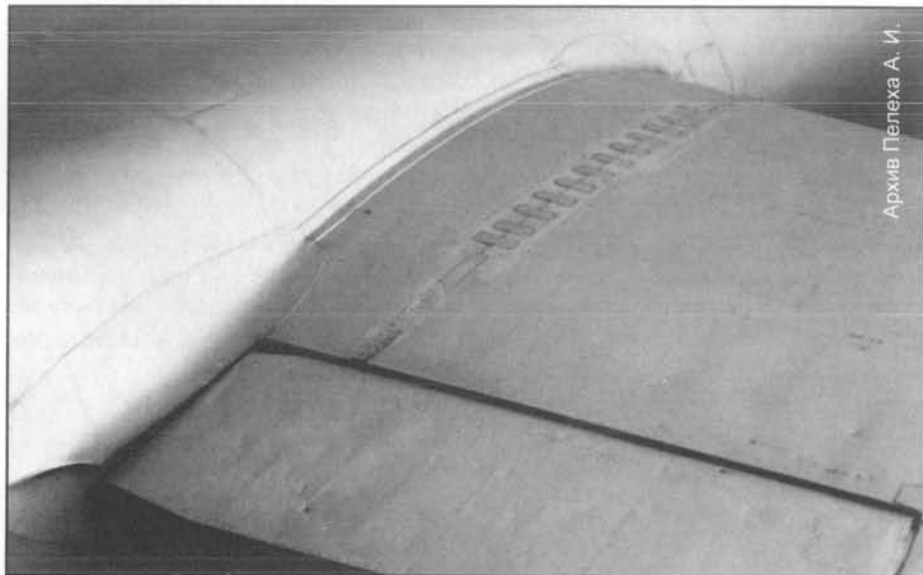
болтами диаметром 5 мм на дюралюминиевых лентах. Схема стыковки отъемной части крыла центроплана показана на рис. 23. Элероны подвешиваются на трех шарнирных узлах, из которых один (средний) воспринимает осевые усилия. Весовая балансировка осуществляется чугунными грузами, закрепленными к носовой балочке болтами. Лонжерон элерона – клепаная балка с полками из прессованных профилей и стенкой, подкрепленной стойками. Нервюры состоят из штампованных носков и хвостиков, торцевые нервюры неразъемные. Толщина обшивки носка – 1,5 мм, обшивка хвостовиков – 0,8 мм. Триммер элерона состоит из двух деталей, изготовленных из магниевого сплава МЛ-5Т, которые склепываются по носовому и хвостовому стыку заклепками диаметром 3,5 мм и 4 мм и подвешиваются к элерону на четырех шарнирах.

ПОСАДОЧНЫЕ ЗАКРЫЛКИ

Взлетно-посадочные закрылки состоят из четырех секций. Две секции (внутренние) расположены между фюзеляжем и гондолами, а две другие (внешние закрылки) – между гондолами и элеронами. Внутренний закрылок подвешен к крылу на двух, а внешний на трех узлах, выштампованных из сплава АК-6. При этом внутренний закрылок со стороны мотогондолы подвешен за трубу управления.

Зализ передней части центроплана с фюзеляжем

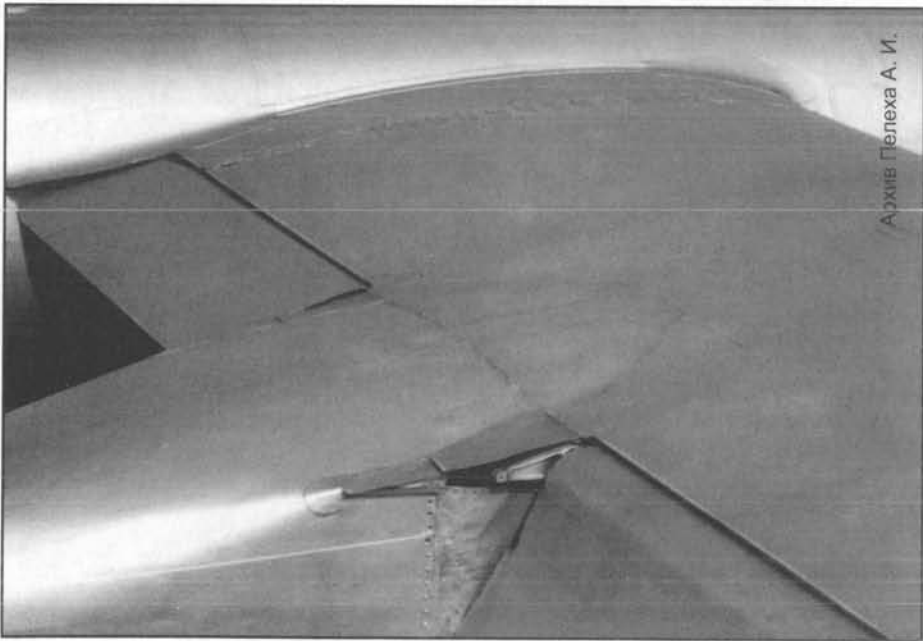




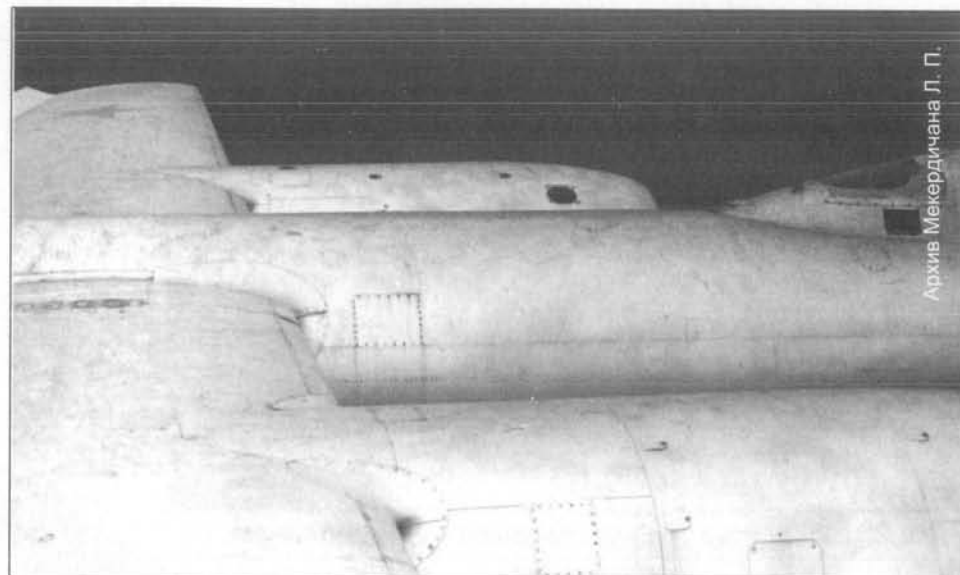
Архив Пелеха А. И.

Зализы центроплана с фюзеляжем

Вид на узел привода закрылка



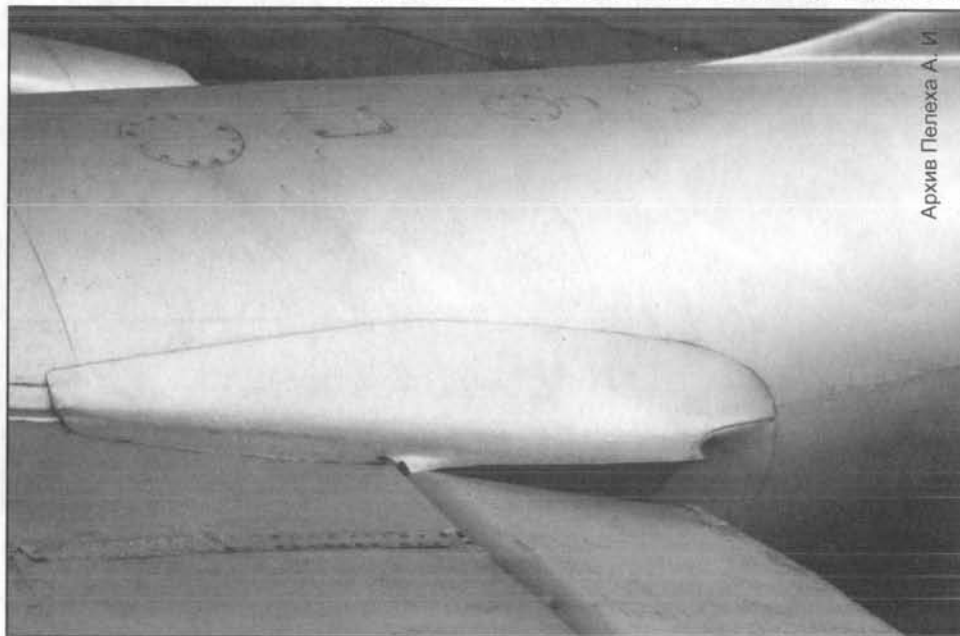
Архив Пелеха А. И.



Архив Мекердичана Л. П.

Вид на мотогондолы и фюзеляж

Задний зализ сопряжения крыла с фюзеляжем

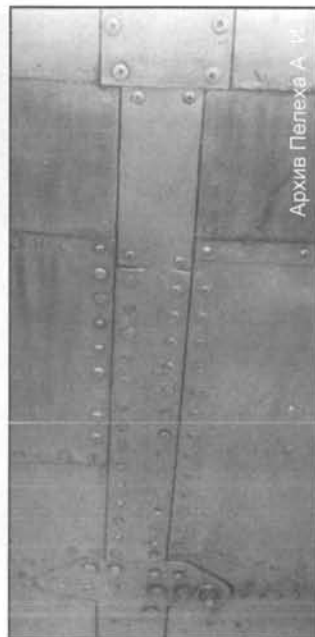


Архив Пелеха А. И.



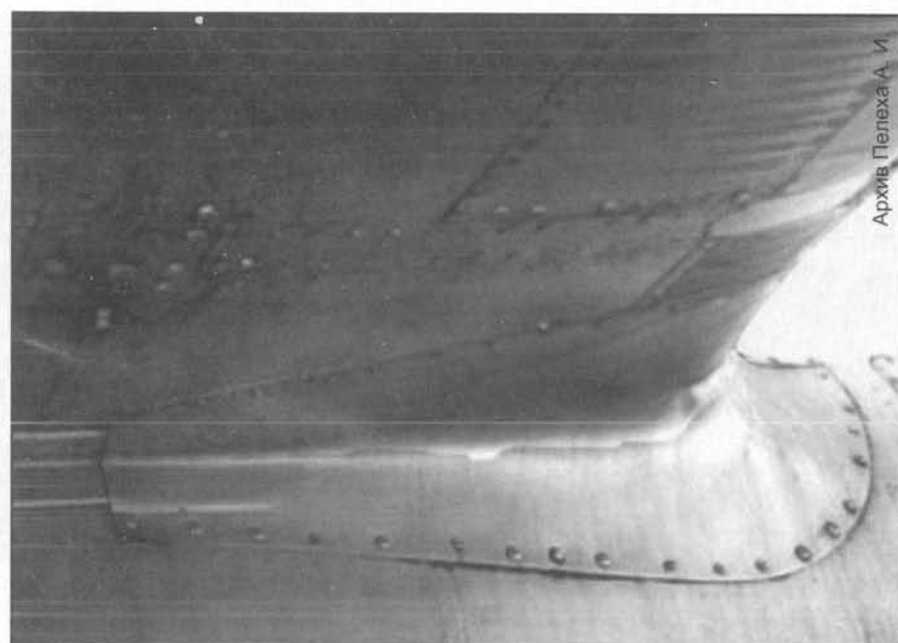
Архив Мекердичана Л. П.

Вид на крыло мотогондолы и фюзеляж



Архив Пелеха А. И.

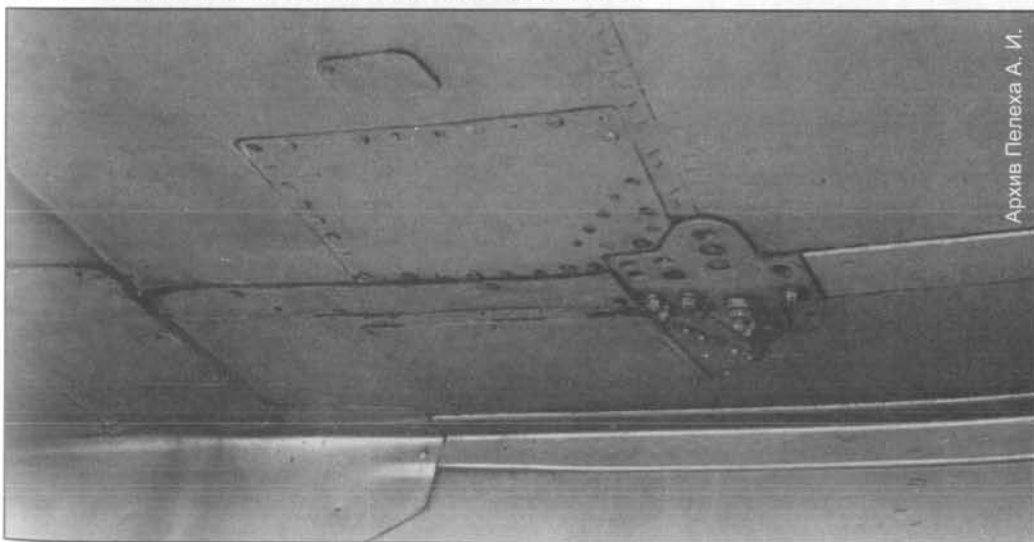
Силовая лента крепления консоли с центропланом



Архив Пелеха А. И.

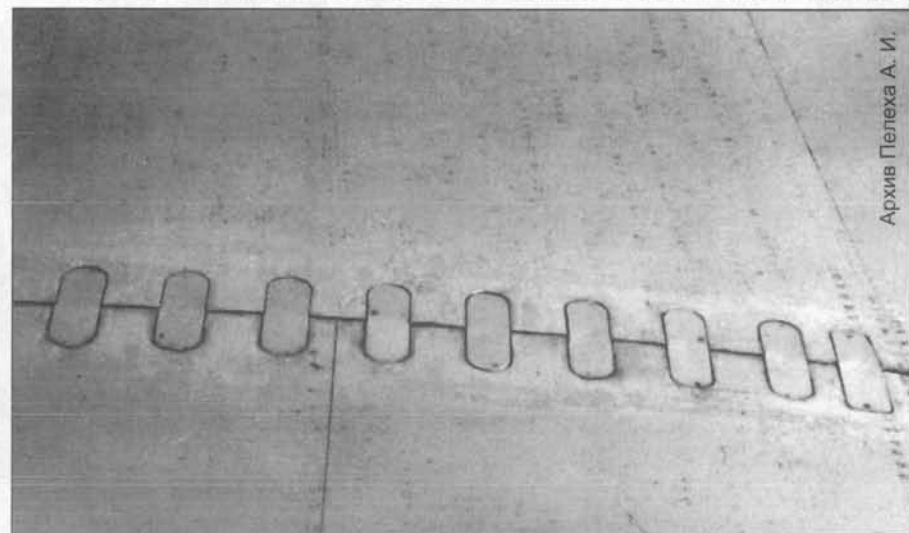
Зализ передней части центроплана с фюзеляжем (вид снизу)

Нижнее сопряжение фюзеляжа с центропланом

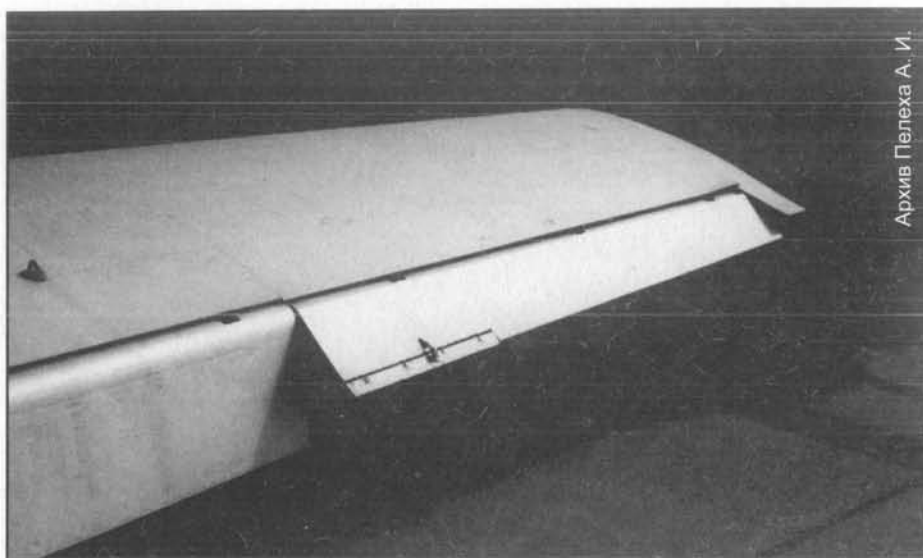


Архив Пелеха А. И.

Вид на лючки фитинговых соединений консоли с центропланом

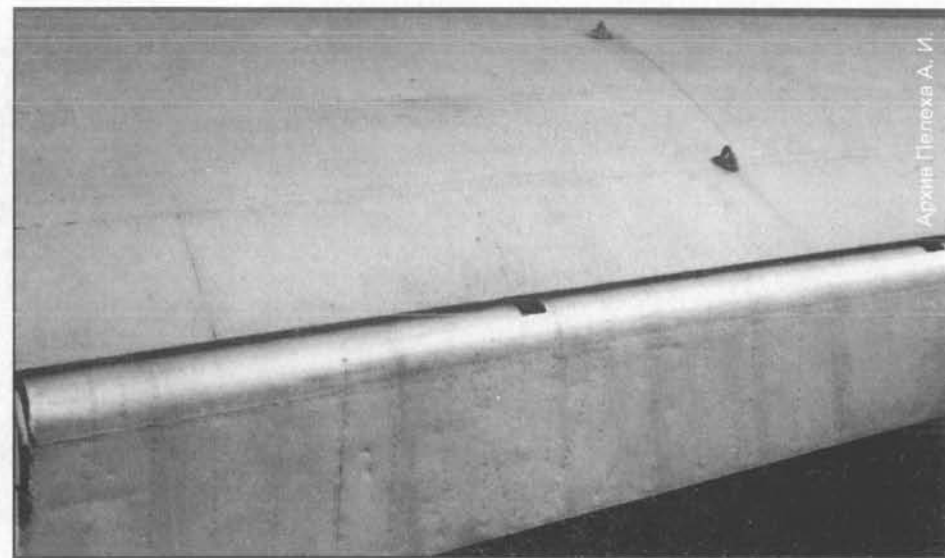


Архив Пелеха А. И.



Архив Пелеха А. И.

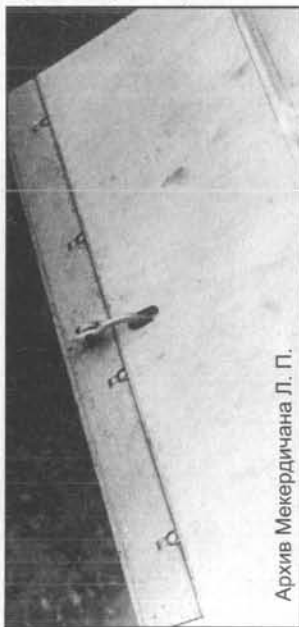
Внешний закрылок и элерон правой консоли



Архив Пелеха А. И.

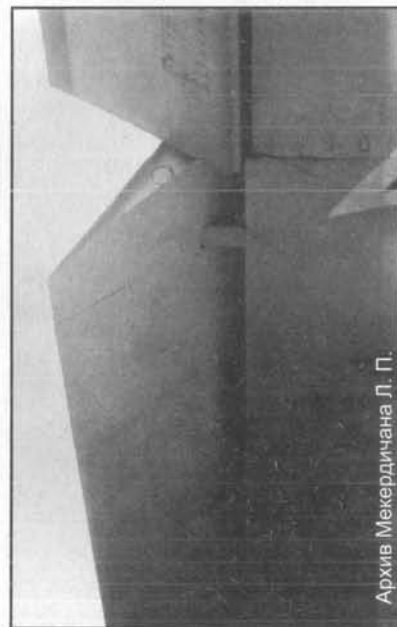
Внешний закрылок правого крыла

Триммер элерона



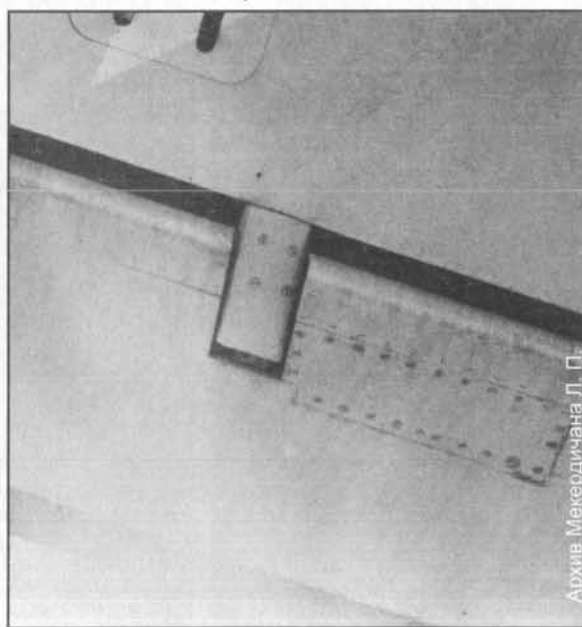
Архив Мекердичана Л. П.

Вид на элерон и закрылок



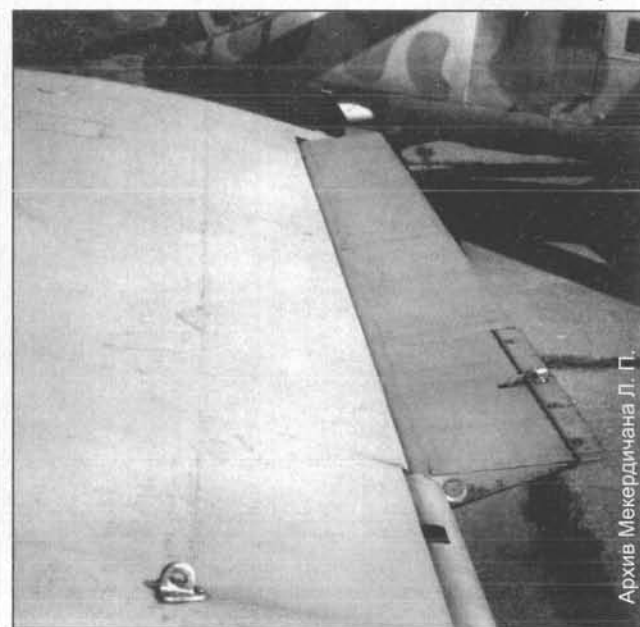
Архив Мекердичана Л. П.

Узел навески элерона

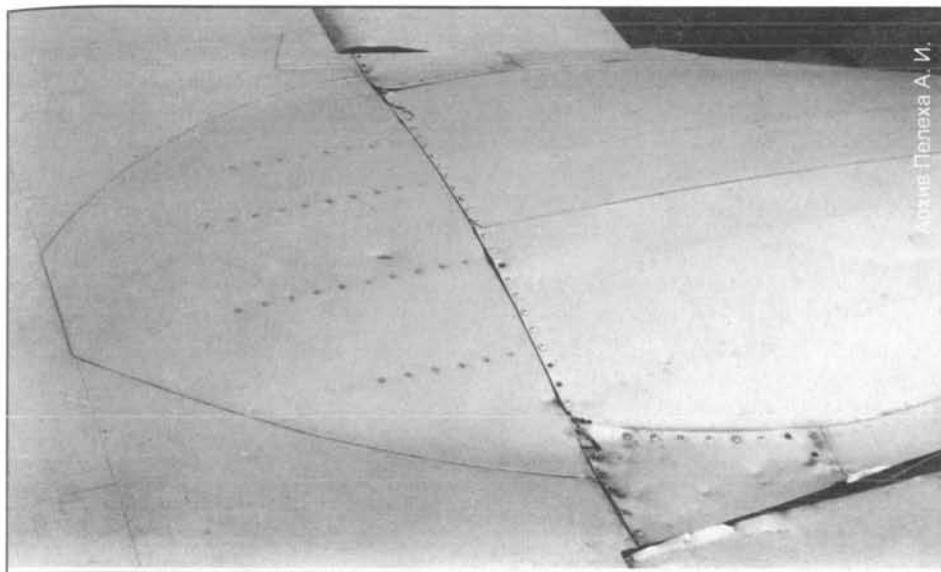


Архив Мекердичана Л. П.

Вид на элерон



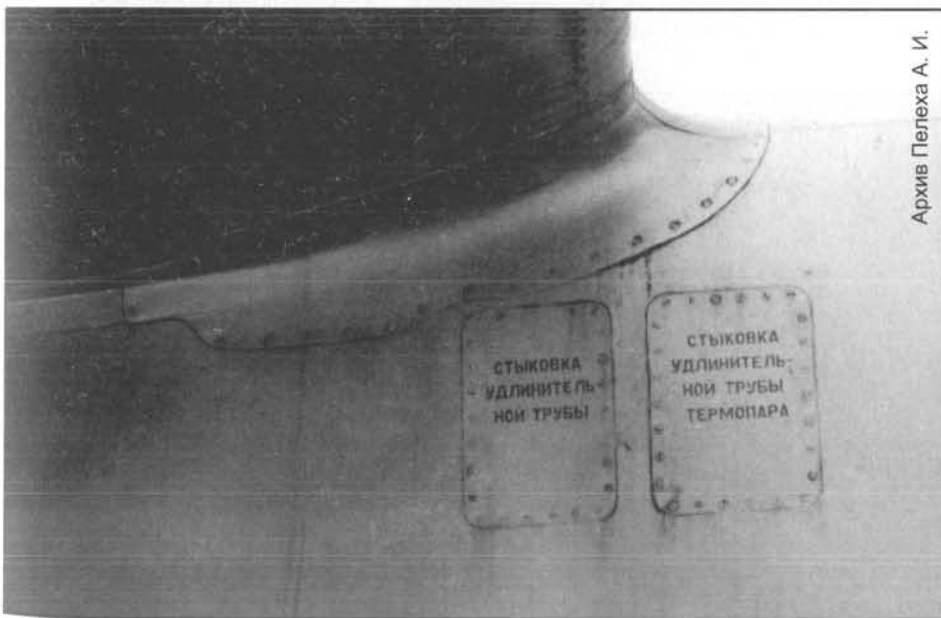
Архив Мекердичана Л. П.



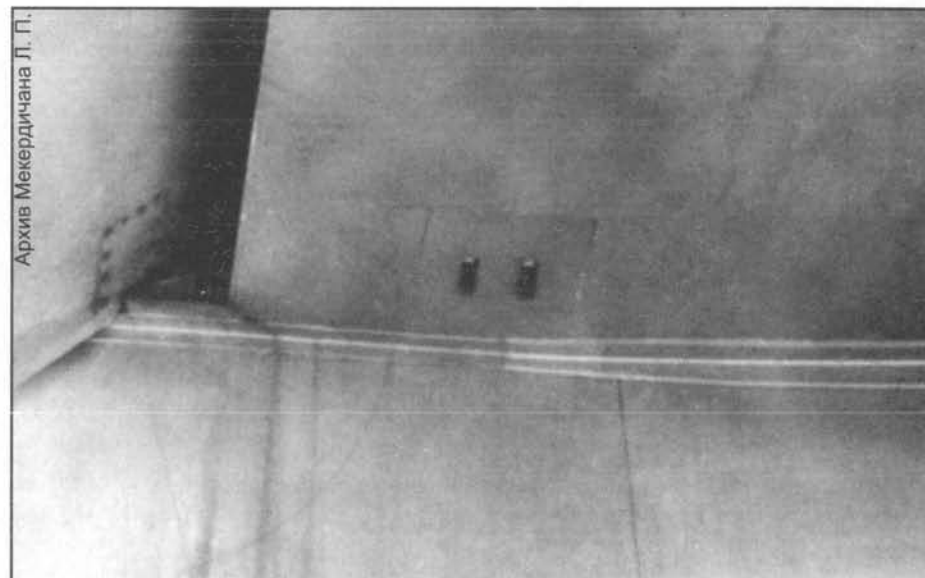
Архив Пелеха А. И.

Сопряжение задней части мотогондолы с крылом

Внутренний зализ сопряжения крыла с мотогондолой



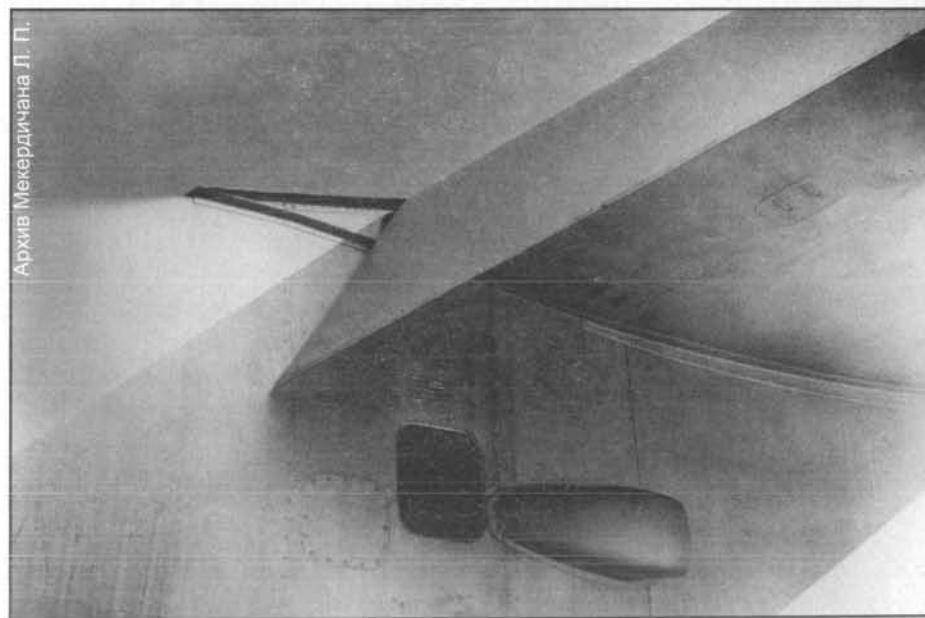
Архив Пелеха А. И.



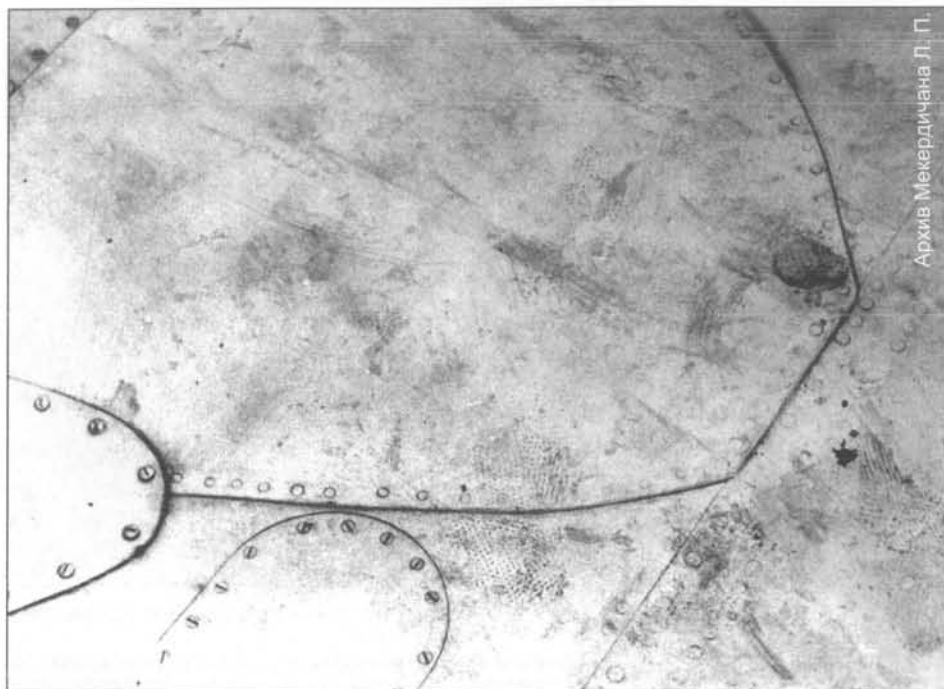
Архив Мекердинана Л. П.

Вид на узел крепления закрылка

Вид на зализ между наружным закрылком и мотогондолой

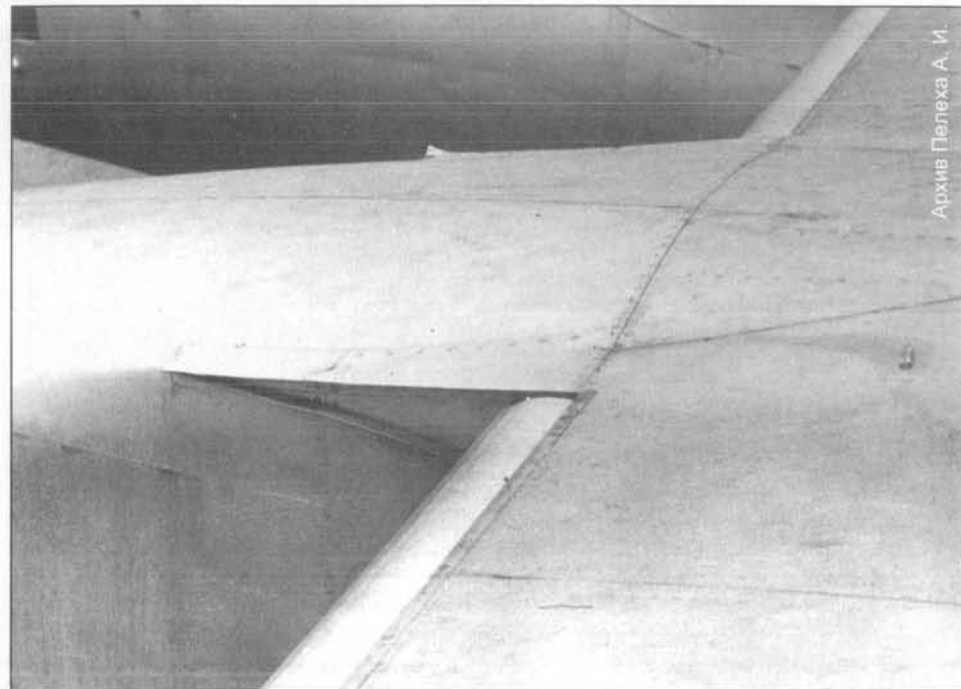


Архив Мекердинана Л. П.



Архив Мекердичана Л. П.

Сопряжение мотогондолы с консолью



Архив Пелеха А. И.

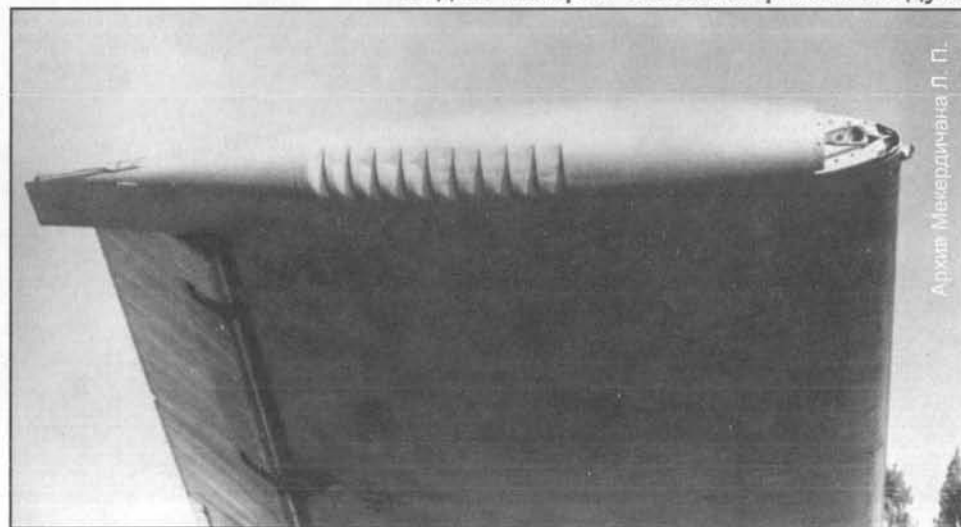
Зализ сопряжения внешнего закрылка с мотогондолой

Вид на «жабры» отсоса нагретого воздуха

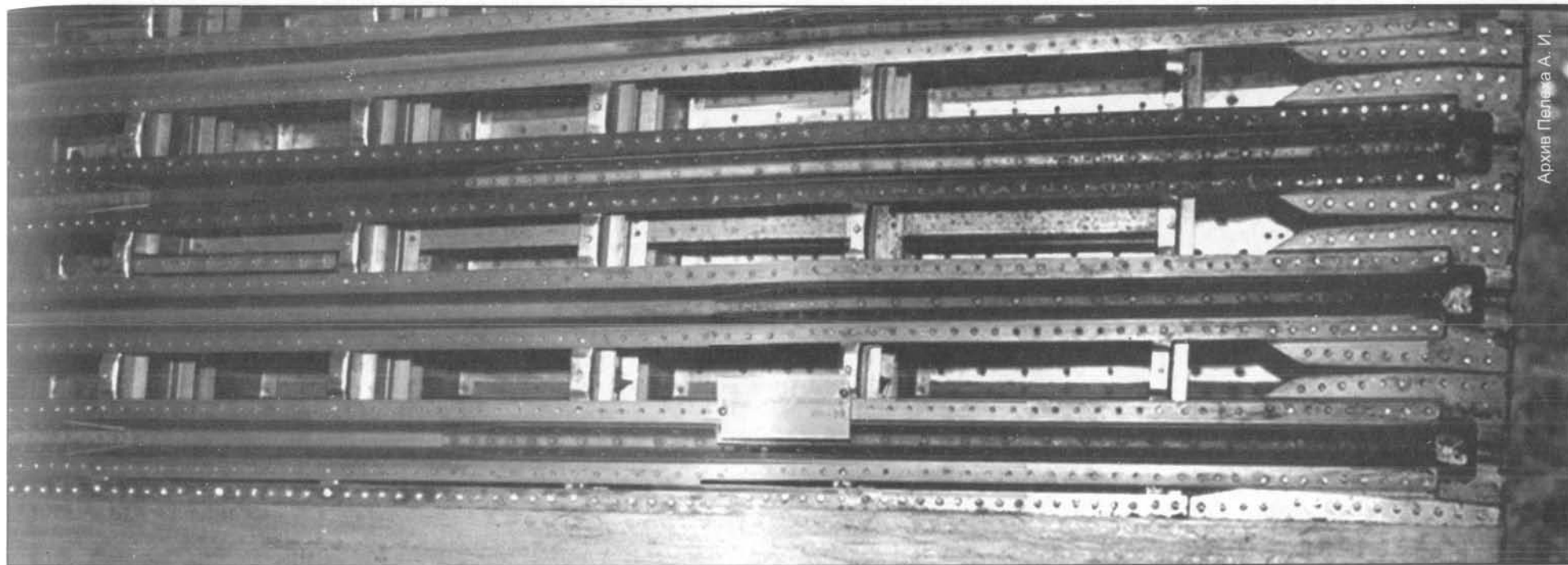


Вид на «жабры» отсоса нагретого воздуха
и стекатели статического электричества и ПВД

Архив Пелеха А. И.



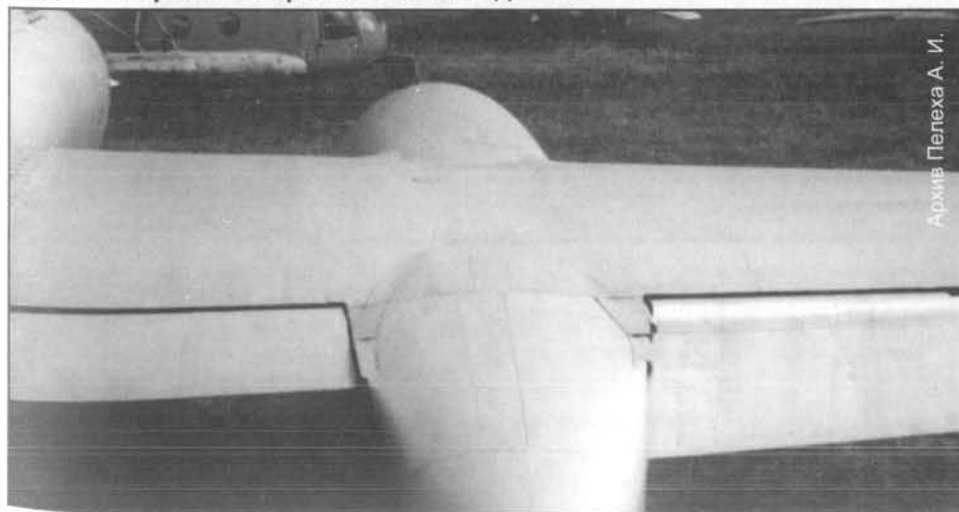
Архив Мекердичана Л. П.



Архив Пелеха А. И.

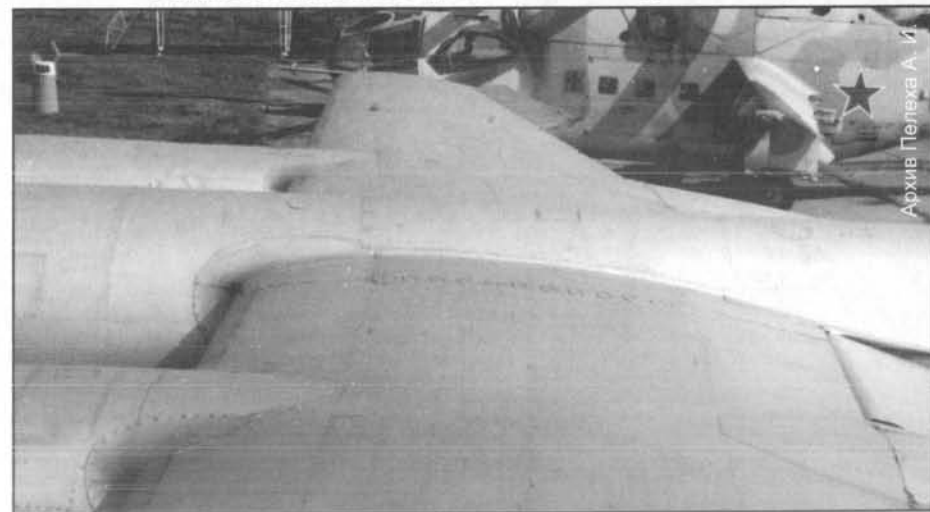
Силовая конструкция крыла

Вид на сопряжение крыла с мотогондолой



Архив Пелеха А. И.

Вид на сопряжение крыла с мотогондолами и фюзеляжем



Архив Пелеха А. И.

Рис. 25. Каркас стабилизатора
и руля высоты

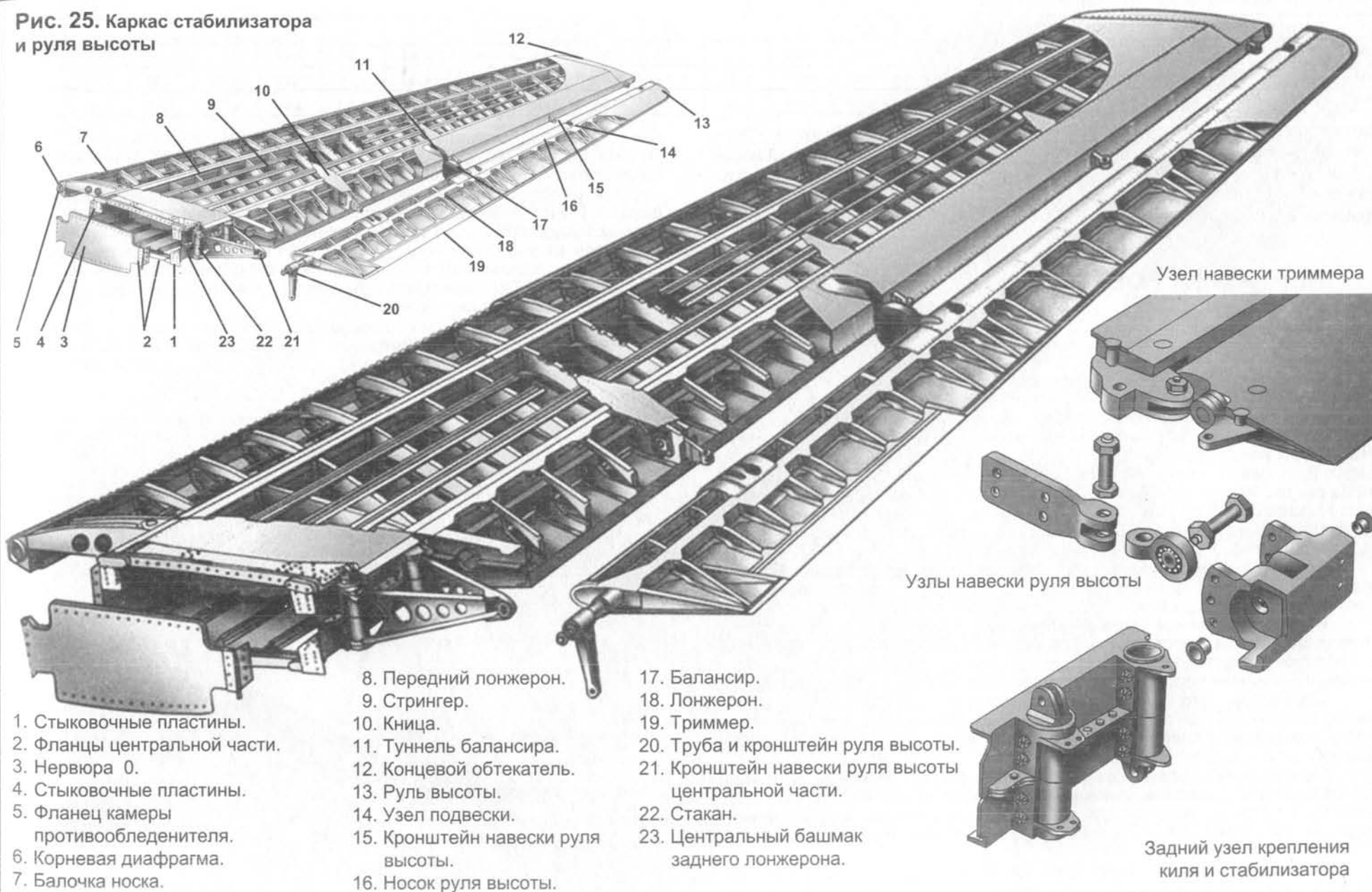


Таблица 3 координат корневых и концевых профилей кия и стабилизатора

Rn – радиус носика

	X	Rn	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
NACA-0010	±Y	1,10	0,00	1,57	2,18	2,97	3,50	4,05	4,45	4,78	4,95	5,00	4,83	4,41	3,80	3,05	2,18	1,81	0,67	0,11
NACA-0011	±Y	1,33	0,00	1,73	2,40	3,26	3,85	4,45	4,89	5,26	5,44	5,50	5,31	4,85	4,18	3,35	2,40	1,33	0,74	0,12
NACA-0012	±Y	1,58	0,00	1,89	2,62	3,56	4,20	4,86	5,34	5,74	5,94	6,00	5,80	5,29	4,56	3,66	2,62	1,45	0,80	0,13

Каждая половина руля подвешивается на пяти узлах к стабилизатору. Осевые нагрузки воспринимаются только центральными узлами. Главный весовой балансир – чугунный груз, укрепляемый с помощью стальной обоймы на носике руля у нервюры 12. Второй балансир в виде чугунной пластины крепится на передней стенке.

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Вертикальное оперение – стреловидное, имеет руль поворота с металлической обшивкой, снабженный триммером с электромеханическим управлением.

Киль состоит из 2-х лонжеронов; стрингеров в носике и межлонжеронной части; 15-ти типовых, 6-ти неполных в корневой части и торцевой нервюры; штампованной передней балки; хвостового щитка, профилирующего щель перед рулем, и металлической обшивки. В носовой части кия размещается камера противообледенителя, крепящаяся винтами к передней балке. В концевой части между лонжеронами имеются два люка с крышками на винтах. Конструктивно киль аналогичен стабилизатору и имеет разъем в плоскости хорд. Крепится киль стальными узлами в корневых частях полок лонжеронов к стальным проушинам на шпангоуте 38 фюзеляжа и на задних башмаках стабилизатора 4-мя болтами.

Лонжероны имеют разъем в плоскости хорд. Полки и стенки – пресованные профили. Полки в корневой части усилены клиновидными дюралюминиевыми накладками.

Нервюры. Полные типовые нервюры (15 штук) штампованы из листового материала и состоят из двух половин. Нервюры 19 и 20 имеют вырез под люк спецустановки. Неполные нервюры аналогичны по конструкции типовым. Торцевая нервюра соединяется по линии хорды заклепками.

Стрингеры изготавливаются из пресованных профилей. В корневой части устанавливается по 5 стрингеров на панелях межлонжеронной части и по 2 стрингера на правой и левой панелях носка. У конца кия стрингерный набор состоит из 4-х профилей.

Обшивка имеет продольный стык по переднему лонжерону. Концевой обтекатель с жабрами съемный, крепится винтами. Хвостовой щиток крепится винтами к замыкающим профилям и заклепками к кронштейнам подвески руля поворота. В местах установки кронштейнов подвески руля устанавливаются косынки.

Камера противообледенителя имеет внутреннюю и внешнюю обшивку и замыкается сзади передней балкой, утепленной по всей высоте

кия. Сухари, установленные на левой полке передней балки, имеют поперечные прорезы для прохода теплого воздуха в носок кия. В торце камеры приклепан фланец для присоединения трубопровода.

Конструкция руля поворота в общем аналогична конструкции руля высоты. Рычаг управления штампованный. Руль поворота – на пяти шарнирных узлах, четыре из которых крепятся на киле и один (нижний) на хвостовом отсеке фюзеляжа. Нижний узел воспринимает осевые усилия. Кронштейны подвески руля – штампованные, крепятся каждый четырьмя болтами к килю. Главный весовой балансир руля – чугунный груз – крепится винтами к обойме из листовой стали.

Механизм управления триммером идет в счет весового балансира. Конструкция и подвеска триммера та же, что и триммера на руле высоты. Кронштейны подвески триммера на хвостовике руля крепятся заклепками. Материал триммера – электрон.

Вид на хвостовую часть самолета

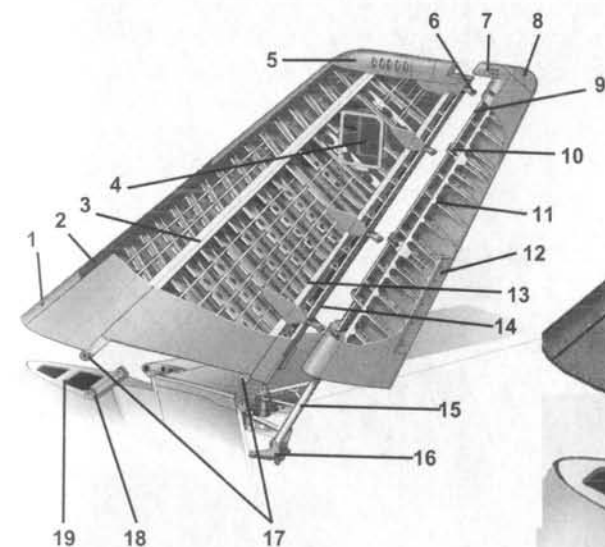


Концевые и корневые профили стабилизатора и киля

Профиль NACA-0010

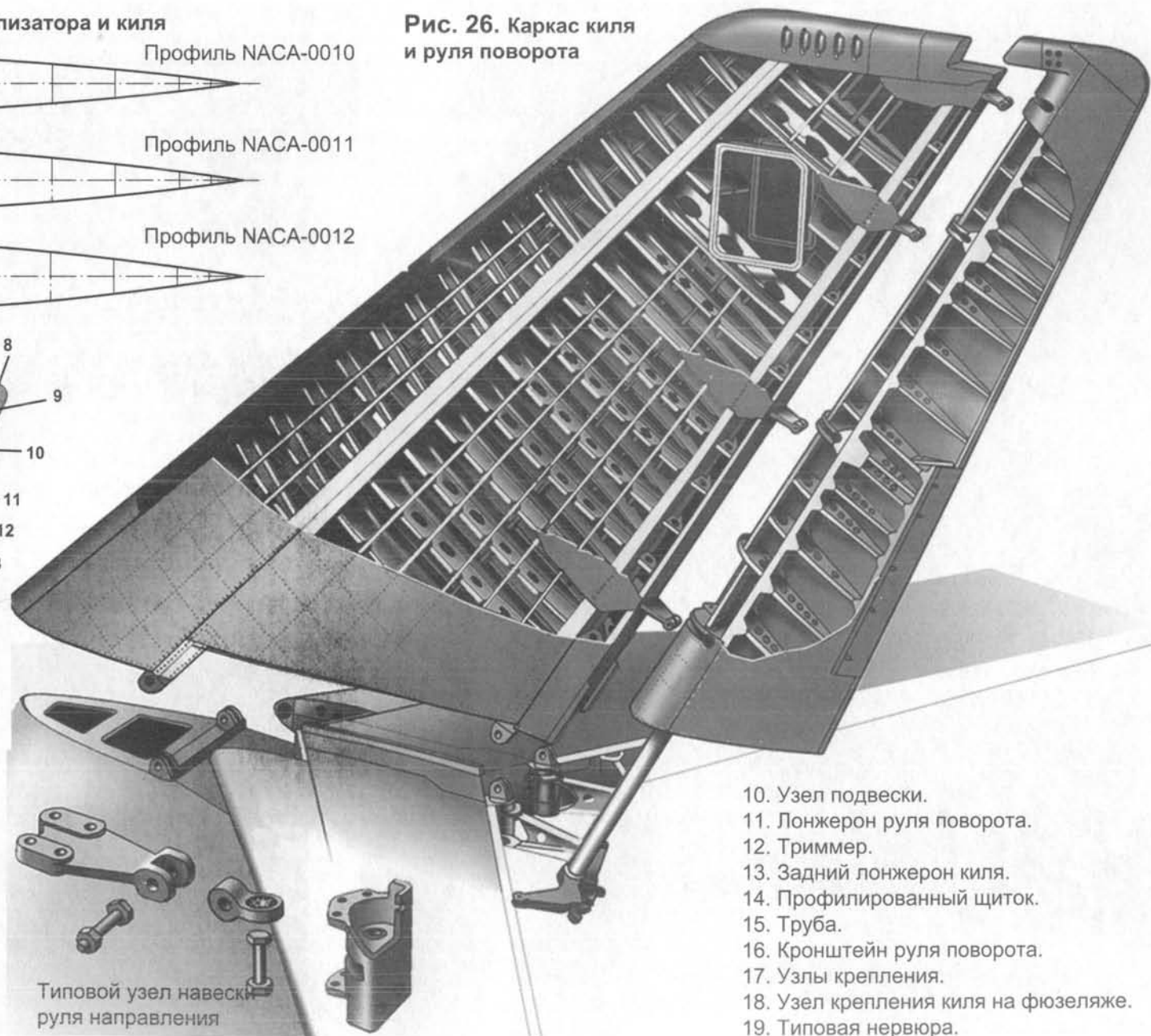
Профиль NACA-0011

Профиль NACA-0012



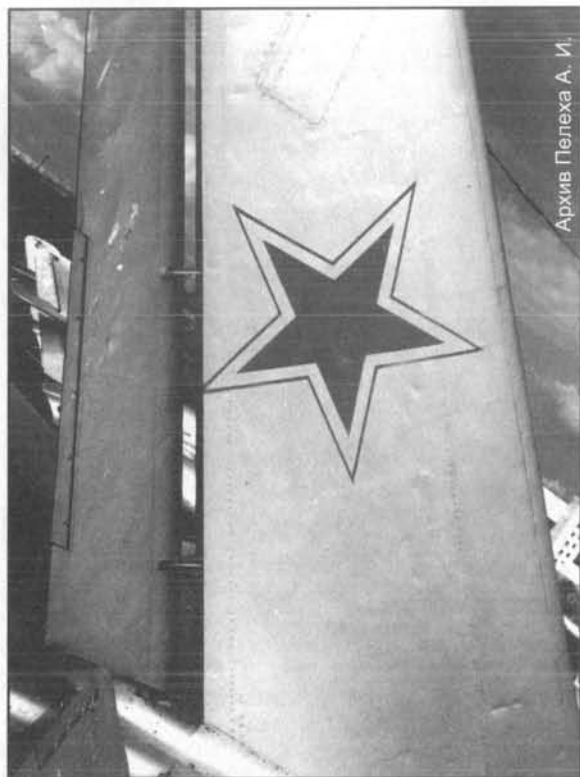
1. Носок киля.
2. Противообледенительная камера.
3. Передний лонжерон.
4. Контейнер.
5. Концевой обтекатель.
6. Кронштейн навески руля.
7. Балансир.
8. Кница киля.
9. Балочка носка руля поворота.

Рис. 26. Каркас киля и руля поворота



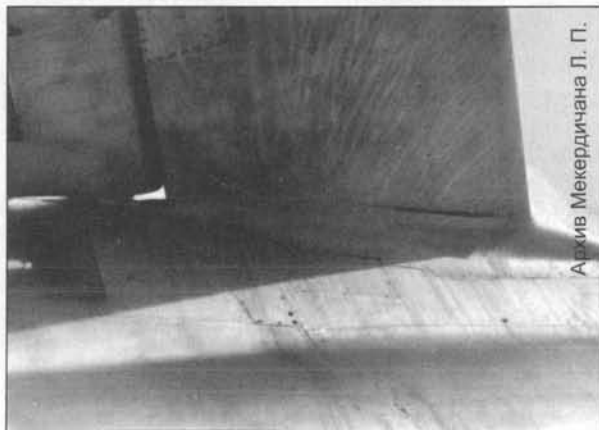
10. Узел подвески.
11. Лонжерон руля поворота.
12. Триммер.
13. Задний лонжерон киля.
14. Профилированный щиток.
15. Труба.
16. Кронштейн руля поворота.
17. Узлы крепления.
18. Узел крепления киля на фюзеляже.
19. Типовая нервюра.

Типовой узел навески
руля направления

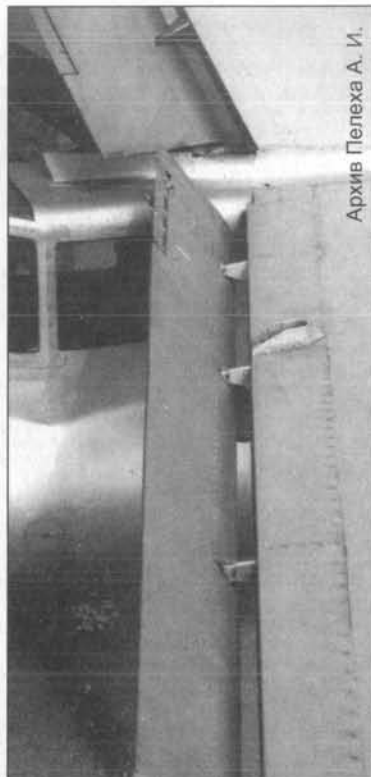


Архив Пелеха А. И.

Вид на узлы навески руля поворота
Нижний зализ стабилизатора с килем

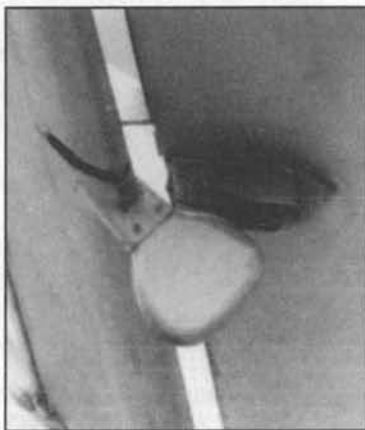


Архив Мекердичана Л. П.



Архив Пелеха А. И.

Узлы навески руля высоты
Балансир руля высоты

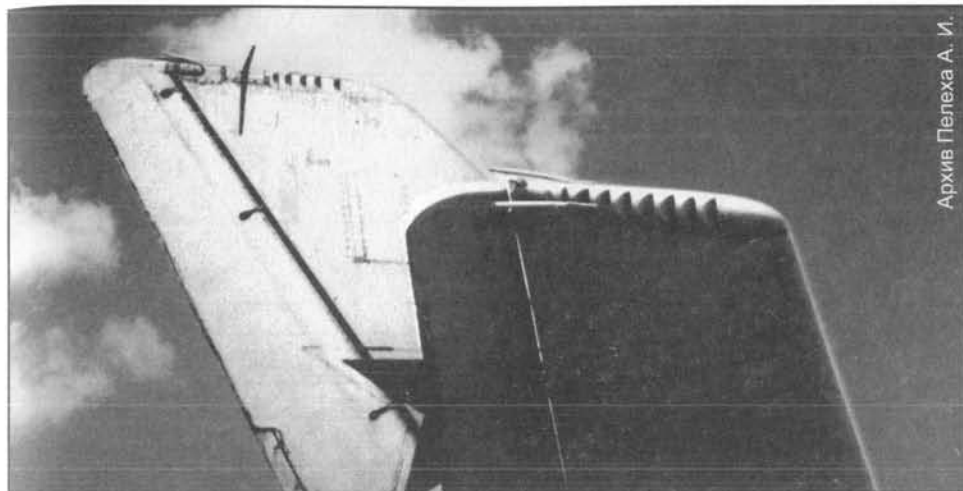


Вид на узлы навески руля поворота



Архив Мекердичана Л. П.

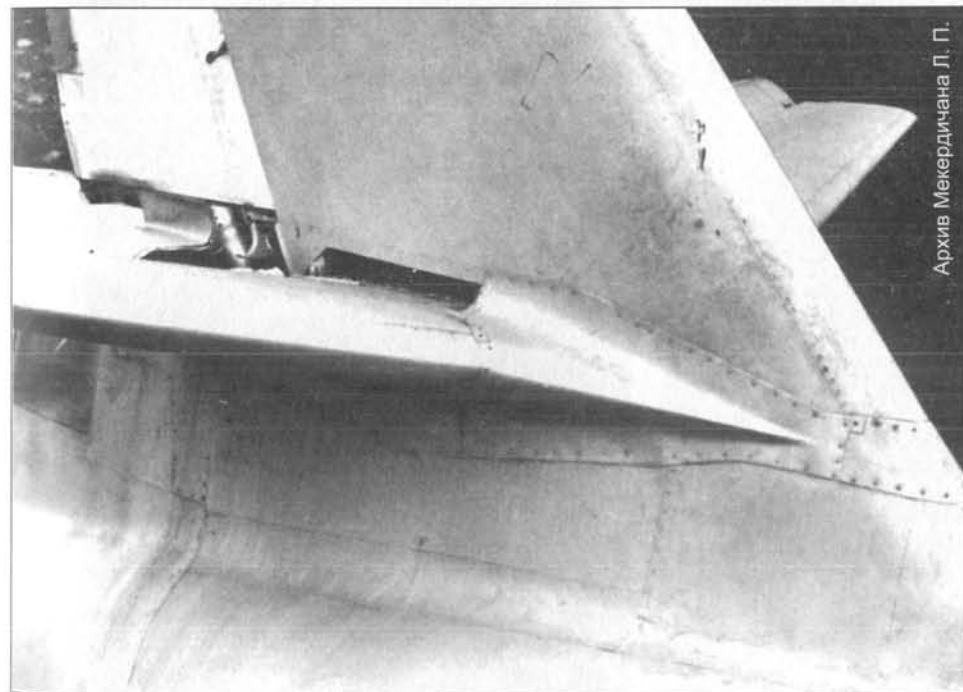
Кормовая часть фюзеляжа



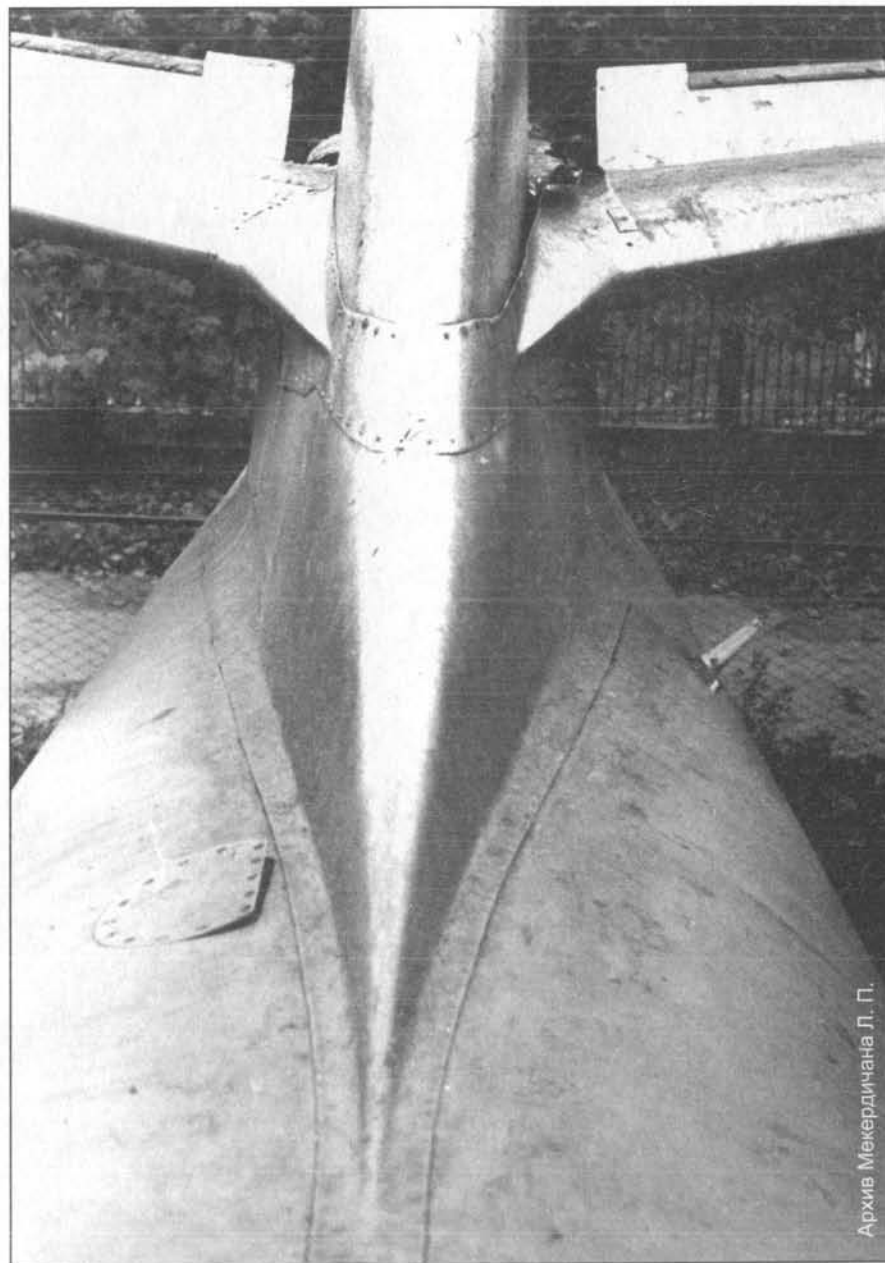
Архив Пелеха А. И.

Вид на «жабры» выхода горячего воздуха стабилизатора и киля

Вид на зализы сопряжения киля со стабилизатором

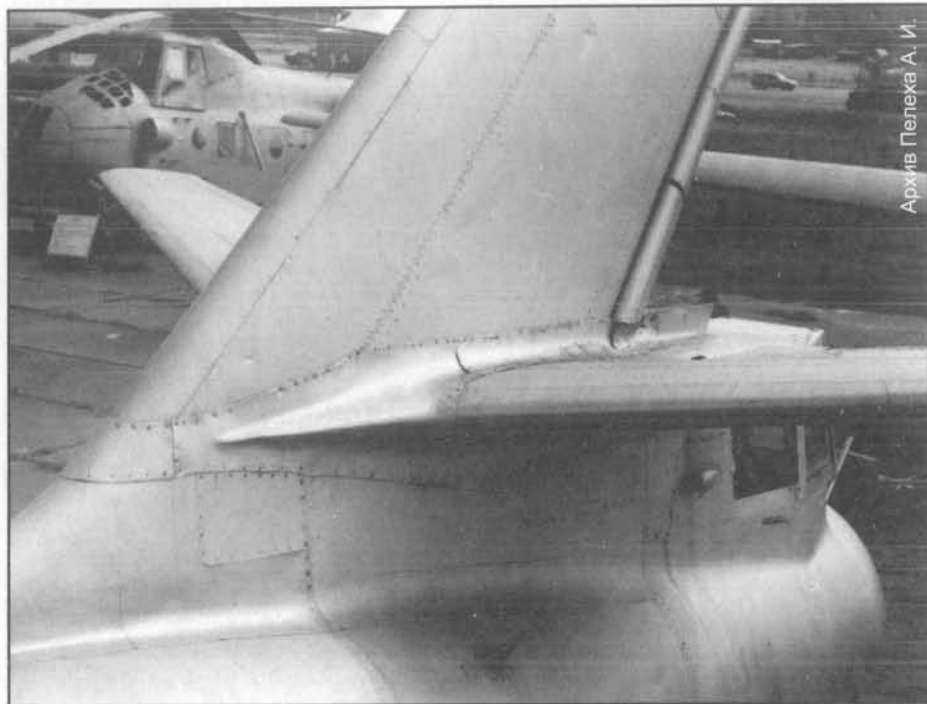


Архив Мекердичана Л. П.



Архив Мекердичана Л. П.

Сопряжение киля с фюзеляжем



Архив Пелеха А. И.

Вид на хвостовое оперение и кабину стрелка



Архив Мекердичана Л. П.

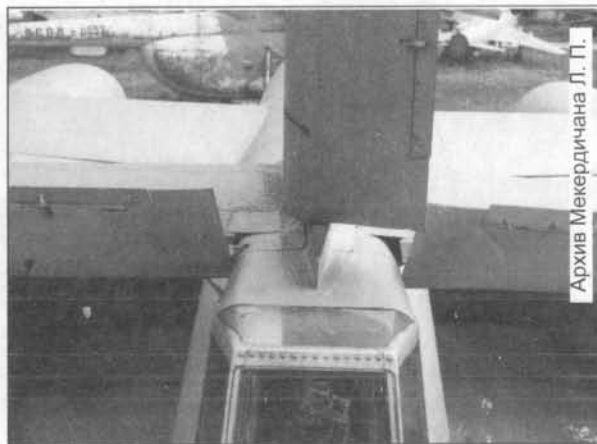
Кабина стрелка (вид сзади)

Кабина стрелка (вид сверху)



Архив Мекердичана Л. П.

Кабина стрелка (вид сверху)

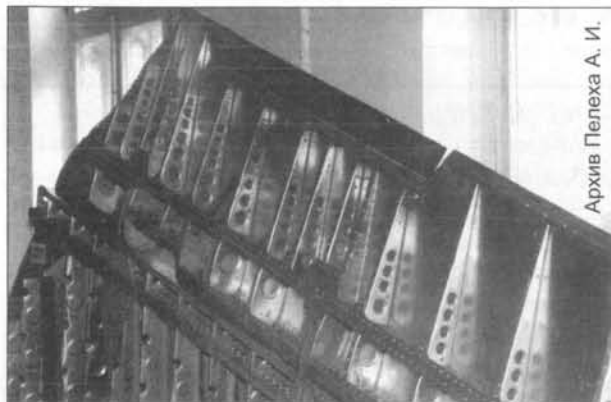


Архив Мекердичана Л. П.

Кабина стрелка (вид сбоку)



Архив Мекердичана Л. П.



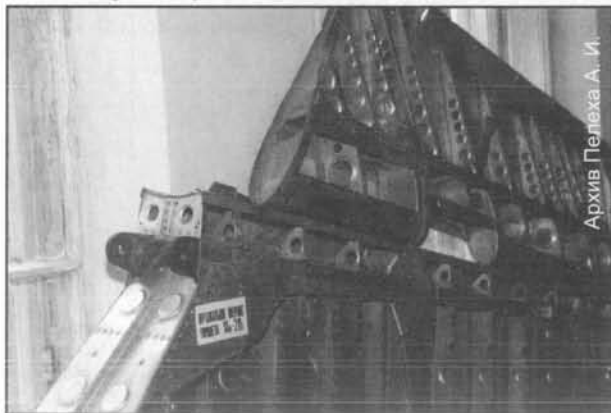
Архив Пелеха А. И.

Силовой набор кия



Архив Пелеха А. И.

Задний узел крепления кия

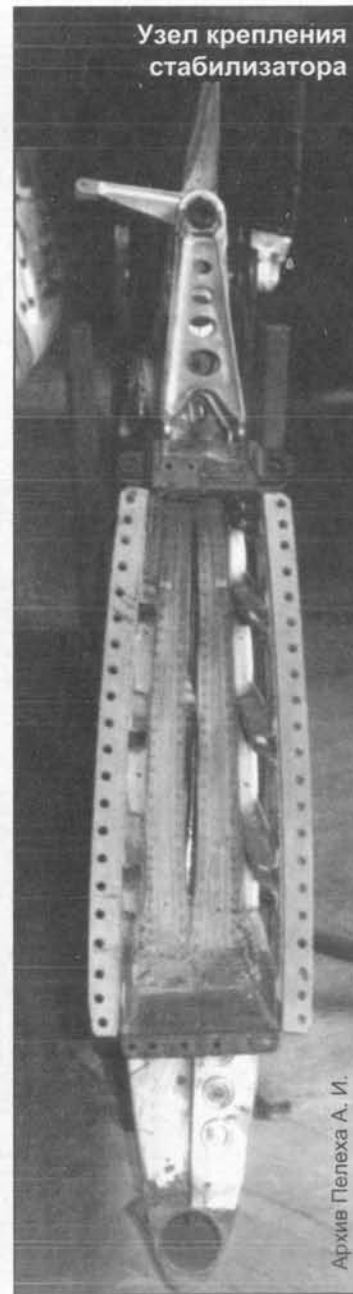


Архив Пелеха А. И.



Законцовка стабилизатора

Архив Пелеха А. И.



Узел крепления стабилизатора

Архив Пелеха А. И.



Привод триммера руля поворота

Архив Пелеха А. И.



Узел крепления балансира руля высоты

Архив Пелеха А. И.



Силовой набор кия

Архив Пелеха А. И.

строразъемным замком с пластиной для контровки гаек. К заднему шпангоуту капота прикреплены также втулки для направляющих штырей средней части капота.

Средняя часть капота состоит из внутренней и внешней обшивки, шести шпангоутов и стрингеров. В обшивке средней части капота имеются три лючка, два из которых (боковые) по конструкции аналогичны лючкам передней части капота; нижний люк имеет две обшивки и вваренную воронку для слива горючего из дренажного клапана двигателя. За шпангоутом 1 внизу вклепан стаканчик с выведенной наружу трубкой. В стаканчик выведены сливные дюритовые трубки из заливной горловины масляной коробки и стоп-крана. На переднем шпангоуте расположены 8 стыковочных узлов, состоящих из штампованных кронштейнов (АК-6) и хромансильевых болтов. На заднем шпангоуте расположено 10 узлов, аналогичных узлам на передней части капота, и 3 отверстия для направляющих штырей, закрепленных на шпангоуте 1 мотогондолы. Места стыковки частей капота между собой и с мотогондолой герметизированы при помощи приклепанных резиновых профилей.

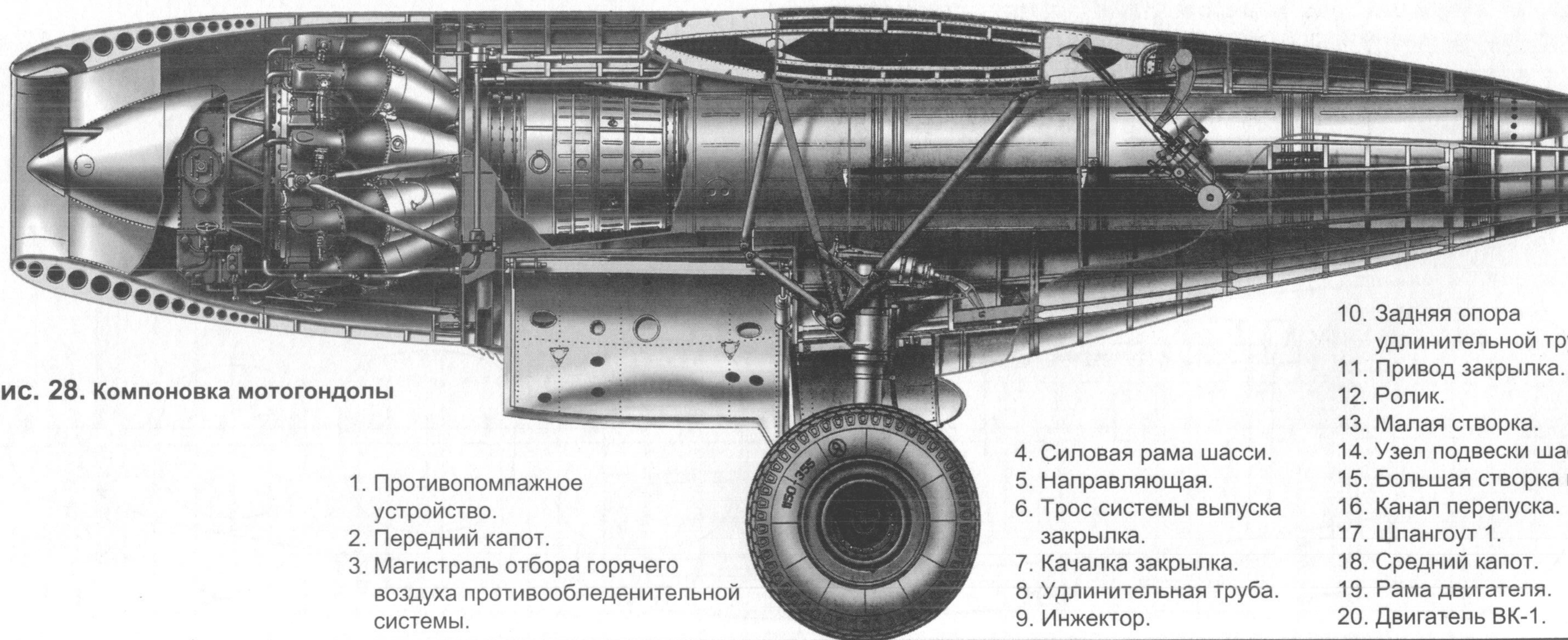
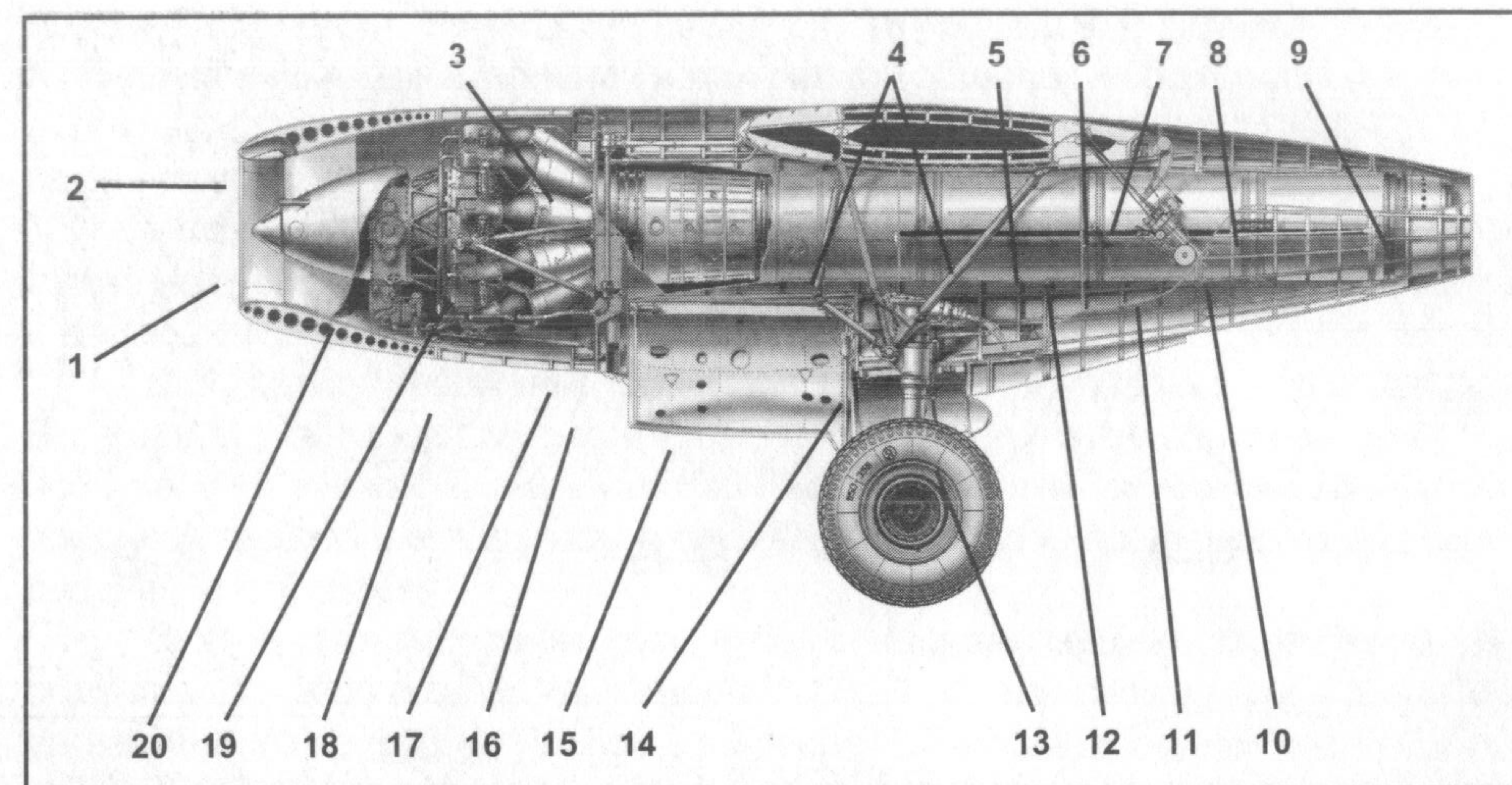


Рис. 28. Компонировка мотогондолы

1. Противопомпажное устройство.
2. Передний капот.
3. Магистраль отбора горячего воздуха противообледенительной системы.

4. Силовая рама шасси.
5. Направляющая.
6. Трос системы выпуска закрылка.
7. Качалка закрылка.
8. Удлинительная труба.
9. Инжектор.

10. Задняя опора удлинительной трубы.
11. Привод закрылка.
12. Ролик.
13. Малая створка.
14. Узел подвески шасси.
15. Большая створка шасси.
16. Канал перепуска.
17. Шпангоут 1.
18. Средний капот.
19. Рама двигателя.
20. Двигатель ВК-1.

Рис. 29. Передний и средний капоты мотогондолы

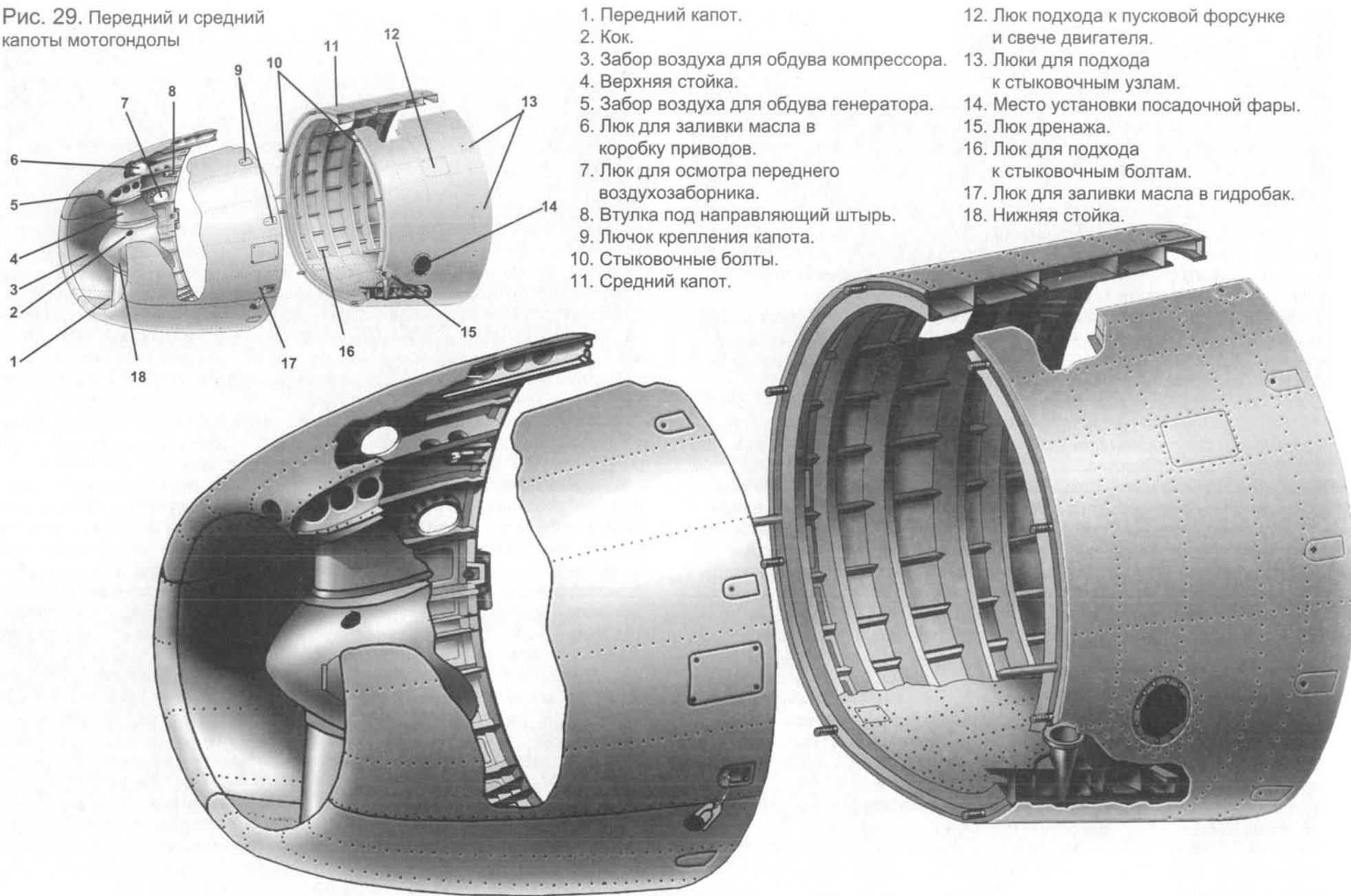
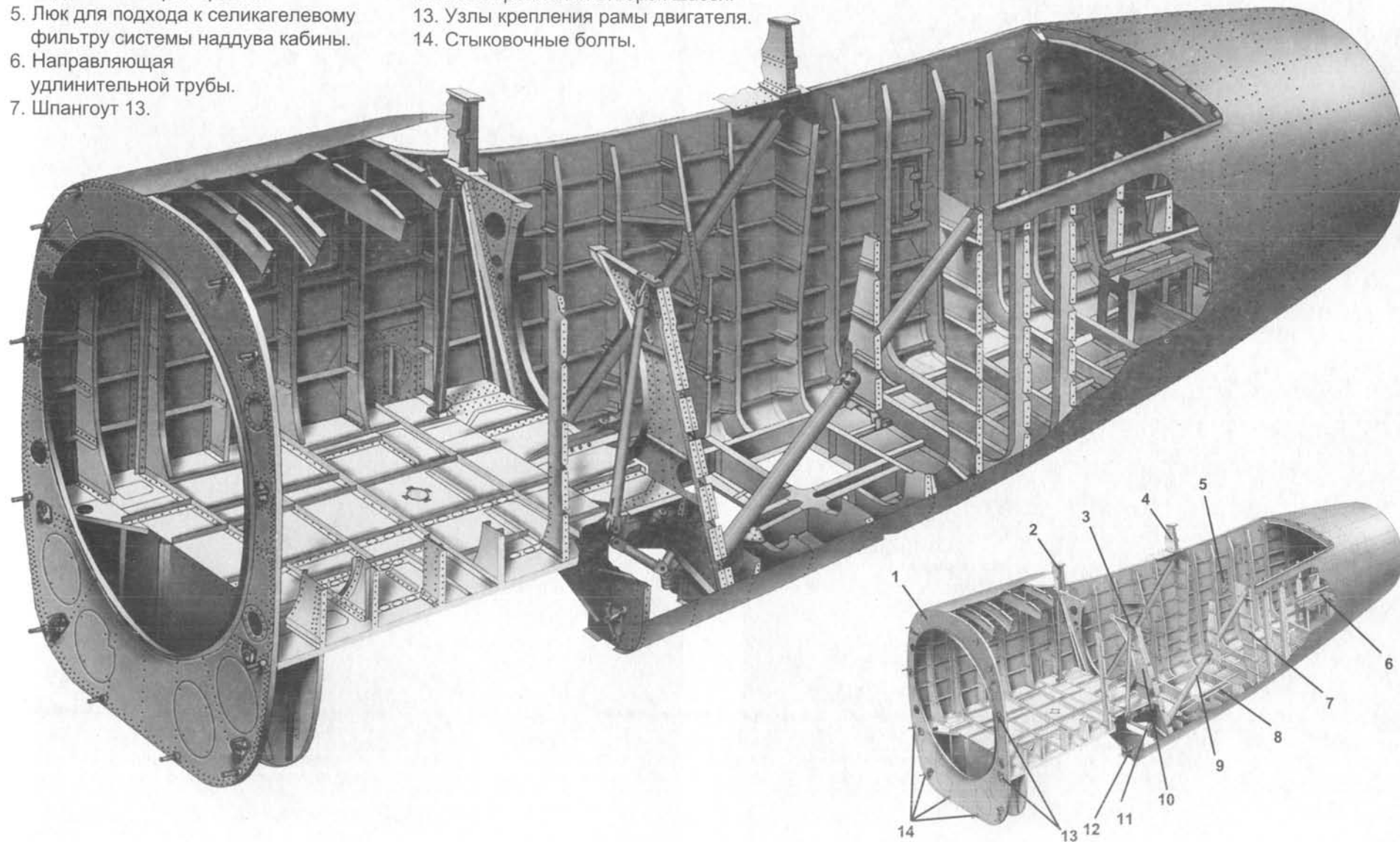
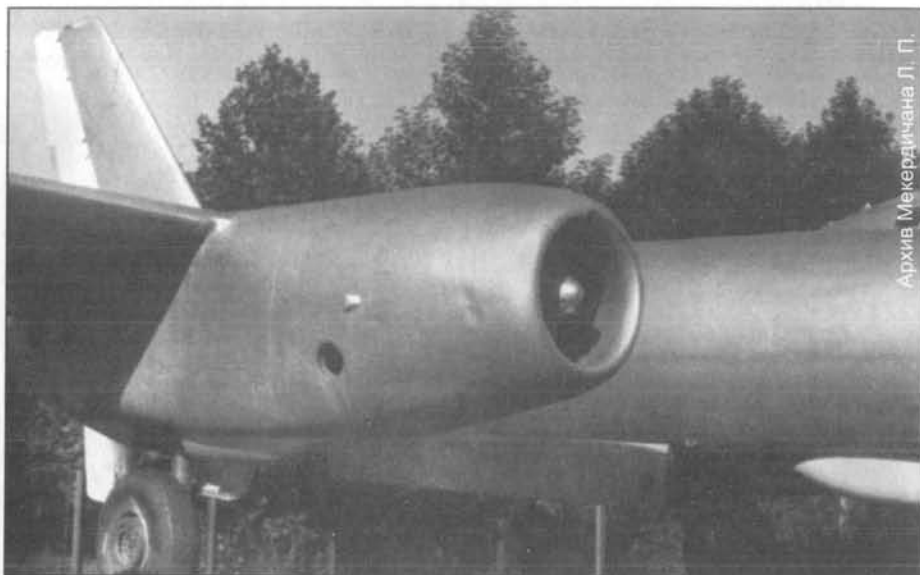


Рис. 30. Гондола

- | | |
|---|------------------------------------|
| 1. Шпангоут 1. | 8. Балка качалки шасси. |
| 2. Передний лонжерон крыла. | 9. Подкос. |
| 3. Силовой узел крепления шасси к переднему лонжерону. | 10. Наклонный шпангоут 8. |
| 4. Задний лонжерон крыла. | 11. Узел подвески шасси. |
| 5. Люк для подхода к селикагелевому фильтру системы наддува кабины. | 12. Узел крепления створок шасси. |
| 6. Направляющая удлинительной трубы. | 13. Узлы крепления рамы двигателя. |
| 7. Шпангоут 13. | 14. Стыковочные болты. |





Архив Мекердичана Л. П.

Вид на мотогондолу 2/4 спереди



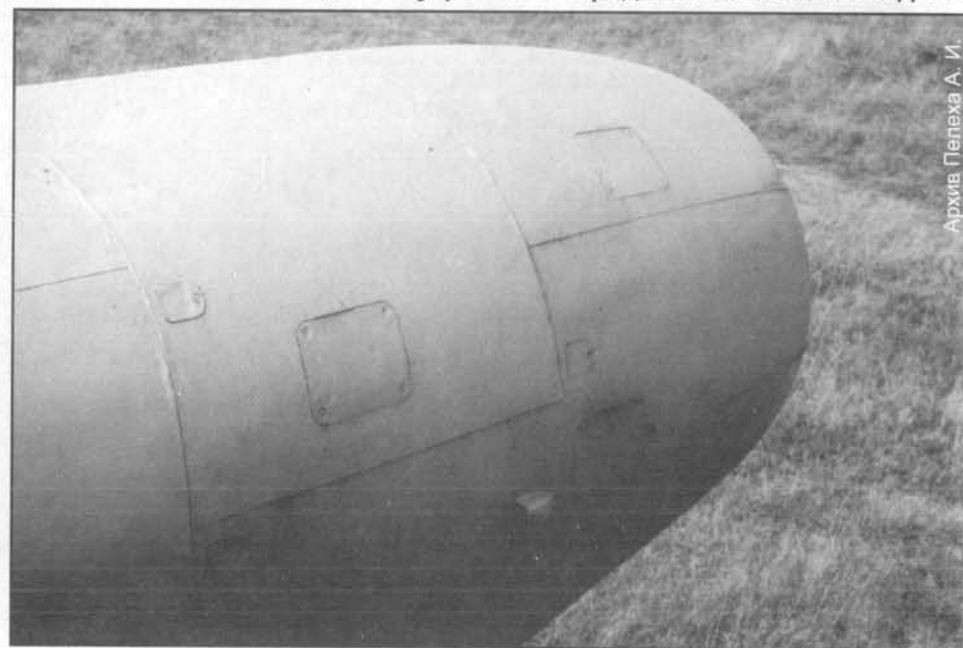
Архив Мекердичана Л. П.

Вид на мотогондолу сзади

Вид на внутреннюю переднюю часть мотогондолы



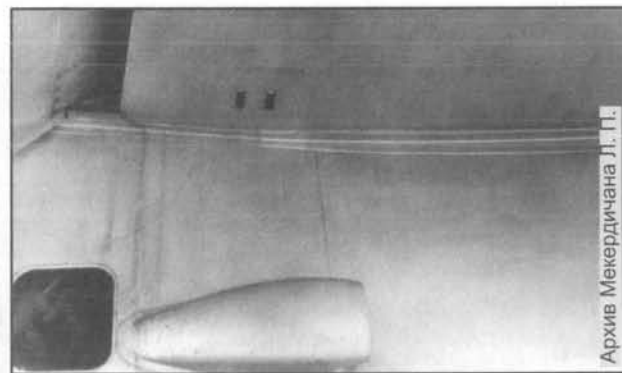
Архив Мекердичана Л. П.



Архив Пелеха А. И.



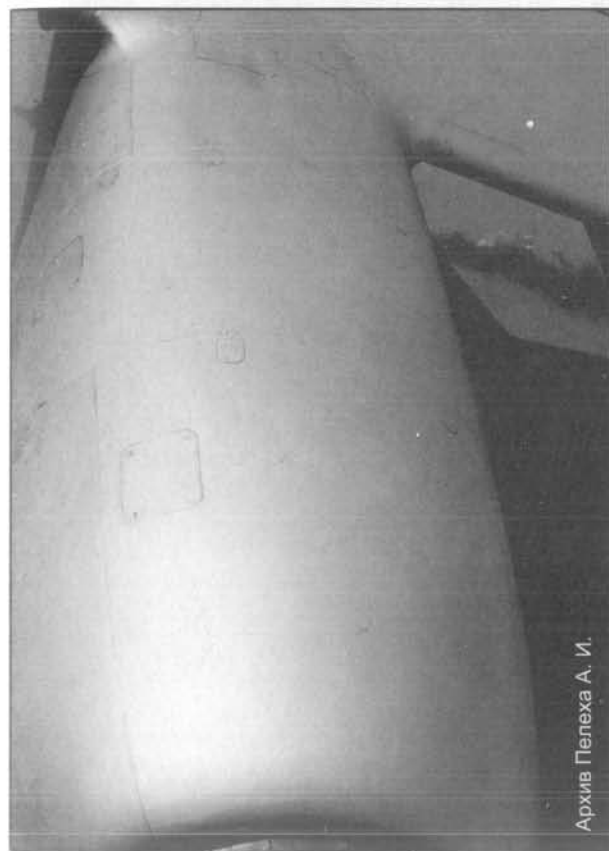
Архив Пелеха А. И.



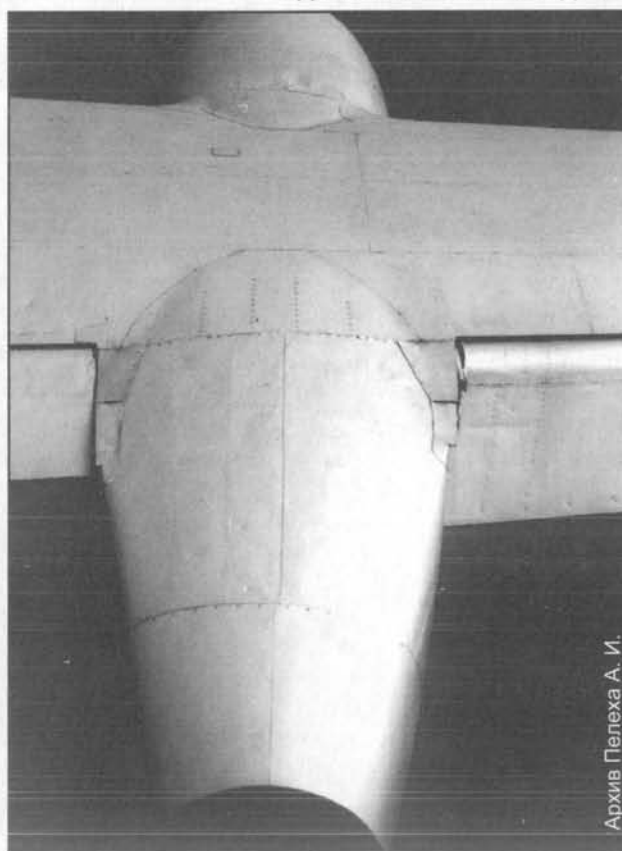
Архив Мекердичана Л. П.

Зализ сопряжения внешней части мотогондолы с консолью

Передняя часть мотогондолы

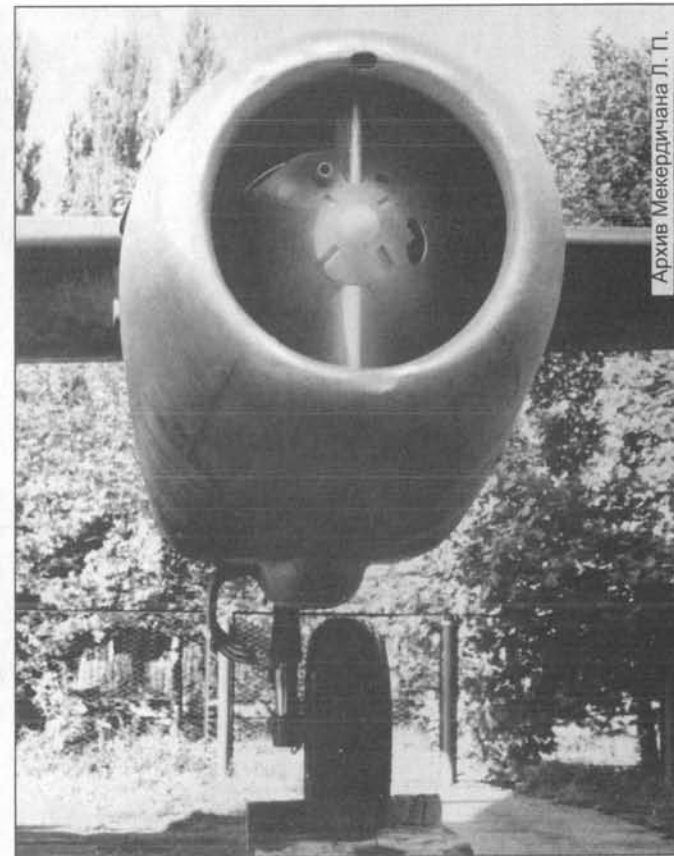


Архив Пелеха А. И.



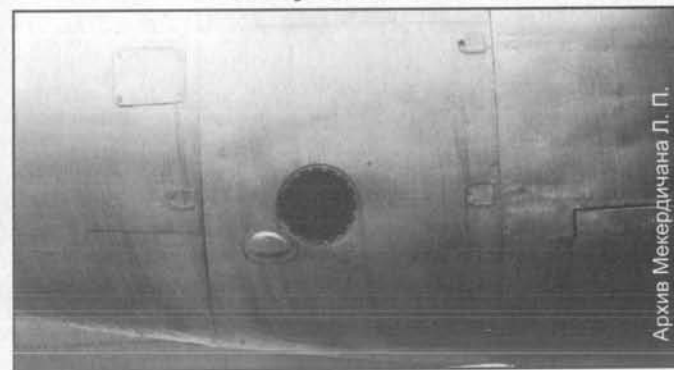
Архив Пелеха А. И.

Задняя часть мотогондолы



Архив Мекердичана Л. П.

Мотогондола (вид спереди)
Место установки посадочной фары

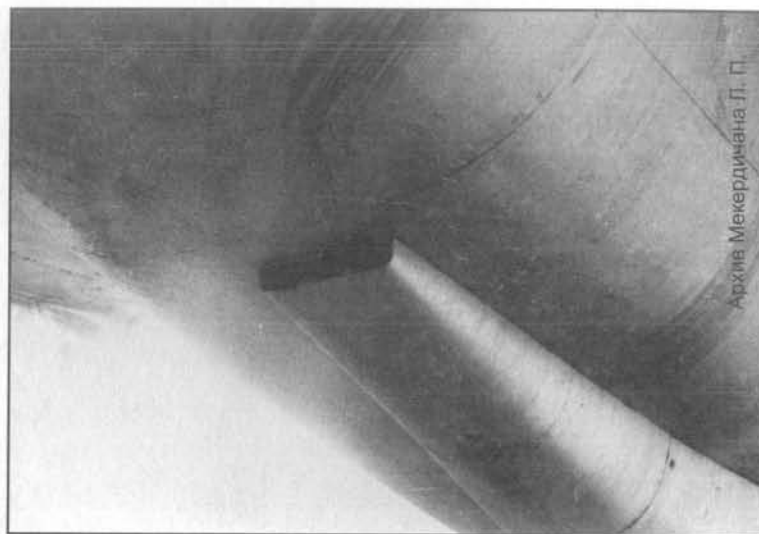


Архив Мекердичана Л. П.



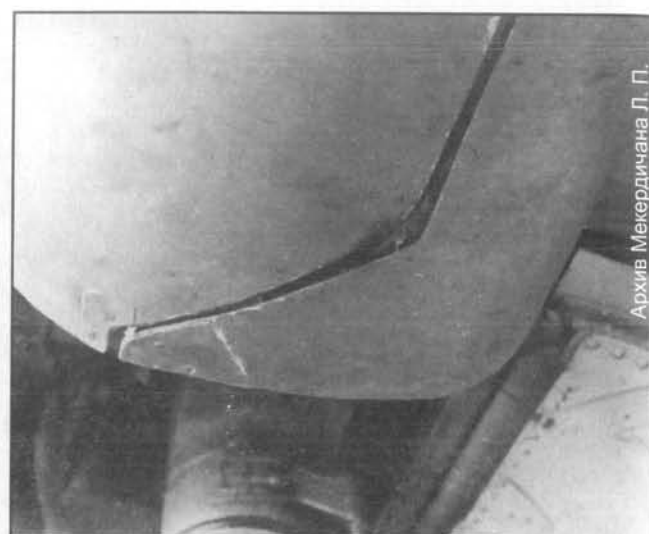
Архив Мекердичана Л. П.

Обтекатель основной стойки шасси



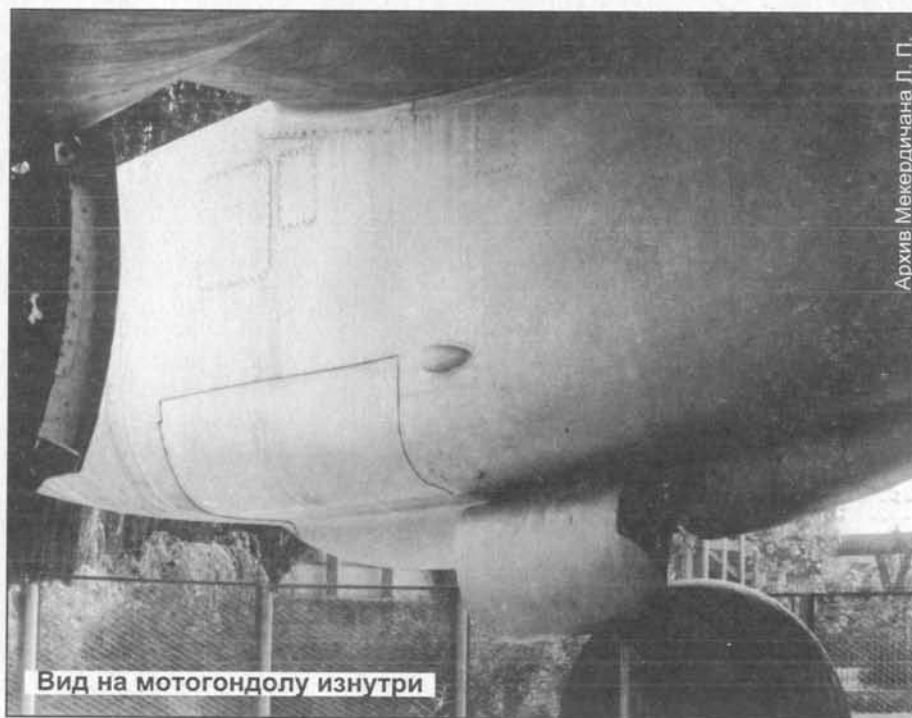
Архив Мекердичана Л. П.

Обтекатель системы сброса избыточного давления



Архив Мекердичана Л. П.

Вид на замок створок основного шасси



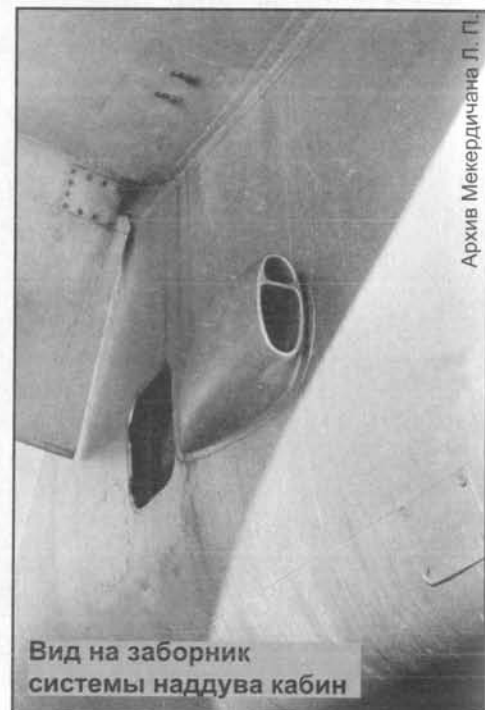
Архив Мекердичана Л. П.

Вид на мотогондолу изнутри



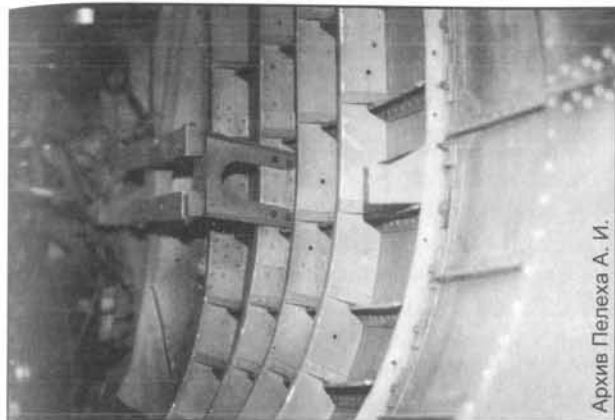
Архив Мекердичана Л. П.

Стекатель перепуска



Архив Мекердичана Л. П.

Вид на заборник
системы наддува кабин



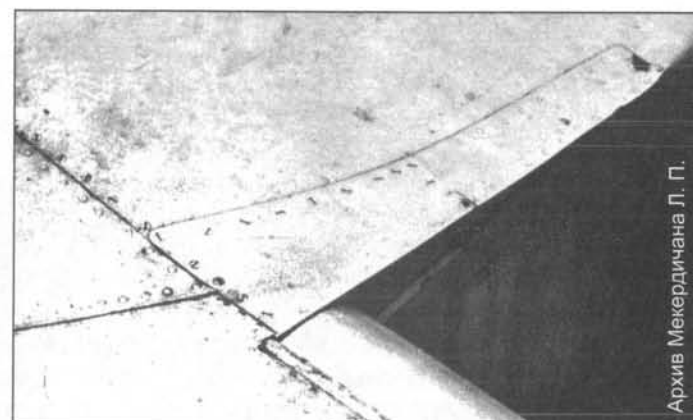
Архив Пелеха А. И.

Вид на подвижный узел крепления
выхлопной трубы двигателя



Архив Пелеха А. И.

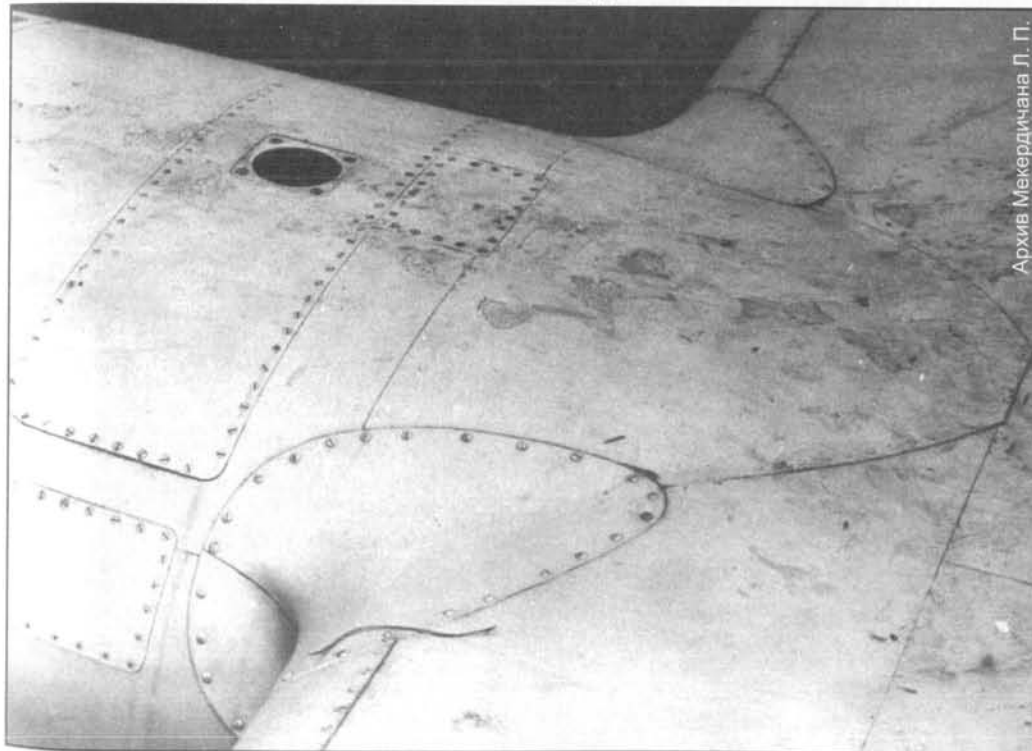
Вид на привод закрылка



Архив Мекердичана Л. П.

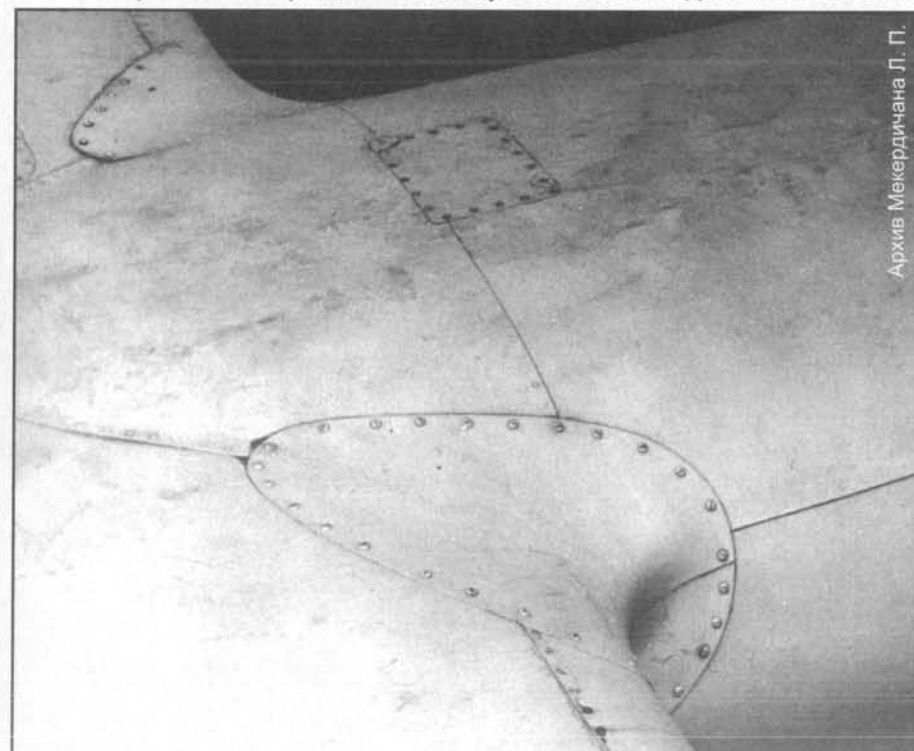
Вид на сопряжение внутреннего закрылка
с мотогондолой

Сопряжение передней части левой мотогондолы с консолью



Архив Мекердичана Л. П.

Сопряжение передней части правой мотогондолы с консолью



Архив Мекердичана Л. П.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

На самолете установлены два реактивных двигателя ВК-1, закрытых снаружи удобообтекаемыми и легкоъемными капотами. Двигатель ВК-1 является воздушно-реактивным газотурбинным двигателем, в котором тяга создается реакцией струи выхлопных газов, выбрасываемых с большой скоростью из реактивного насадка.

Работа двигателя совершается по следующей схеме. Под действием скоростного напора атмосферный воздух поступает в воздухозаборник капота, откуда часть его засасывается двигателем, а часть идет на охлаждение двигателя и удлинительной трубы.

Воздухозаборник капота представляет собой диффузор, в котором скоростной напор преобразуется в давление. Поджатый воздух через предохранительные сетки поступает к крыльчатке компрессора, подходя к ней с двух сторон. В компрессоре воздуху сообщается большая скорость и повышается его давление. Далее воздух направляется в лопаточный диффузор, где скорость его уменьшается, а давление увеличивается, достигая своего максимума. Из лопаточного диффузора воздух поступает к горловинам камер сгорания. Каждая из девяти камер сгорания состоит из кожуха с горловиной и жаровой трубы, во входной части которой помещена форсунка, подающая топливо. В жаровой трубе происходит смешивание топлива с воздухом и сгорание топлива. Газы, выходящие из каждой камеры, поступают сначала в газосборник, а затем на лопатки соплового аппарата и турбины. В турбине часть кинетической энергии газа расходуется на ее вращение, обеспечивая работу воздушного компрессора и всех механизмов, обслуживающих самолетные и двигательные системы. Из

Двигатель ВК-1

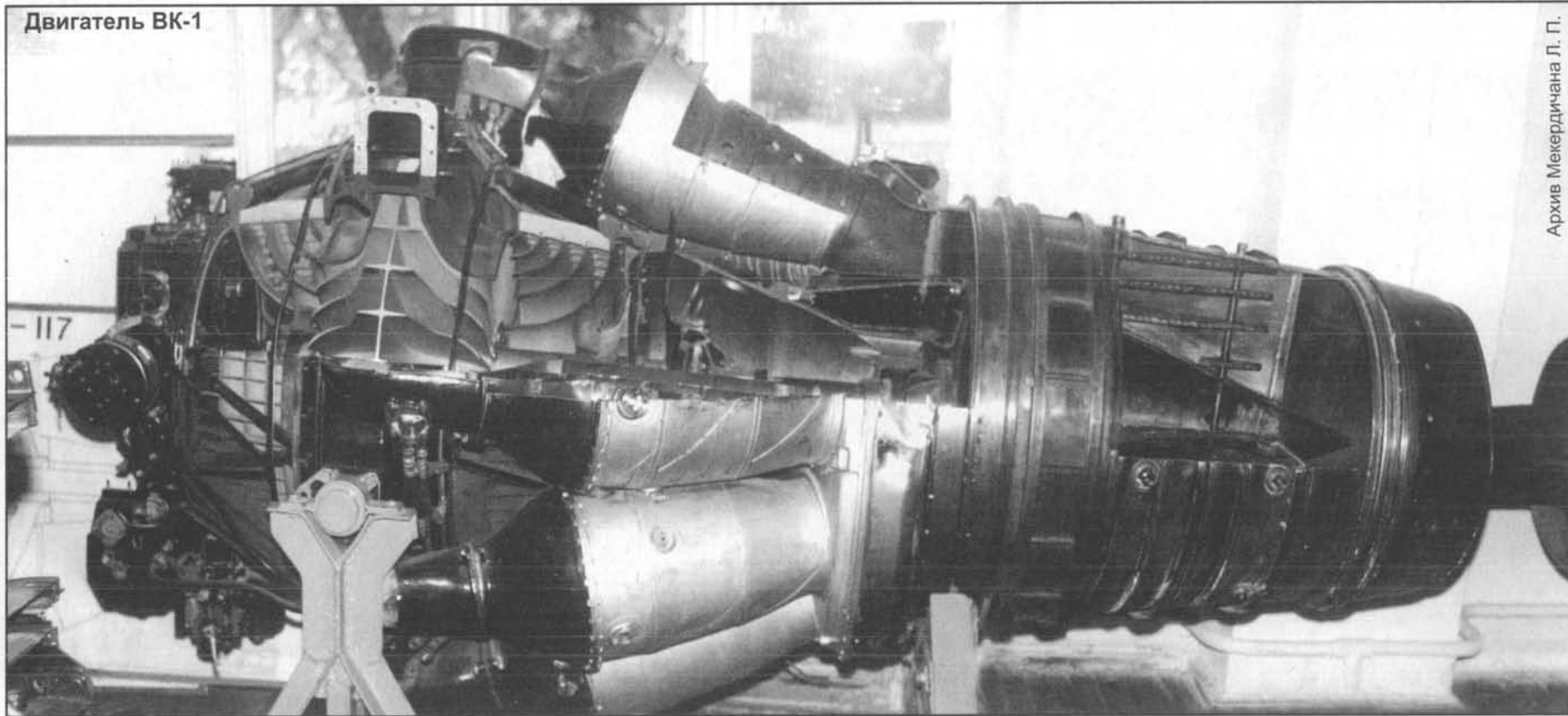
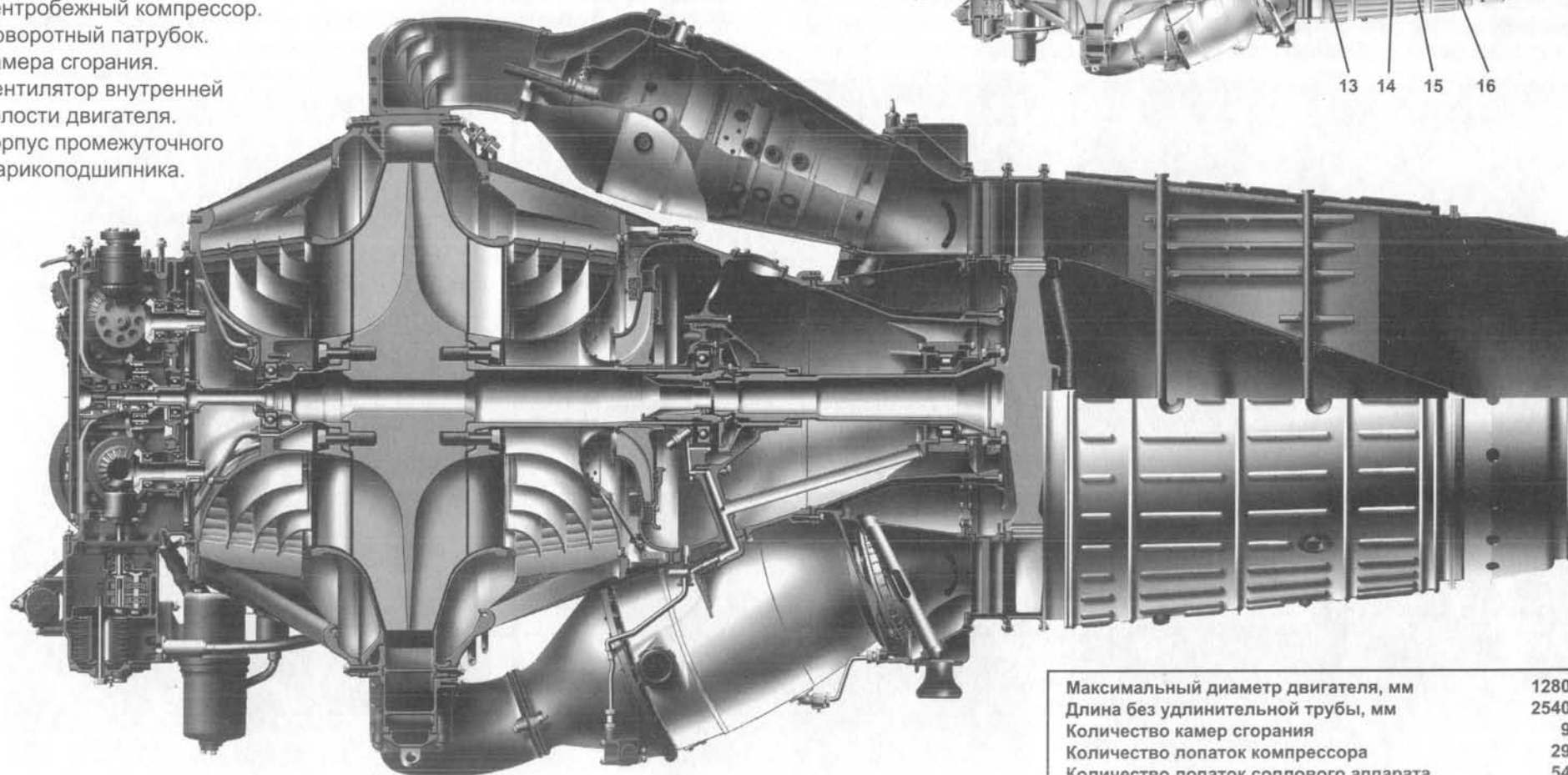
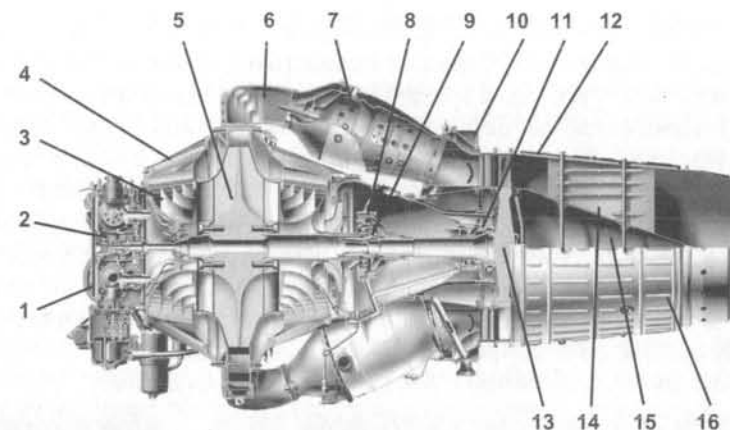


Рис. 31. Продольный разрез двигателя ВК-1

- | | |
|---|--------------------------------------|
| 1. Корпус переднего роликового подшипника. | 10. Газосборник. |
| 2. Коробка приводов. | 11. Корпус заднего роликоподшипника. |
| 3. Направляющий аппарат компрессора. | 12. Сопловой аппарат. |
| 4. Входная решетка. | 13. Турбина. |
| 5. Двухсторонний центробежный компрессор. | 14. Обтекатель стяжных труб. |
| 6. Поворотный патрубок. | 15. Конус. |
| 7. Камера сгорания. | 16. Реактивная труба. |
| 8. Вентилятор внутренней полости двигателя. | |
| 9. Корпус промежуточного шарикоподшипника. | |



Максимальный диаметр двигателя, мм	1280
Длина без удлинительной трубы, мм	2540
Количество камер сгорания	9
Количество лопаток компрессора	29
Количество лопаток соплового аппарата	54
Количество лопаток турбин	62

турбины струя газов через выхлопную и удлинительную трубы и реактивный насадок выбрасывается с большой скоростью в атмосферу. Для охлаждения диска газовой турбины и среднего и заднего подшипников используется воздух, подающийся от центробежного вентилятора, установленного на валу компрессора. Находясь под давлением 0,3 кг/см², охлаждающий воздух обтекает диск турбины и подшипники и затем поступает в коллектор, после чего отводится наружу через трубу сечением 83 мм. Труба выведена в носок обтекателя стойки шасси на gondole, где для выхода воздуха в обшивке сделаны жабры. На переднем фланце коробки передач установлена коробка самолетных агрегатов типа А. Двигатели комплектки А устанавливаются на самолеты Ил-28, Ил-28Р и Ил-28У. Двигатели этой комплектки отличаются от двигателей комплектки В следующим:

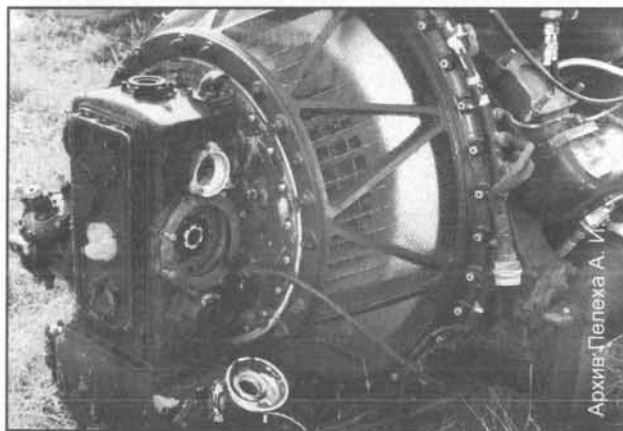
1. На корпус компрессора устанавливается нижняя опора двигателя, а дополнительные опоры крепления не устанавливаются. Двигатель крепится на самолете за опорные цапфы и нижнюю опору на корпусе компрессора.

2. На компрессор двигателя устанавливается утепленный коллектор отбора воздуха, к которому на самолете присоединяются два трубопровода.

3. На двигатель устанавливается реактивная труба типа А с двумя дополнительными фланцами на кожухе, к которым на самолете присоединяются трубопроводы для отвода воздуха.

4. На самолете двигатель устанавливается с удлинительной трубой типа Б длиной 4125 мм.

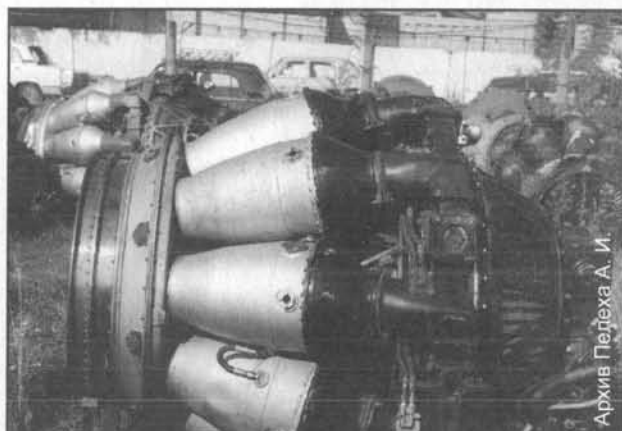
5. На коробку приводов самолетных агрегатов типа А устанавливается генератор ГСР-9000, прикладываемый к двигателю.



Коробка приводов (вид слева)
Двигатель (вид на сопловой аппарат)



Архив Пелеха А. И.

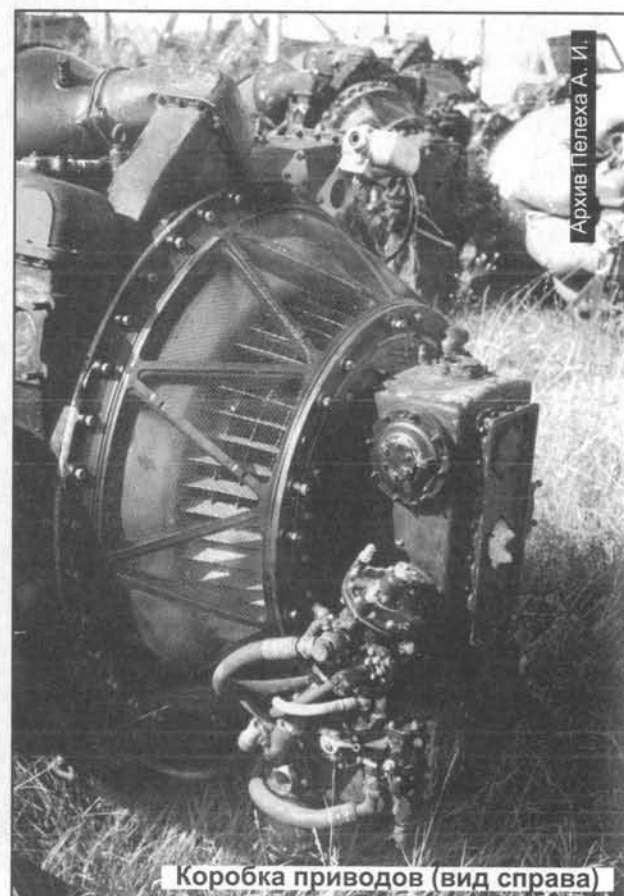


Архив Пелеха А. И.

Двигатель (вид сбоку)
Двигатель (вид на турбину)



Архив Пелеха А. И.



Архив Пелеха А. И.

Коробка приводов (вид справа)

В передней части капота двигателя размещено противопомпажное устройство. Оно состоит из трубопровода, идущего от коллектора противобледенительной системы к носку кока, заслонки, перекрывающей трубопровод, и зонтичного колпачка на носке кока.

СТАРТОВЫЙ УСКОРИТЕЛЬ

Для сокращения взлетной дистанции самолета применяются два сбрасываемых в полете стартовых ускорителя ПСР-1500-15, установленные симметрично относительно оси самолета, с обеих сторон фюзеляжа. Расположение и конструкция узлов подвески ускорителей таковы, что оси подвешенных ускорителей в плоскости симметрии самолета составляют с осью самолета угол 16° и проходят вблизи центра тяжести самолета. Благодаря этому дополнительные моменты, возникающие при работе ускорителей, очень малы.

Конструктивно ракета выполнена в виде хроманселевого сварного корпуса, имеющего внутреннюю теплоизоляцию, внутри которого помещен пороховой заряд. Корпус с заднего торца закрыт крышкой, навинченной на резьбу корпуса. В крышке на резьбе крепится реактивное сопло, закрытое алюминиевой диафрагмой, разрушающейся под давлением газов после запала ускорителя. Перед соплом установлена решетка, предохраняющая сопло от засорения кусками пороха и сгоревшей теплоизоляции. На крышке корпуса установлено предохранительное сопло, алюминиевая диафрагма которого разрушается при повышении давления внутри ракеты свыше 75 кг/см^2 .

Рис. 32. Подвеска стартового ускорителя



В носке ракеты установлены 2 пиропатрона ПП-9, служащие для запала порохового заряда ракеты.

Каждый ускоритель подвешивается к самолету в трех точках, две из которых расположены на фюзеляже самолета, а третья — на центроплане. Соответственно этому снаряженный ускоритель несет на себе три хомута с узлами крепления к самолету. Передний и задний узлы крепления ускорителя представляют собой упоры, в тело которых запрессованы два хроманселевых стержня. Средний узел представляет собой хомут с двумя приваренными ушками, между которыми крепится тяга, второй конец которой закрепляется в замке центропланного узла. В одном из ушков хомута закреплена серьга для подъема ускорителя с земли. Центропланый узел выполнен в виде кронштейна из магниевых сплава, на котором закреплен замок ДЗ-40 с электромагнитным предохранителем и имеется гнездо для ролика подъема ускорителя. Подход к центропланному узлу — через лючок в нижней обшивке центроплана. Для подвески ускорителей последние доставляются к самолету на специальных тележках с установленными и закрепленными хомутами. Снаряжение ускорителей производится при помощи специального приспособления, позволяющего установить хомуты в строго определенном положении друг относительно друга.

Рис. 33. Продольный разрез стартового ускорителя



Основные данные стартового ускорителя ПСР-1500-15

Средняя тяга, кг	1350 - 2350 кг
Максимальная тяга, кг	1575 - 2890 кг
Полный импульс, кг/сек	19220 - 21730 кг. сек
Продолжительность действия, сек	9,0 - 14,6 сек
Вес конструкции ускорителя, кг	130 - 132 кг
Вес снаряженного ускорителя (с пороховым зарядом), кг	241,2 - 245,9 кг

НОСОВАЯ СТОЙКА

Передняя стойка шасси установлена в передней части фюзеляжа и убирается назад между шпангоутами 5 и 12. Передняя стойка одностоечной конструкции с задним складывающимся подкосом снабжена двумя нетормозными колесами 600 х 155 В. Ход амортизатора 400 мм. Основными элементами стойки являются: амортизатор, складывающийся подкос с замком выпущенного положения, траверса, шлиц-шарнир, гаситель колебаний (демпфер), цилиндр-подъемник, пружинный цилиндр и замок убранного положения. На верхней части цилиндра амортизационной стойки устанавливается траверса, закрепленная 4-мя конусными болтами. По торцам траверсы вставлены хромансильевые цапфы, относительно которых происходит вращение стойки при уборке. На нижнюю часть цилиндра амортизационной стойки устанавливается хомут с приваренными ушками для крепления тяги демпфера и шлиц-шарнира. Хомут и шлиц-шарнир служат для передачи вращательного движения от колес на демпфер. На хомуте имеются упоры, ограничивающие поворот штока демпфера относительно цилиндра на 5° от нейтрального положения. На нижнюю часть штока насаживается хромансильевый узел с осью колеса и закрепляется двумя конусными проб-

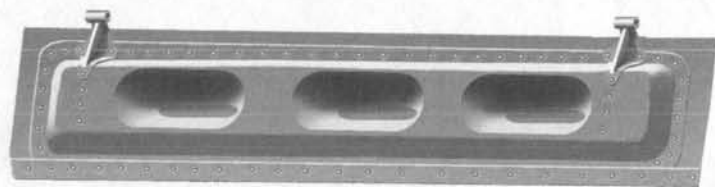


Рис. 33. Створки носовой стойки шасси



ками, стянутыми болтом. К узлу приварен кронштейн для крепления серьги фиксации ноги в убранном положении. Складывающийся подкос состоит из двух частей. В выпущенном положении средний шарнир складывающегося подкоса имеет обратную стрелу прогиба 15 мм. Замок выпущенного положения состоит из двух основных деталей: крюка и защелки, смонтированных между щеками верхнего подкоса.

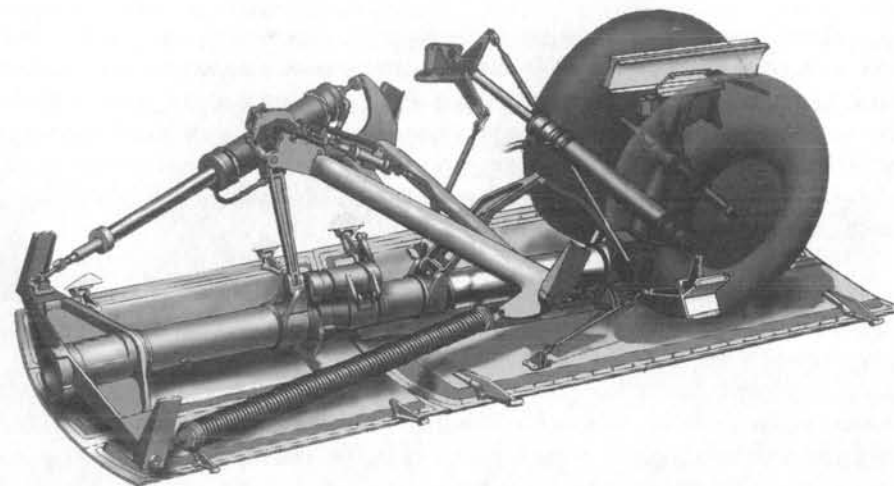


Рис. 34. Носовая стойка шасси в убранном положении

- | | |
|--|---|
| 1. Шток-поршень. | 10. Узел крепления подкоса. |
| 2. Амортизатор. | 11. Гаситель колебаний (демпфер «шимми»). |
| 3. Узел крепления пружинного цилиндра. | 12. Тяга. |
| 4. Щиток. | 13. Хомут шлиц-шарнира. |
| 5. Штуцер зарядки амортизатора. | 14. Шлиц-шарнир. |
| 6. Цилиндр-подъемник передней ноги. | 15. Колеса спаренные 600х180 (600х155В). |
| 7. Пружинный цилиндр. | 16. Серьга. |
| 8. Верхнее звено подкоса. | 17. Нижний узел стойки. |
| 9. Нижнее звено подкоса. | 18. Скоба. |
| | 19. Ось. |

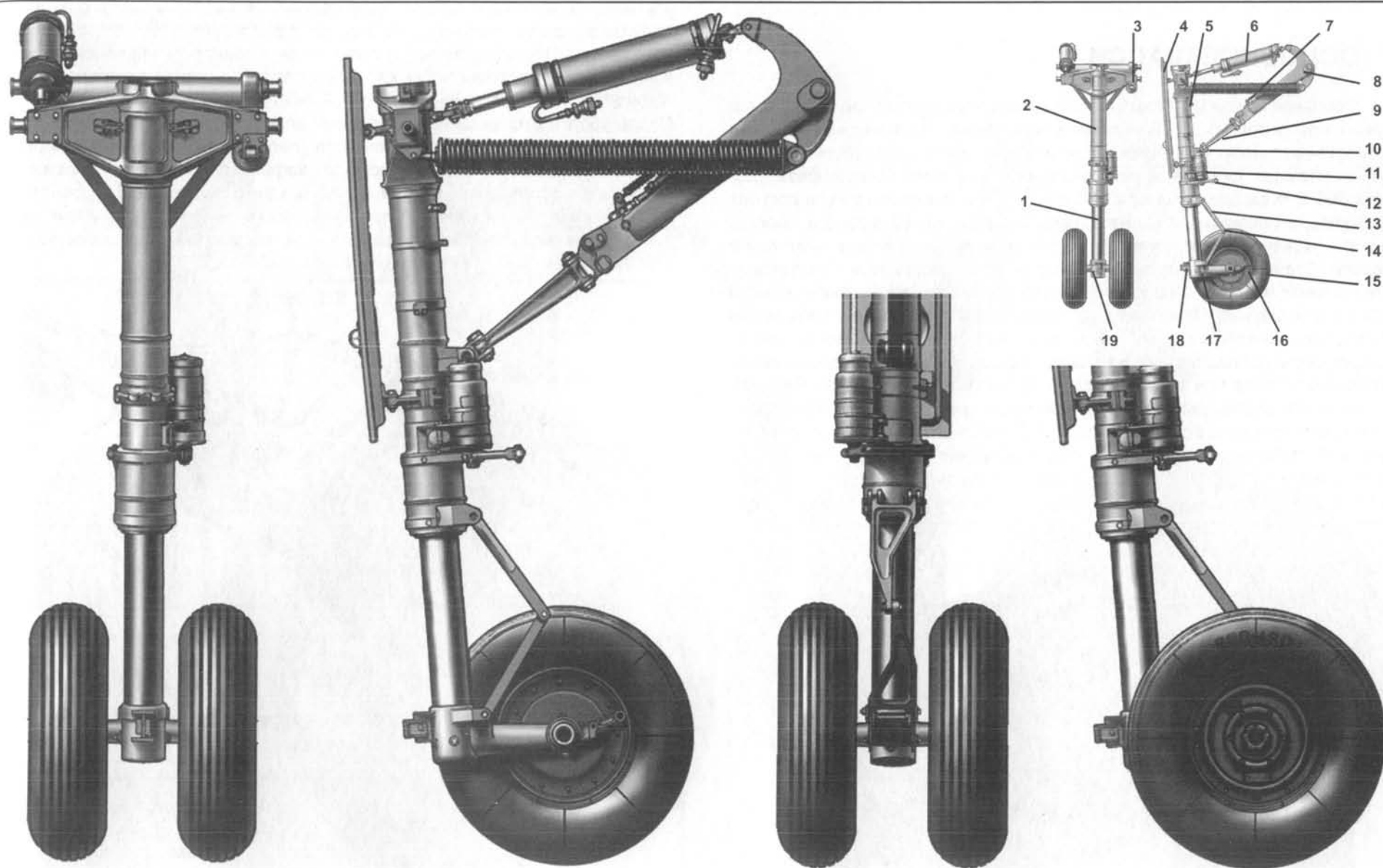


Рис. 35. Носовая стойка

ОСНОВНОЕ ШАССИ

Основное шасси установлено в мотогондолах двигателей и убирается вперед с поворотом на 90°. В убранном положении шасси закрывается тремя створками, двумя передними и одной задней. Основное шасси одностоячной конструкции снабжено усиленным двухтормозным колесом размером 1150 x 355 В. Ход амортизатора 300 мм. Стойка основного шасси состоит из следующих основных элементов: амортизатора, шлиц-шарнира, колеса, замка выпущенного положения, цилиндра управления шасси и механизма поворота. Стойка шасси шейками траверсы устанавливается в подшипнике на силовой части мотогондолы. Гнездо под палец замка выпущенного положения и шарнир тяги поворота также закреплены на силовой части мотогондолы. Эти четыре узла закрепляют главную стойку в мотогондоле. Траверса образует подшипник, в котором вращается вокруг своей оси амортизационная стойка при уборке. В верхней части амортизационной стойки на шлицах установлен рычаг поворота, который совместно с тягой поворота и обеспечивает поворот стойки вокруг своей оси. На верхнюю часть амортизационной стойки надевается хомут замка выпущенного положения, жестко закрепленного на траверсе. Замок состоит из корпуса, в котором установлен палец замка, двухзвенника и пружины, закрывающих замок, и цилиндра

Рис. 36. Створки основной стойки шасси



управления замком. В выпущенном положении палец входит в гнездо, неподвижно укрепленное на мотогондоле, и фиксирует стойку в выпущенном положении. Открытие замка производится цилиндром управления замка выпущенного положения. Так как рычаг поворота стойки закреплен на мотогондоле, то одновременно с подъемом стойки происходит и ее поворот. После уборки стойки качалка включает клапан передних створок, и после закрытия передних створок включается клапан закрытия задней створки. В убранном положении стойка с колесом зафиксирована между упорами на шпангоуте мотогондолы и упорами на передних створках. На упоры передних створок ложится колесо. Передние створки запираются замками, которые одновременно являются замками убранного положения шасси. Каждая створка имеет два замка – передний и задний.

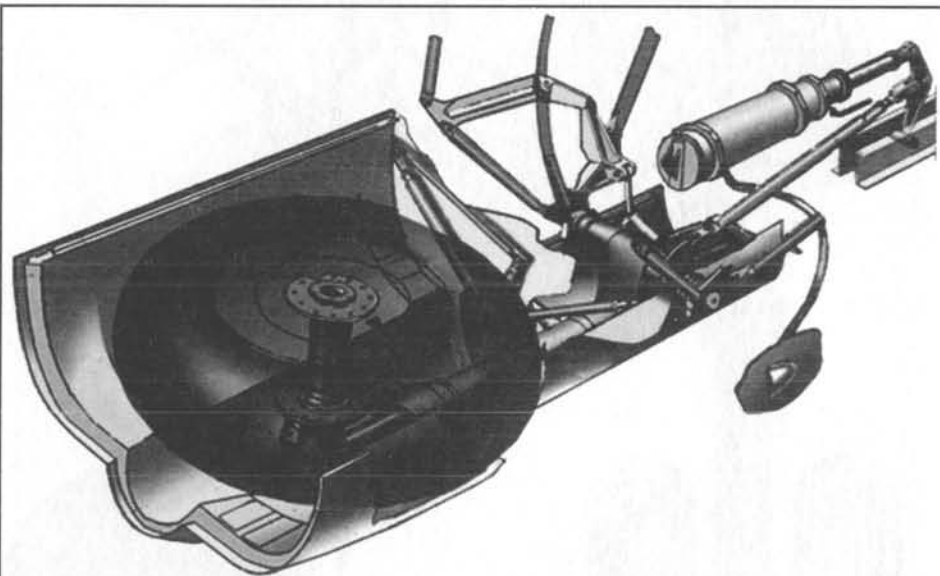
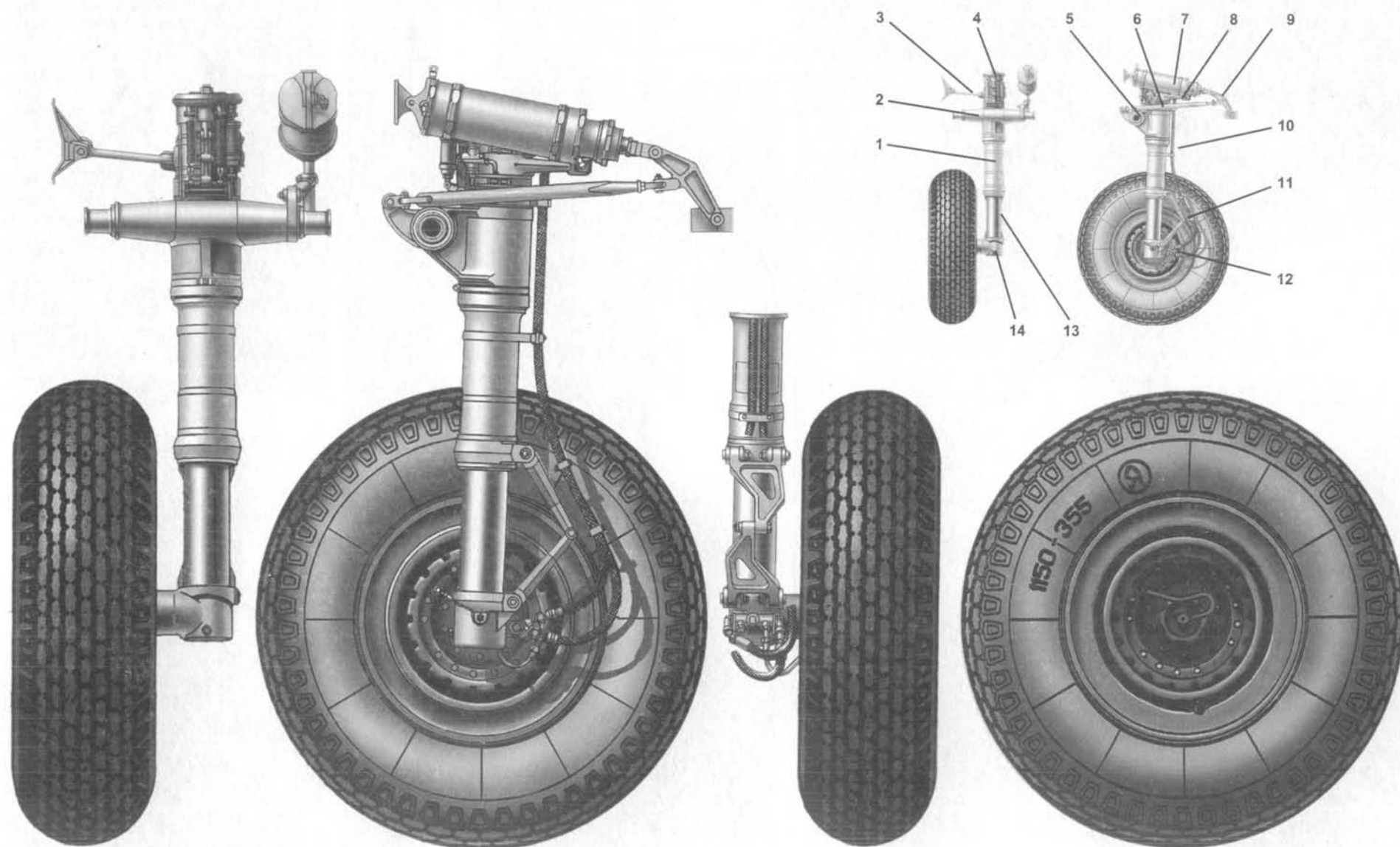


Рис. 37. Основная стойка шасси в убранном положении

- | | |
|------------------------------------|---|
| 1. Цилиндр-амортизатор. | 9. Качалка. |
| 2. Траверса. | 10. Шланг торможения. |
| 3. Тяга поворота. | 11. Шлиц-шарнир. |
| 4. Замок выпущенного положения. | 12. Аварийный переключатель системы торможения. |
| 5. Кардан. | 13. Шток. |
| 6. Тяга. | 14. Траверса. |
| 7. Цилиндр управления шасси. | |
| 8. Рычаг поворота основной стойки. | |

Рис. 38. Основная стойка шасси

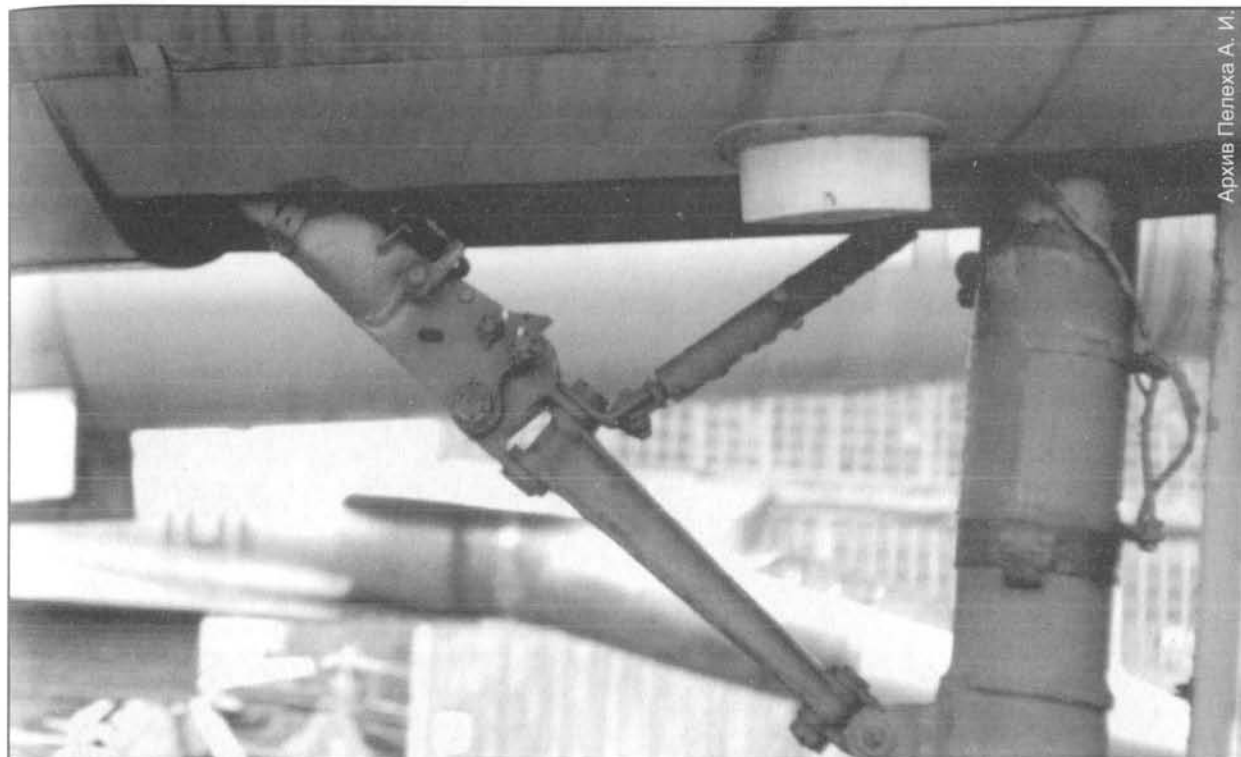




Гаситель колебаний



Узлы крепления подкоса и гасителя колебаний



Архив Пелеха А. И.

Ломающийся подкос



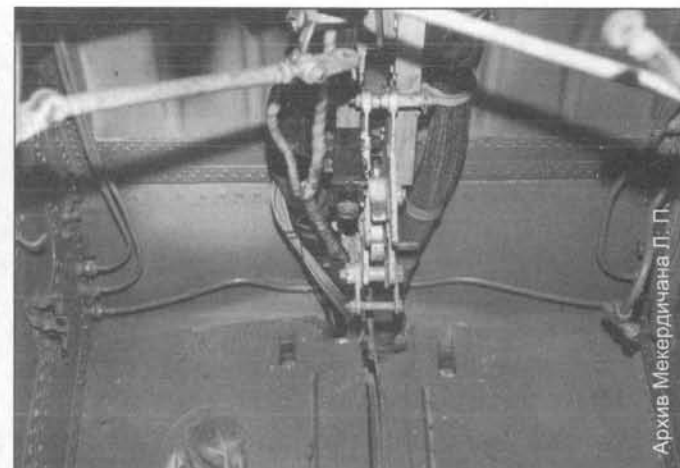
Архив Пелеха А. И.

Узлы крепления подкоса и гасителя колебаний



Архив Пелеха А. И.

Шлиц-шарнир передней стойки



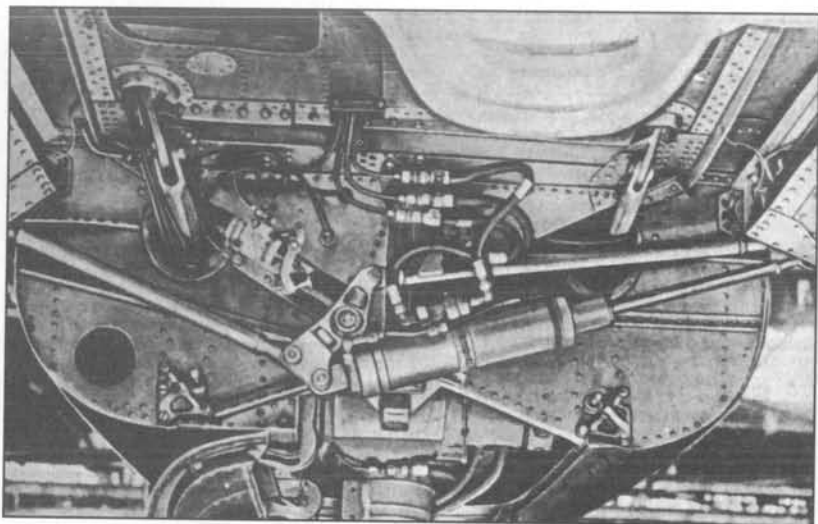
Архив Мехерджичана Л. П.

Замок передней стойки шасси



Архив Пелеха А. И.

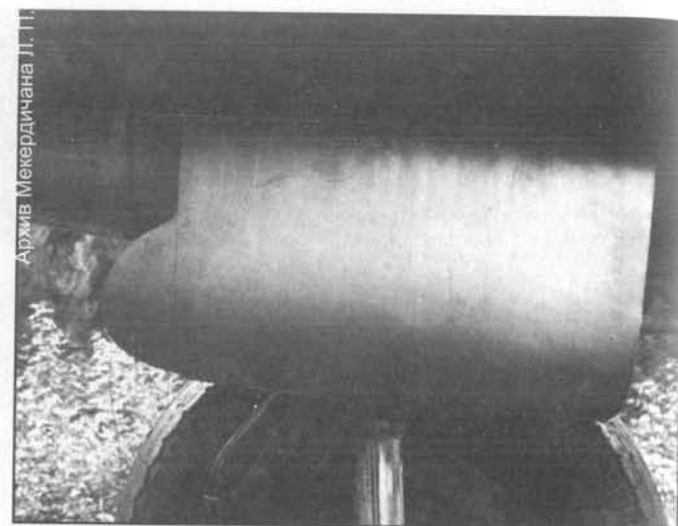
Переднее колесо (вид сбоку)



Механизм привода створок основного шасси



Вид на двухзвенник и трубопровода системы торможения



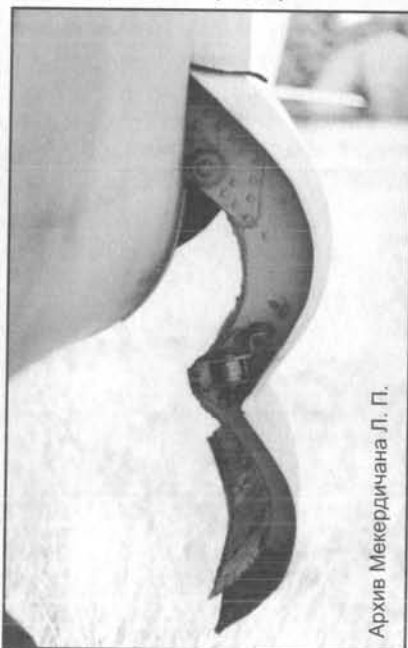
Малая створка основного шасси

Основное шасси (вид снаружи)



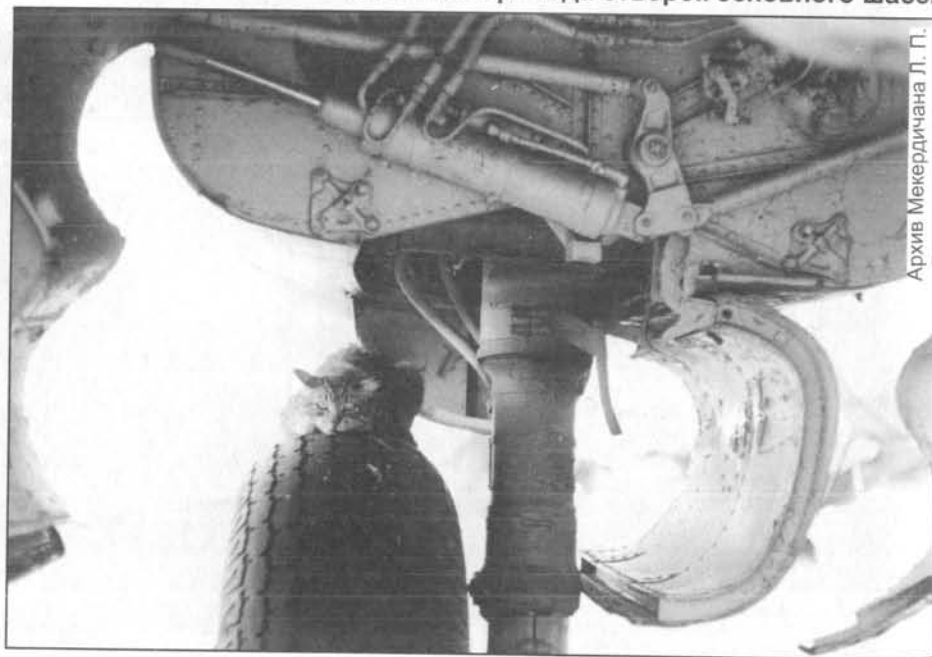
Архив Мекердичана Л. П.

Створка основного шасси (вид спереди)

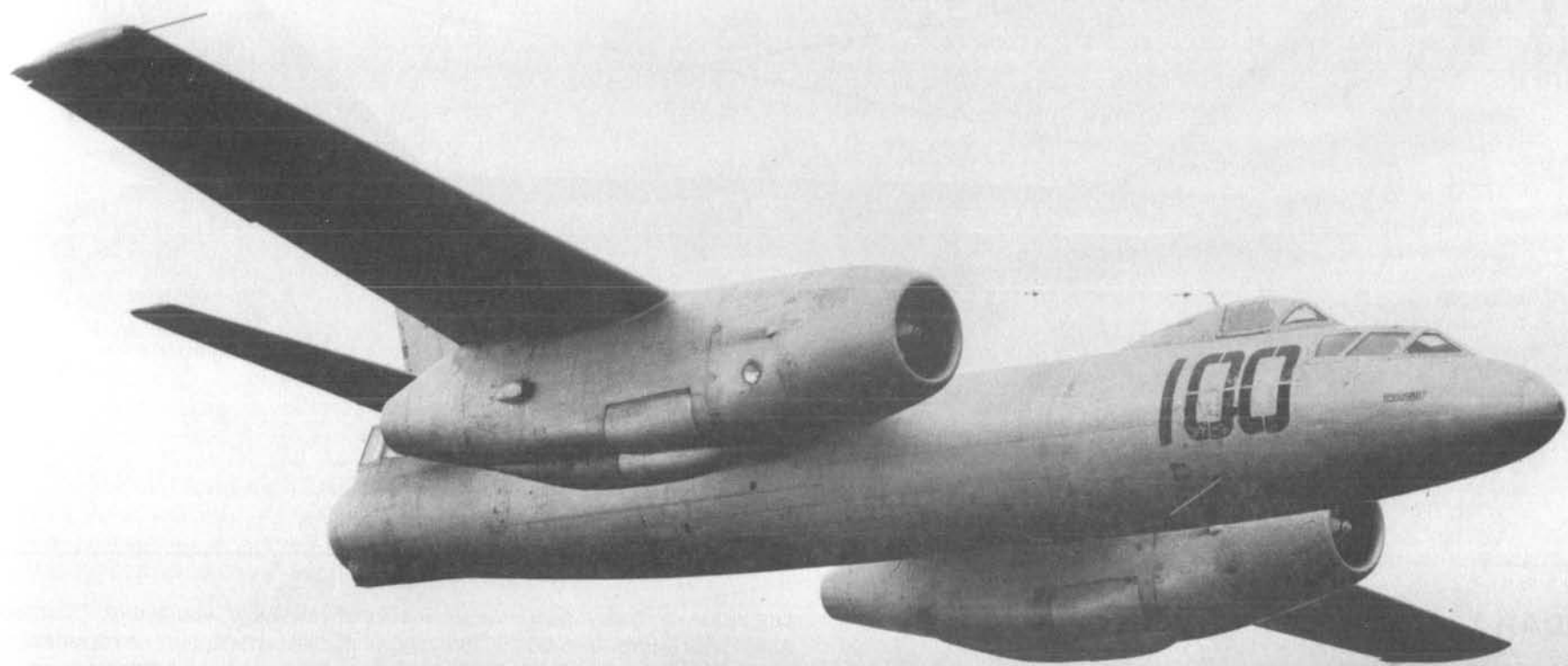


Архив Мекердичана Л. П.

Механизм привода створок основного шасси



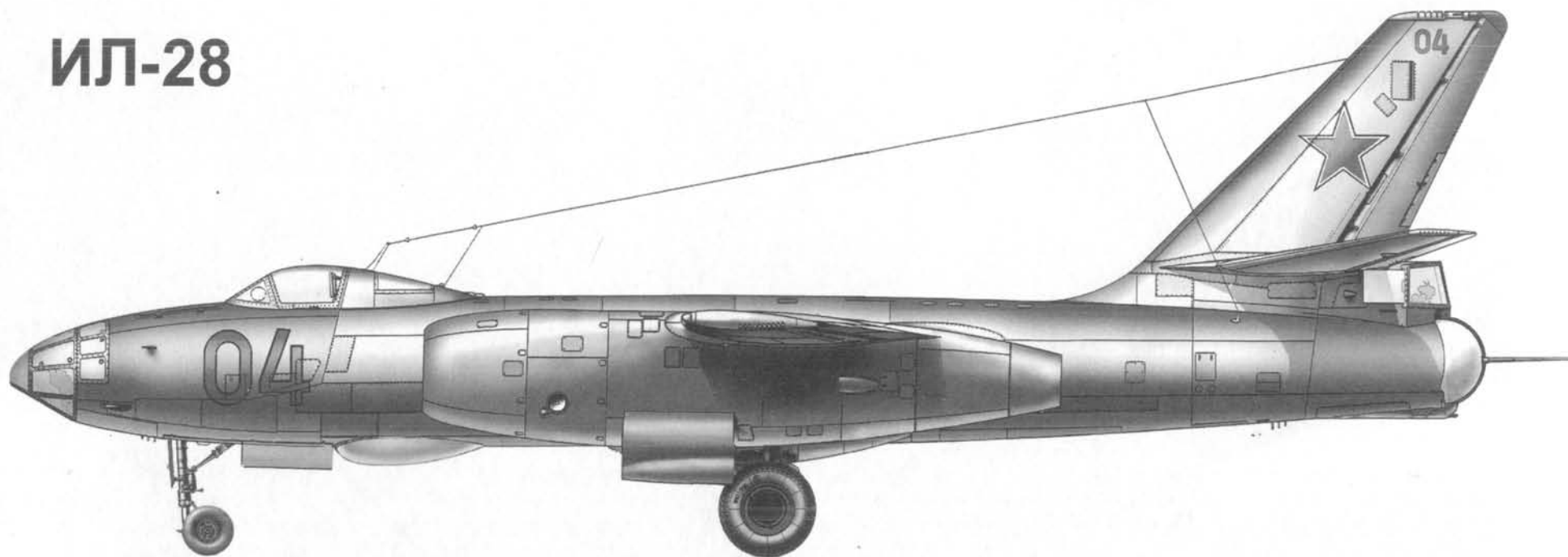
Архив Мекердичана Л. П.



Архив Удалова К. Г.

МОДИФИКАЦИИ

ИЛ-28



ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Самолет ИЛ-28 — фронтовой бомбардировщик, снабженный двумя турбореактивными двигателями ВК-1. Экипаж самолета — летчик, штурман и стрелок-радист — надежно защищены броней от пуль и осколков снарядов с наиболее вероятных направлений обстрела и размещаются в герметизированных и теплозвукоизолированных кабинах.

Вся бомбовая нагрузка размещается внутри вместительного бомбового отсека средней части фюзеляжа (включая бомбу ФАБ-3000). Бомбометание производит штурман, пользуясь прицелами ОПБ-5 СН и ПСБН-М. Управление створками бомбового отсека — воздушное.

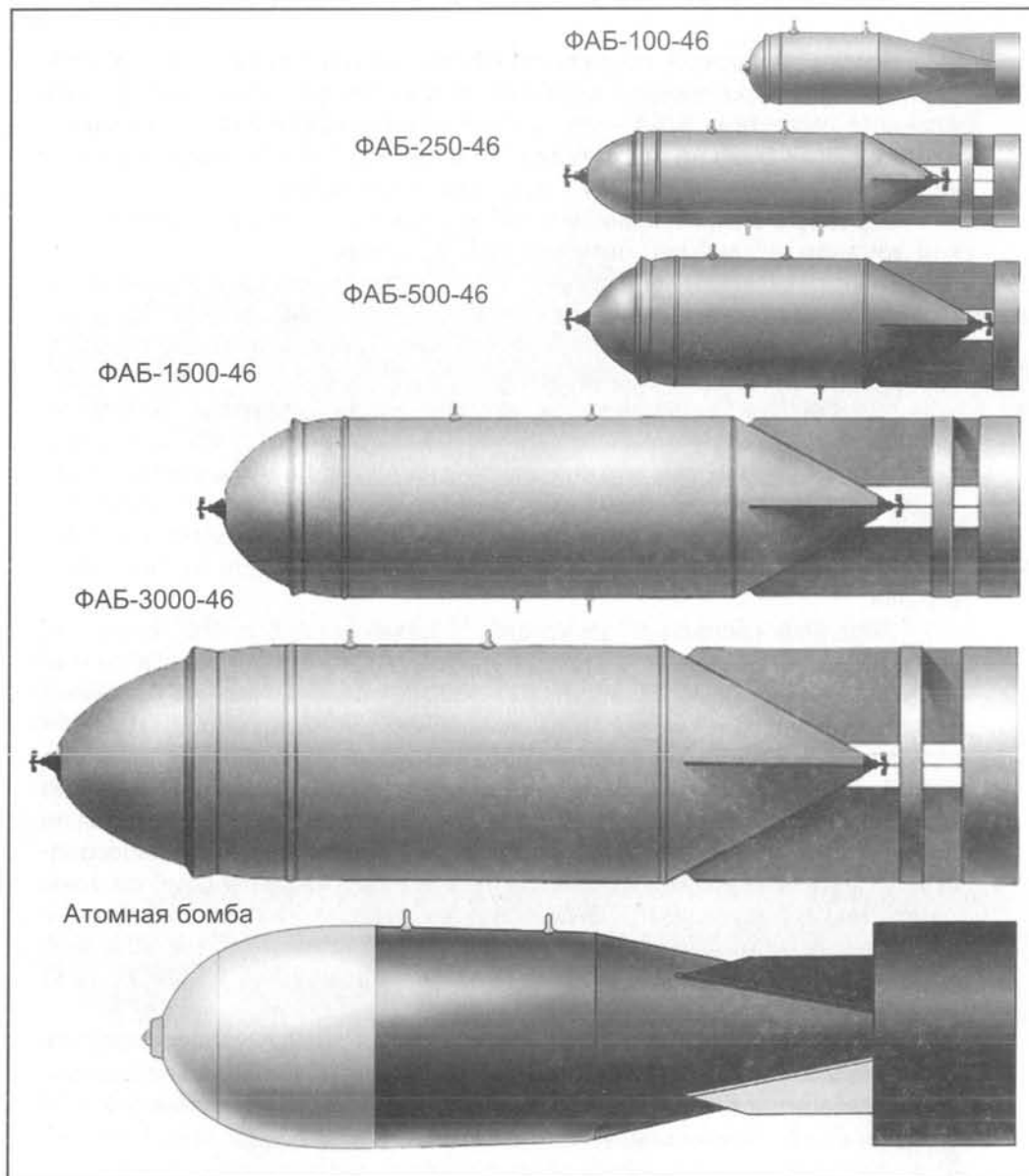
Стрелковое вооружение состоит из четырех пушек НР-23. Две из них устанавливаются неподвижно в нижних боковых нишах носовой части фюзеляжа, управляются летчиком (прицел ПКИ-1), имеют боекомплект — 100

снарядов на пушку, размещенный в коробках выше ниш пушек. Пристреливаются на дистанцию 600 м. Две другие пушки размещены на кормовой подвижной установке ИЛ-К6. Боекомплект — 450 снарядов на две пушки. Привод механизмов поворота — гидравлический. Управление гидроприводом осуществляется электросистемой, связанной с прицелом стрелка-радиста (АСП-ЗП). Предельные скорости поворота стволов пушек: от 30° в секунду до 0,25° в секунду. Стрелковые установки снабжены двумя фотокинопулеметами С-13.

В качестве основного материала каркасных агрегатов применен дюралюминий Д16Т. Конструкция фюзеляжа, крыла, моторных гондол и оперения предусматривает достаточное количество технологических и эксплуатационных разъемов. Рули и элероны — цельнометаллические.

Двигатели ВК-1 установлены под крылом в гондолах, хороший подход к ним обеспечивается наличием легкосъёмных капотов. Мягкие баки для то-

Рис. 39. Бомбы



54, ФАБ-1500М-54, ФАБ-3000М-54; а также бомбы модели 1962 г.: ФАБ-250М-62, ФАБ-500М-62, ФАБ-1500М-62, ФАБ-3000М-62.

АВИАЦИОННЫЕ БОМБЫ

Авиационные бомбы являются наиболее многочисленными и разнообразными бомбардировочными средствами поражения.

Конструкция авиабомб определяется характером действия их у целей и условиями применения. Головная часть корпуса авиабомбы, или головка, выполняется в виде оживала — сочетания двух усеченных конусов или полусферы. Средняя часть корпуса авиабомбы обычно имеет цилиндрическую и реже коническую (с небольшой конусностью) форму. Толщина стенки средней части корпуса может быть разной и определяется назначением и величиной авиабомбы. На средней части корпуса крепятся ушки подвесной системы авиабомбы. Хвостовая часть корпуса авиабомбы обычно имеет коническую форму и предназначена для улучшения условий обтекания авиабомбы воздушным потоком и обеспечения надежной работы стабилизатора авиабомбы. Корпуса большинства авиабомб имеют сварную конструкцию; головка, средняя часть корпуса и хвостовой конус изготавливаются отдельно, а затем соединяются при помощи сварки, образуя корпус авиабомбы. Для некоторых авиабомб корпуса изготавливаются в виде цельной конструкции литьем или ковкой из бесшовных труб. Изготовление корпусов осуществляется из листовой стали, стального литья или сталитового чугуна. Стабилизирующие устройства авиабомб выполняются в виде жестких стабилизаторов или же в виде специальных парашютных систем. Стабилизаторы жесткой конструкции изготавливаются из тонкой листовой стали перистой, коробчатой, цилиндрической или перисто-цилиндрической формы. Элементы таких стабилизаторов соединяются между собой электросваркой, с помощью ее стабилизатор крепится к хвостовому конусу авиабомбы. Конструкция некоторых авиабомб с жестким стабилизатором для улучшения устойчивости при движении в воздухе имеет головное (баллистическое) кольцо, которое крепится к головке корпуса авиабомбы. Авиабомбы модели 1962 г. имеют удобообтекаемую удлиненную форму и предназначены главным образом для наружной подвески. Стабилизаторы авиабомб модели 1962 г. надкалиберные, перисто-цилиндрической формы.

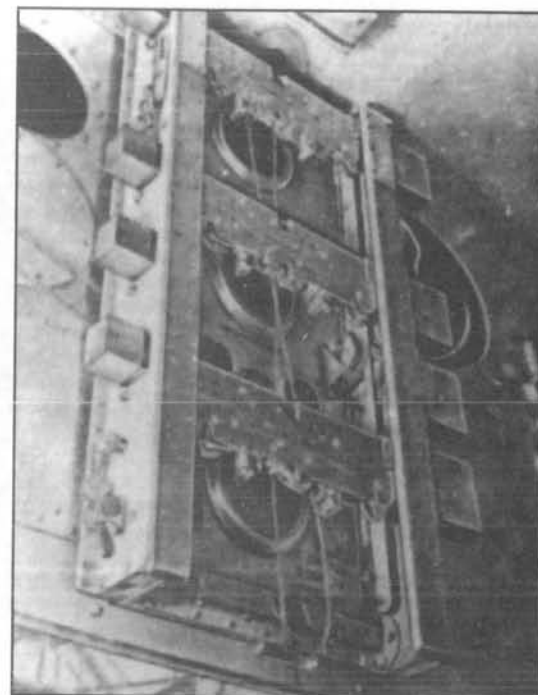
Подвесная система авиабомб служит для подвески и транспортировки их на бомбодержателях самолетов и состоит из одного или нескольких подвесных ушков, привариваемых непосредственно к корпусу



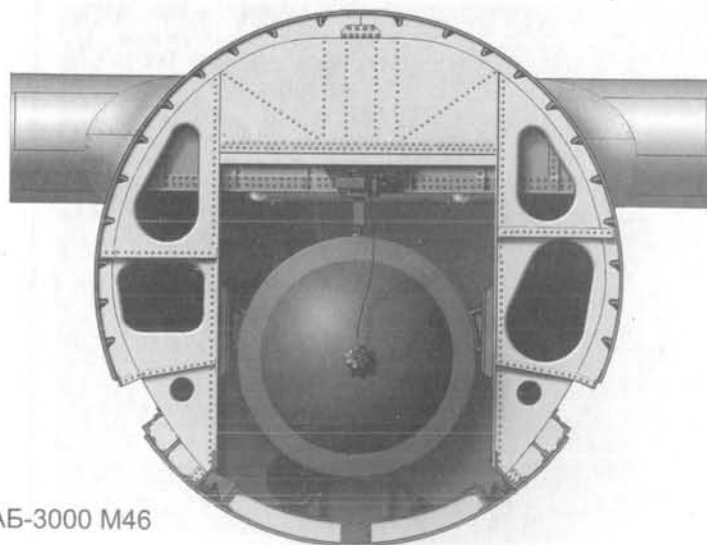
Архив Новикова Н. Б.

Установка на авиабомбы
замков Дер3-48Б в 748 ГБАП

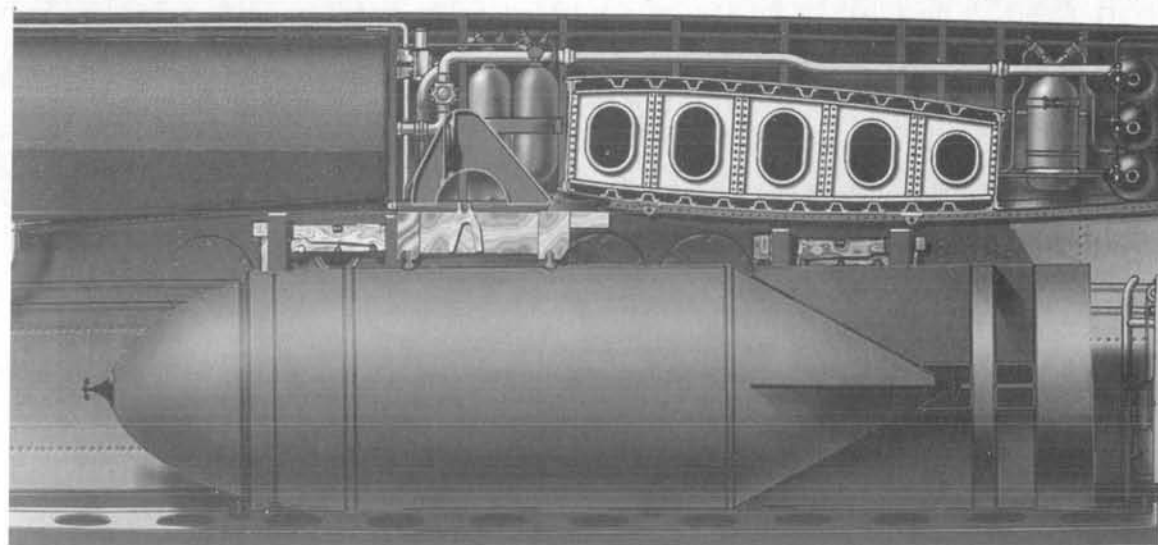
Рис. 43. Максимальные (перегрузочные) варианты бомбовой загрузки



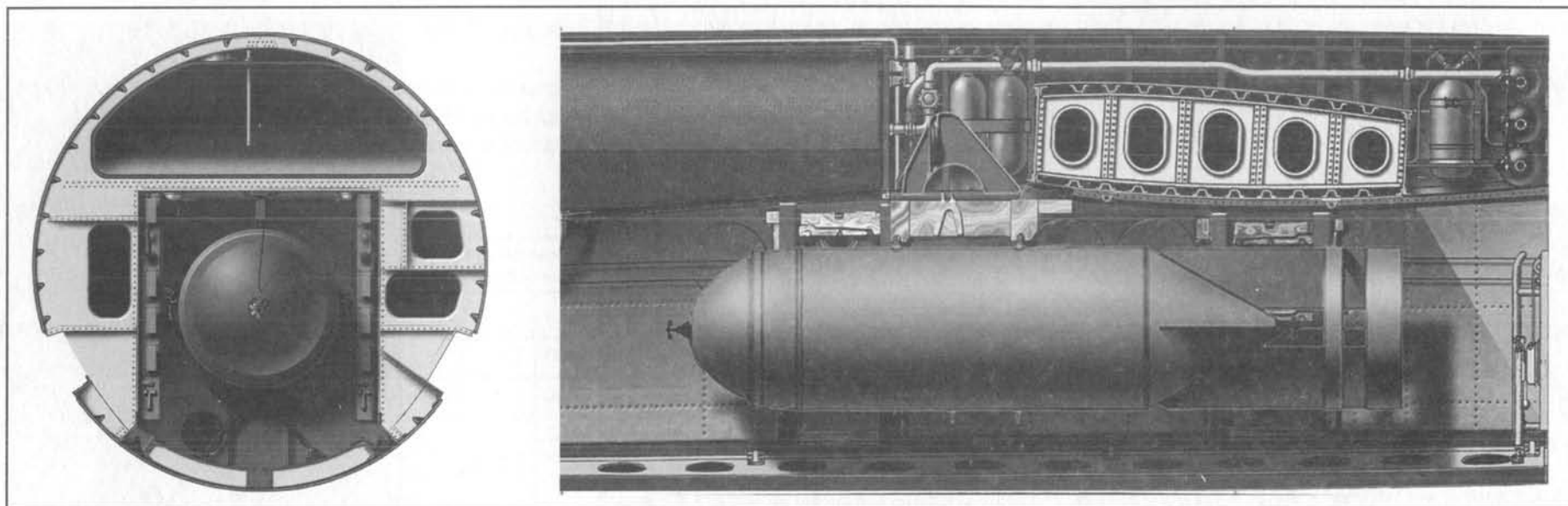
Кассетный держатель КД-3



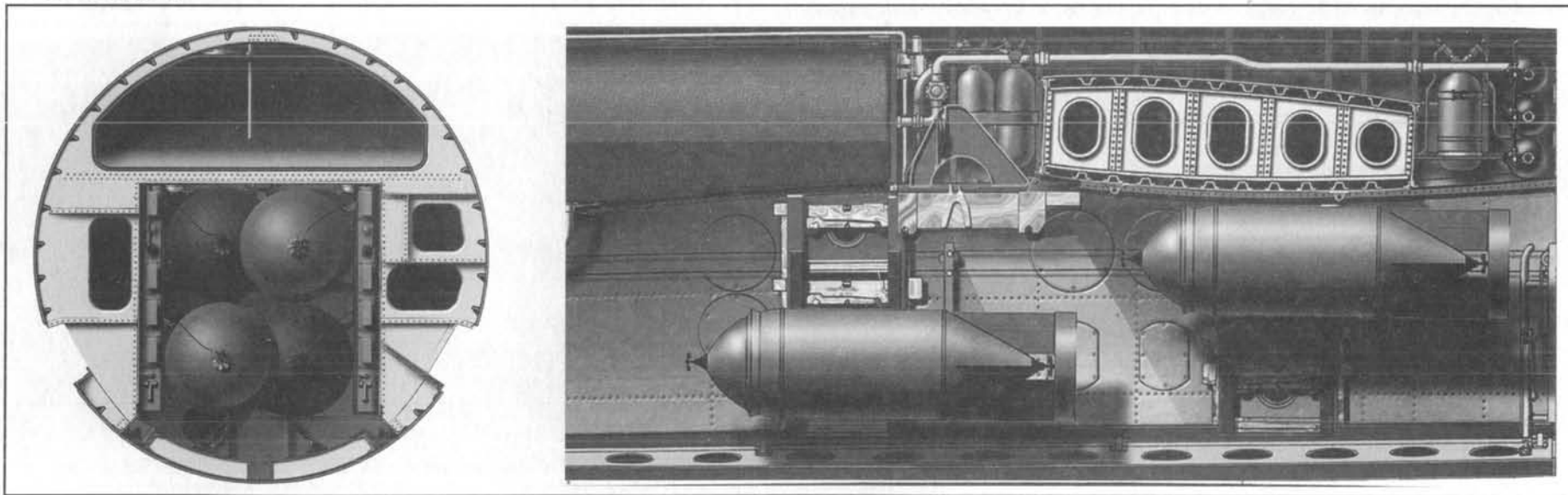
ФАБ-3000 М46



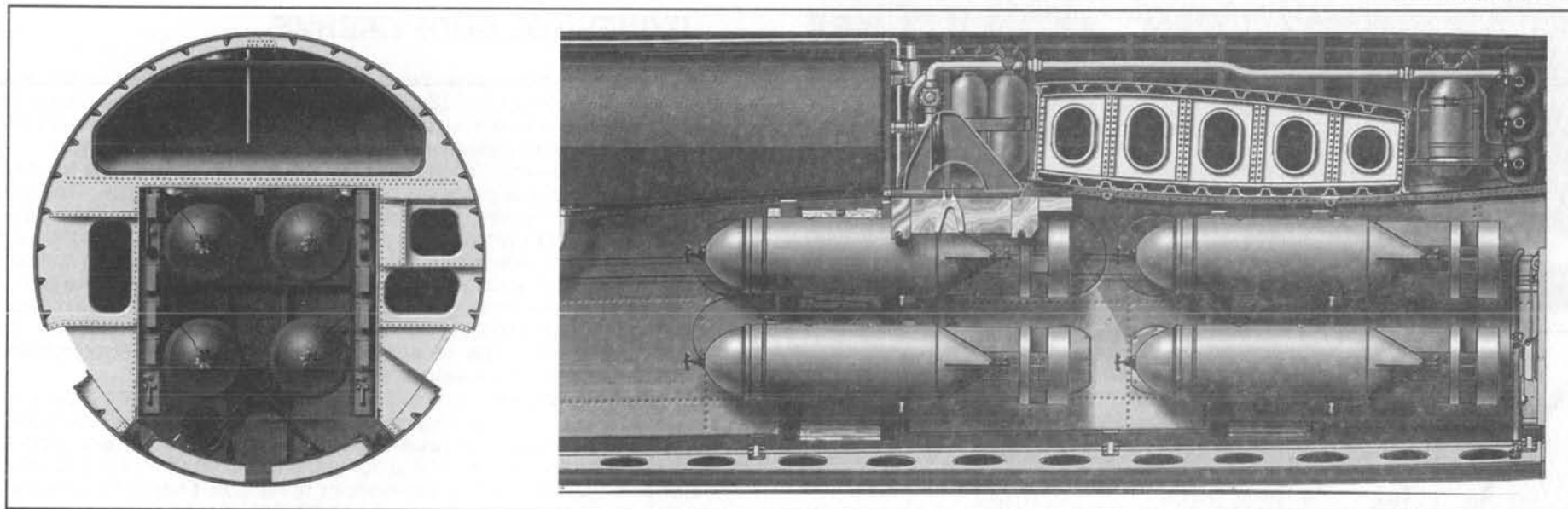
ФАБ-1500 М46



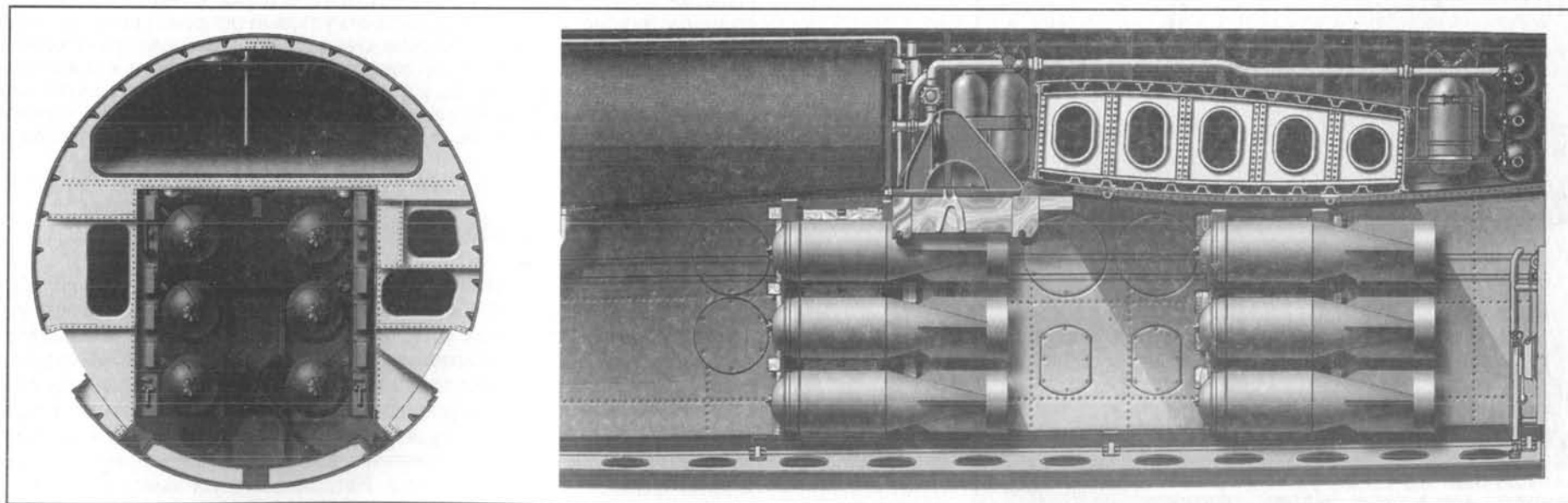
4 x ФАБ-500 46



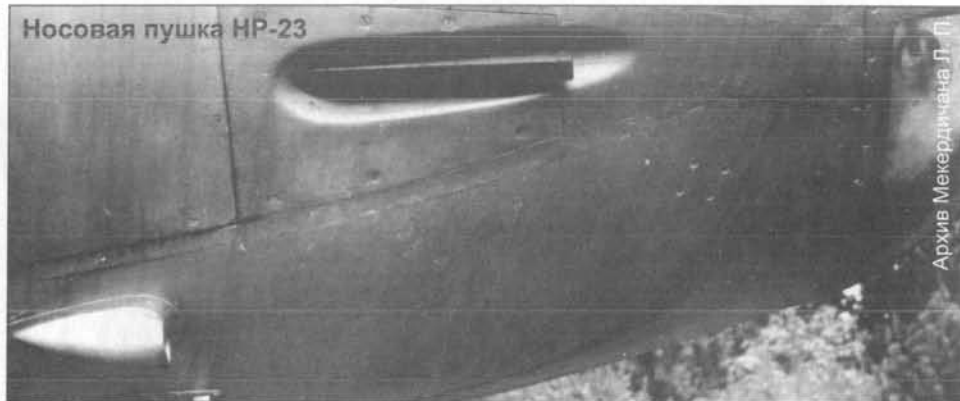
8 x ФАБ-250 М46



12 x ФАБ-100 кг



Носовая пушка НР-23



Архив Мекердинчана Л. П.



Архив Мекердинчана Л. П.

Двухпушечная кормовая установка Ил-К6

ПУШЕЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ

Защита передней полусферы самолета Ил-28 осуществлялась двумя неподвижными пушками НР-23 с общим боезапасом в 200 снарядов. Пушки были установлены в носовой части фюзеляжа по правому и левому бортам на быстросъемных креплениях. Для того чтобы снять и поставить пушку, достаточно разъединить штепсельный разъем электрического управления стрельбой и повернуть рукоятку переднего крепления пушки. Стрельбу из носовых пушек вел летчик. Перезарядка передних пушек НР-23 производится сжатым воздухом, поступающим из центральной воздушной системы самолета. Управление перезарядкой электрическое; осуществляется при помощи автомата АП-5 и двух кнопок, расположенных на приборной доске летчика.

Защита задней полусферы самолета осуществлялась двухпушечной кормовой установкой Ил-К6 с высокими боевыми характеристиками. Кормовая установка Ил-К6 стала первой в Советском Союзе электрогидравлической дистанционной установкой под две пушки НР-23.

Основой приводного устройства башни Ил-К6 является оригинальный гидравлический агрегат качающихся помп с двумя электродвигателями мощностью 5 квт. Угол наклона помп определял их производительность и, как следствие, скорость перемещения оружия в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Управление гидравлическим приводом башни электрическое и осуществлялось дистанционно, с помощью следящей потенциометрической системы, обладающей высокой степенью точности и надежности в работе. Наводка установки Ил-К6 на цель осуществлялась с помощью стрелкового прицела, автоматически учитывающего угловые поправки на относительное перемещение цели, на отставание снаряда и понижение траекторий в зависимости от дальности, углов поворота оружия, скорости и высоты полета. Перезарядка пушки НР-23 кормовой установки осуществляется сжатым воздухом, поступающим из центральной воздушной системы. Управление перезарядкой электрическое, с помощью автомата АП-5 и двух тумблеров на щитке стрелка.

ОПИСАНИЕ ПУШКИ НР-23

Автоматическая авиационная 23-миллиметровая пушка НР-23 (конструкции А. Э. Нудельмана и А. А. Рихтера) предназначена для вооружения самолетов истребительной, штурмовой и бомбардировочной авиации (для стрельбы по воздушным и наземным целям). Работа автоматики пушки основана на принципе использования энергии отдачи при коротком ходе ствола.

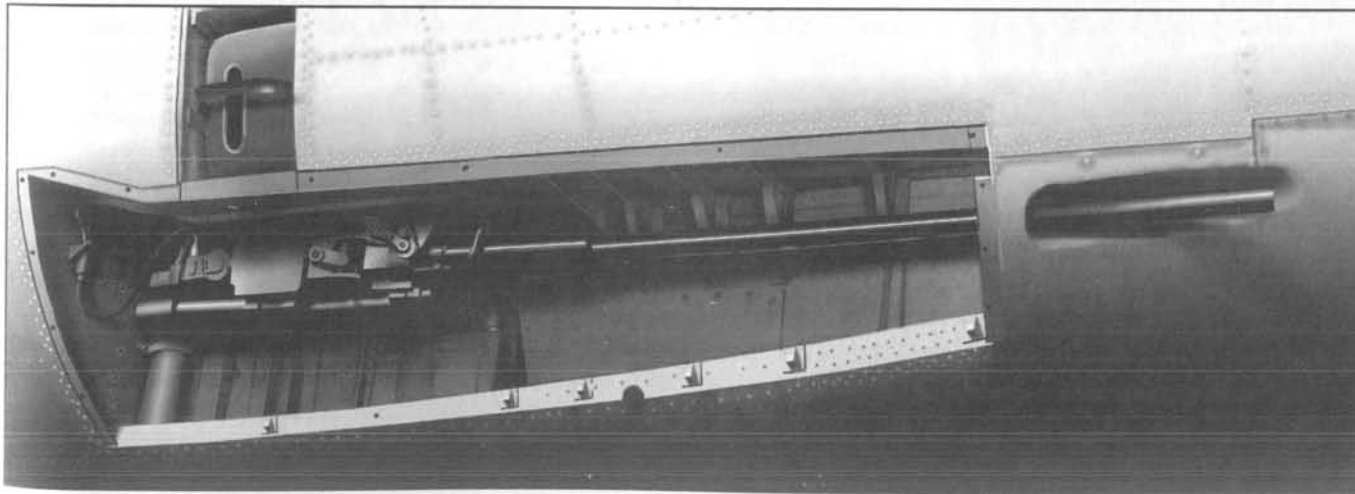
Пушка имеет двухстороннее непрерывное ленточное питание. Боеприпасами служат патроны пушки НС-23. Лента состоит из стальных звеньев НР-23. Патроны, снаряженные в звенья, замыкают шарниры звеньев и предотвращают их расцепление. Патронная лента имеет хорошую веер-

ность и шарнирность. Шаг ленты 39,5 – 41,5 мм. Масса патрона 0,32кг. Длина патрона 197,9 – 200,53 мм.

Пушка закрепляется на установке за кожух. Переднее крепление пушки является силовым, заднее – поддерживающим. Перезарядка пушки осуществляется сжатым воздухом. Управление стрельбой производится с помощью электроспуска. В электроспуске смонтированы два электрических контакта (датчика): контакт ствола и контакт ударника. Они предназначены для сигнализации о готовности оружия к стрельбе, для подачи электрических импульсов на счетчик выстрелов и для управления электроавтоматом воздушной перезарядки пушки.

Калибр, мм	23
Темп стрельбы, выстр./мин	800-950
Начальная скорость снаряда, при стволе длиной 1450 мм, м/сек	680
Масса пушки, кг, не более	39
Габаритные размеры пушки, мм:	
длина с затильником без хвостовика	1980
длина с затильником и хвостовиком	2018
ширина	164,5
высота	136
Данные о стволе:	
общая длина, мм	1450
число нарезов	10
шаг нарезов, калибр	32
ширина нарезов, мм	4,8
диаметр канала по полям, мм	23±0,1
диаметр канала по нарезам, мм	23,7±0,1

Рис. 44. Носовая неподвижная пушка НР-23



Установка ИЛ-К6 (вид сзади)



Рис. 45.

Чередование снарядов

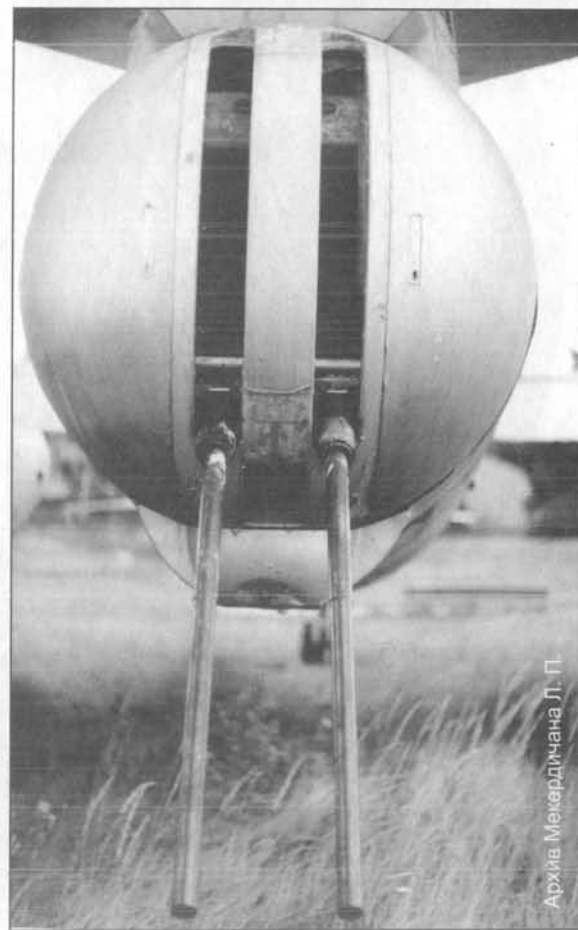
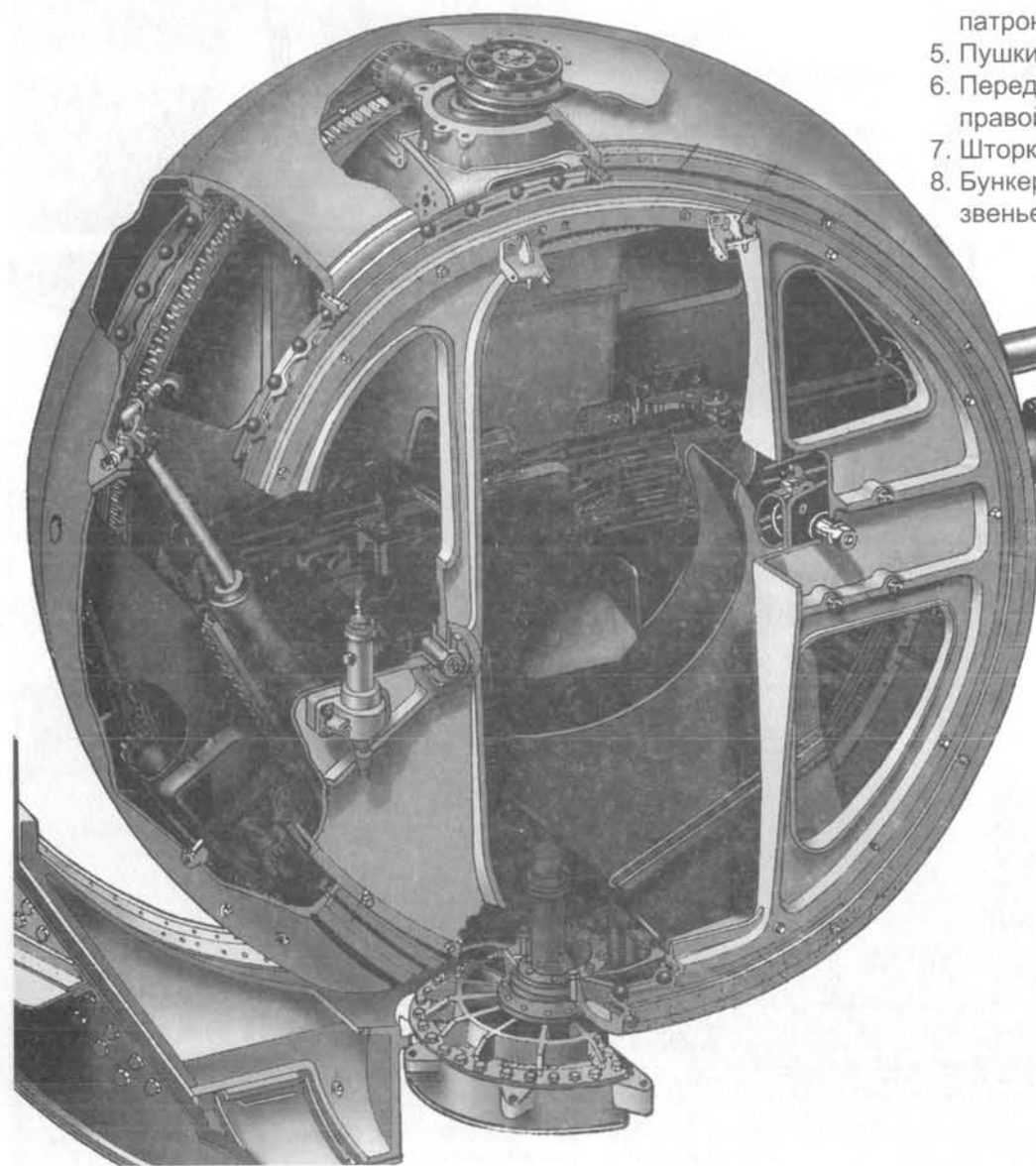


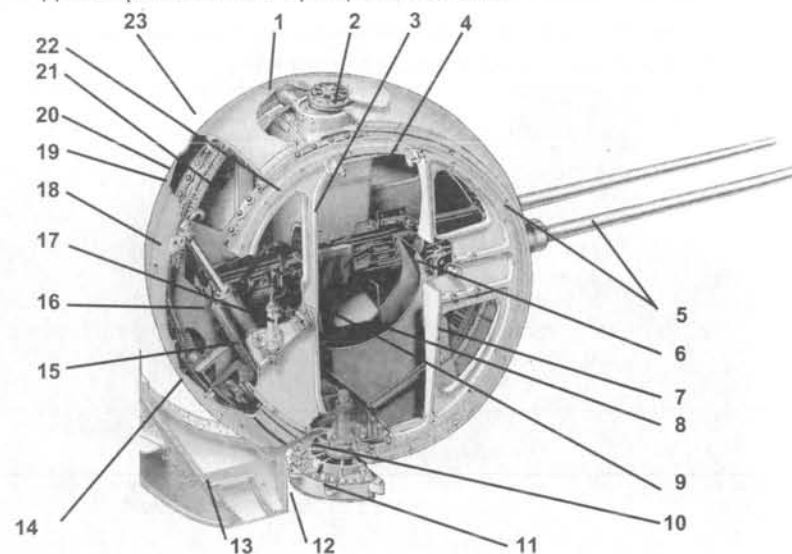
Рис. 46. Башня кормовой установки ИЛ-К6



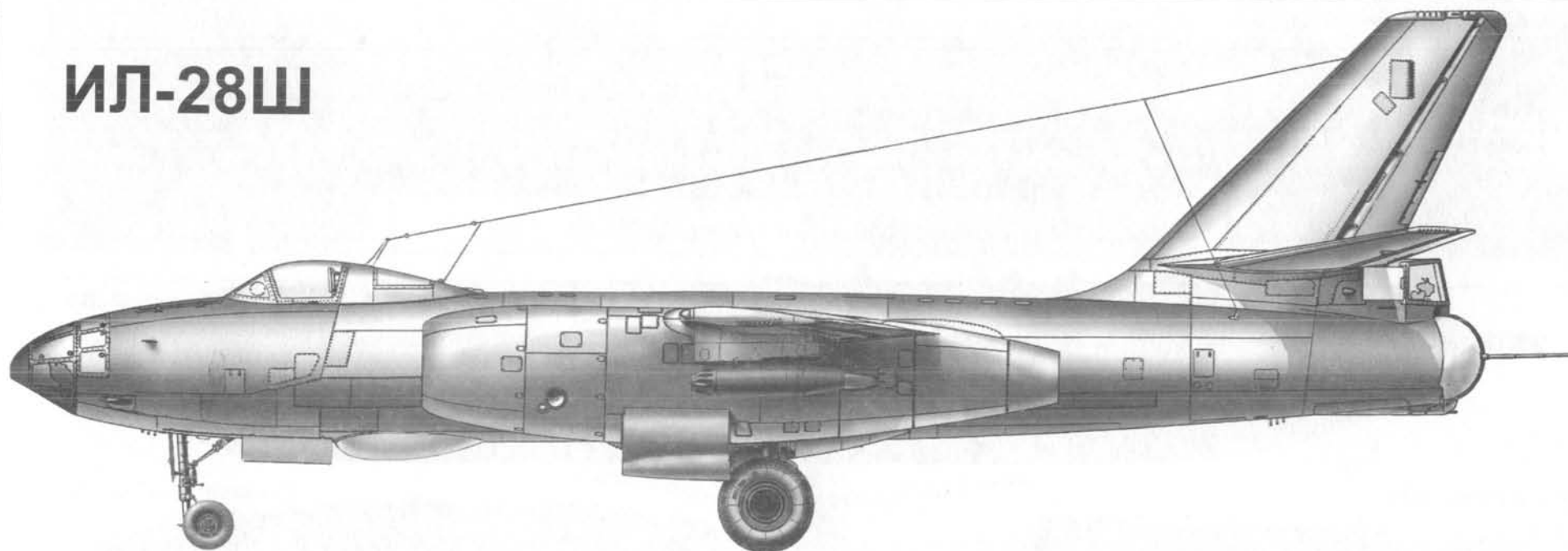
1. Редуктор вертикального прицела.
2. Силовая плита фюзеляжа.
3. Левый патронный ящик.
4. Узел крепления правого патронного ящика.
5. Пушки НР-23.
6. Переднее крепление правой пушки.
7. Шторка амбразуры.
8. Бункер для отвода гильз и звеньев наружу.
9. Гильзозвеньеотражатель.
10. Поворотное соединение.
11. Квадрант горизонтального привода.
12. Турельное кольцо.
13. Силовой обод башни.
14. Редуктор вертикального привода.
15. Клапан перезарядки.
16. Цилиндр и зубчатая рейка вертикального привода.

17. Заднее крепление правой пушки.
18. Узел крепления штока цилиндра вертикальной наводки.
19. Зубчатый сектор левой рамы для вертикального вращения башни.

20. Шарикоподшипник вертикального вращения башни.
21. Левая рама башни.
22. Правая рама башни.
23. Левый обтекатель башни.



ИЛ-28Ш



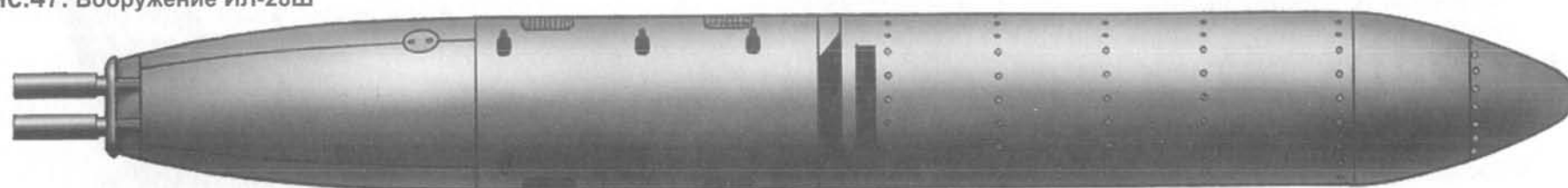
ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Самолет Ил-28Ш, как и в случае Ил-28Т, дорабатывался на основе серийных бомбардировщиков Ил-28. Доработка могла осуществляться как на серийных, так и на ремонтных авиазаводах. Простота и технологичность сборки бомбардировщиков Ил-28 позволяла в предельно сжатые сроки переоборудовать их в штурмовики. С этой целью на заводах снимались нижние передние и задние панели крыла и по центрам нервюр 4, 12, 14, 16, 18, 20 на переднем и заднем лонжеронах по специальной технологии закреплялись вильчатые кронштейны. При этом за пределами крыла оставались проушины, за которые с каждой стороны крыла крепились шесть силовых балок пилонов, имеющих разную длину. Непосредственно к силовым балкам крепились пилоны с держателями. Для выхода проушин в передней и задней съемных панелях крыла делались специальные вырезы. По носовому и заднему отсекам крыла прокладывалась проводка систем управления огнем. В кабинах летчика и штурмана устанавливалось дополнительное оборудование управления огнем. Таким образом, ИЛ-28Ш, помимо бомб

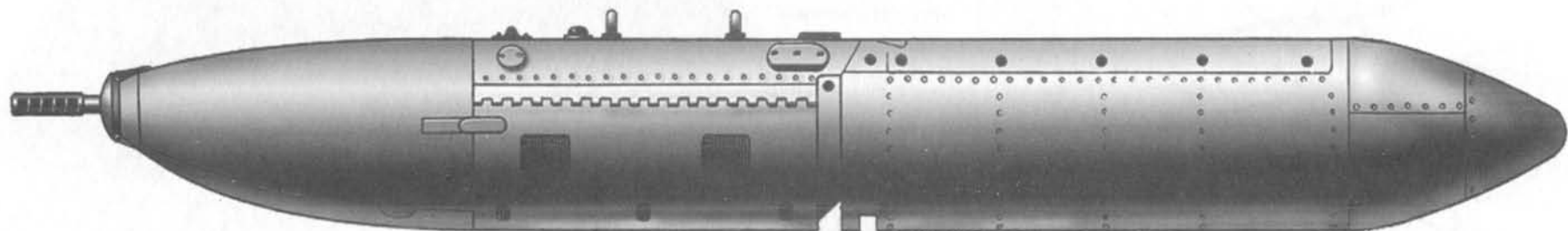
на системных держателях, мог нести 12 блоков УБ-16-57, снаряженных 192 управляемыми реактивными снарядами С-5; шесть неуправляемых тяжелых ракет С-24; пушечные контейнеры УПК-23-250, укомплектованные скорострельной пушкой ГШ-23-Л с боезапасом 250 снарядов каждый; бомбы ФАБ-250, ФАБ-500, ФАБ-250-62, ФАБ-500Ш, ФАБ-500М-62, осколочно-фугасные бомбы ОФАБ-250-Ш и ОФАБ 250-ШН, зажигательные бомбы ЗАБ-500Ш и зажигательные баки ЗБ-300 и ЗБ-500; бомбовые кассеты РБК-250 и разовые бомбовые связки РБС-100АО-25-30. Причем летчик управлял огнем передних пушек НР-23 и пушками подвесных контейнеров УПК-23-250, а также раздельным или общим залпом неуправляемых ракет С-24. Бомбометание с наружных и внутренних бомбодержателей различных типов бомб, зажигательных баков, кассет и бомбовых связок выполнялось штурманом. При выходе из штурмовки стрелок огнем кормовой пушечной установки ИЛ-К6 подавлял средства ПВО. Самолет ИЛ-28Ш рекомендовался для штурмовых действий с малых и предельно малых высот.

Рис.47. Вооружение ИЛ-28Ш

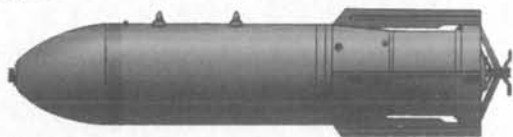
МАСШТАБ 1:25



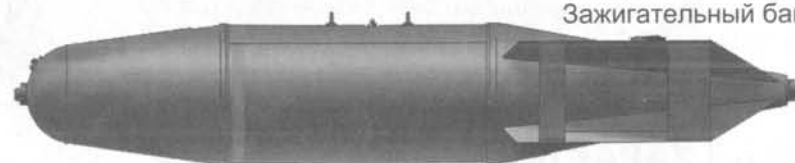
Универсальный подвесной контейнер УПК-23-250



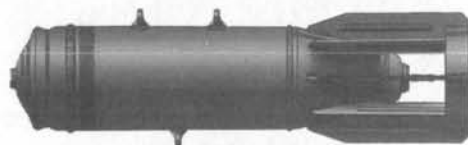
Бомба ОФАБ-250Ш



Зажигательный бак ЗБ-360



Бомба ОФАБ-250



Авиабомба ОФАБ-250ШН



Неуправляемая тяжелая ракета С-24



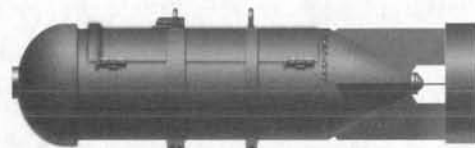
Авиабомба 1500Ш



Блок неуправляемых ракет УБ-16-57



Разовая бомбовая кассета РБК-250



Разовая бомбовая связка РБС-100АО-25-30

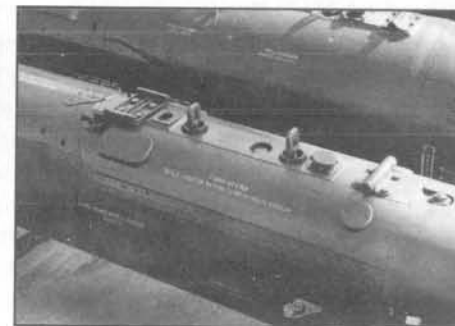
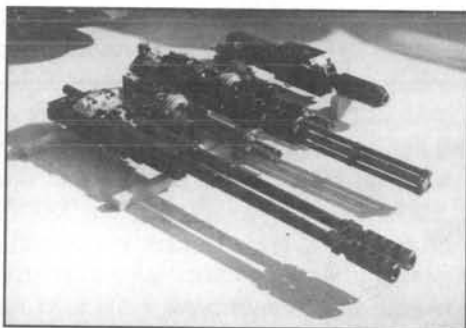
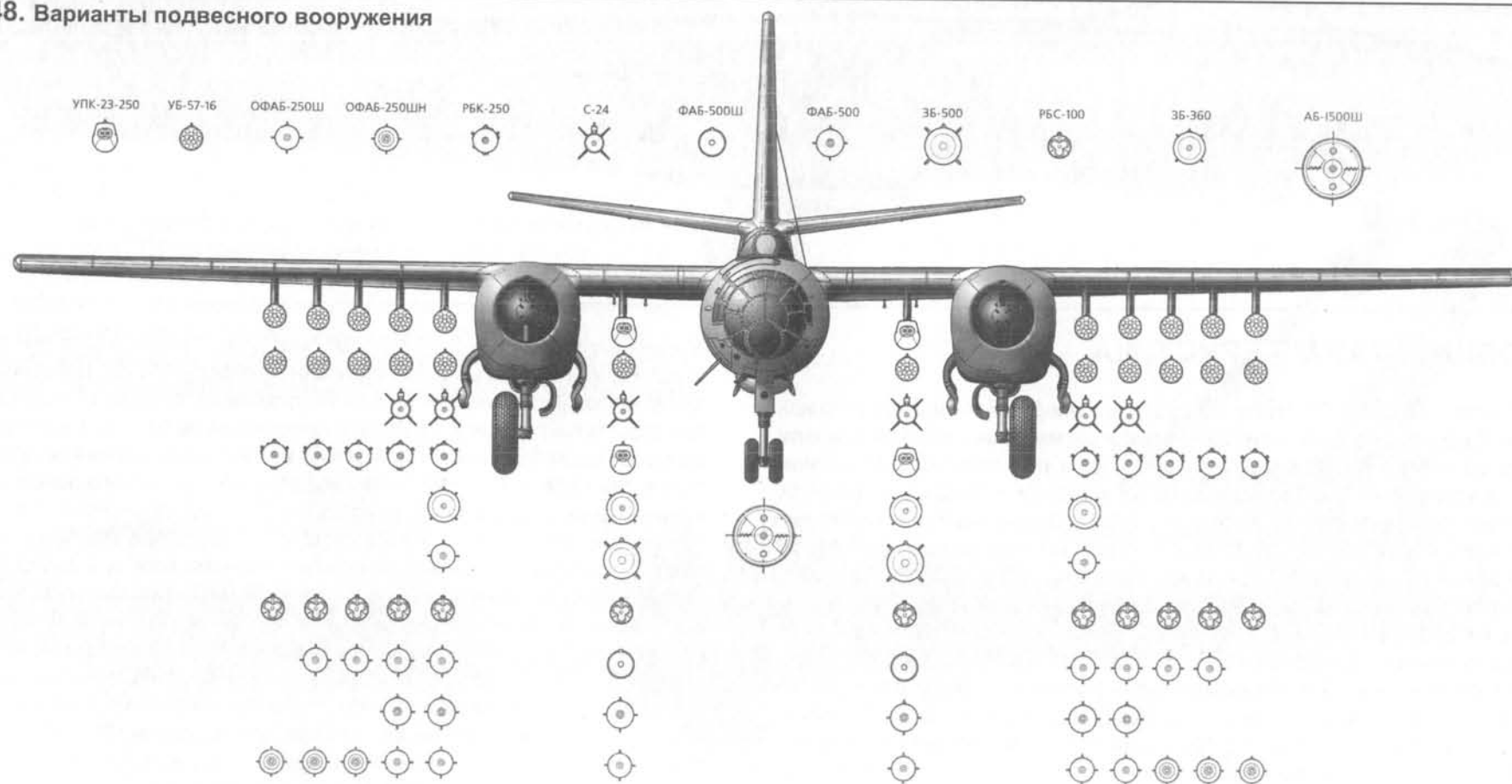
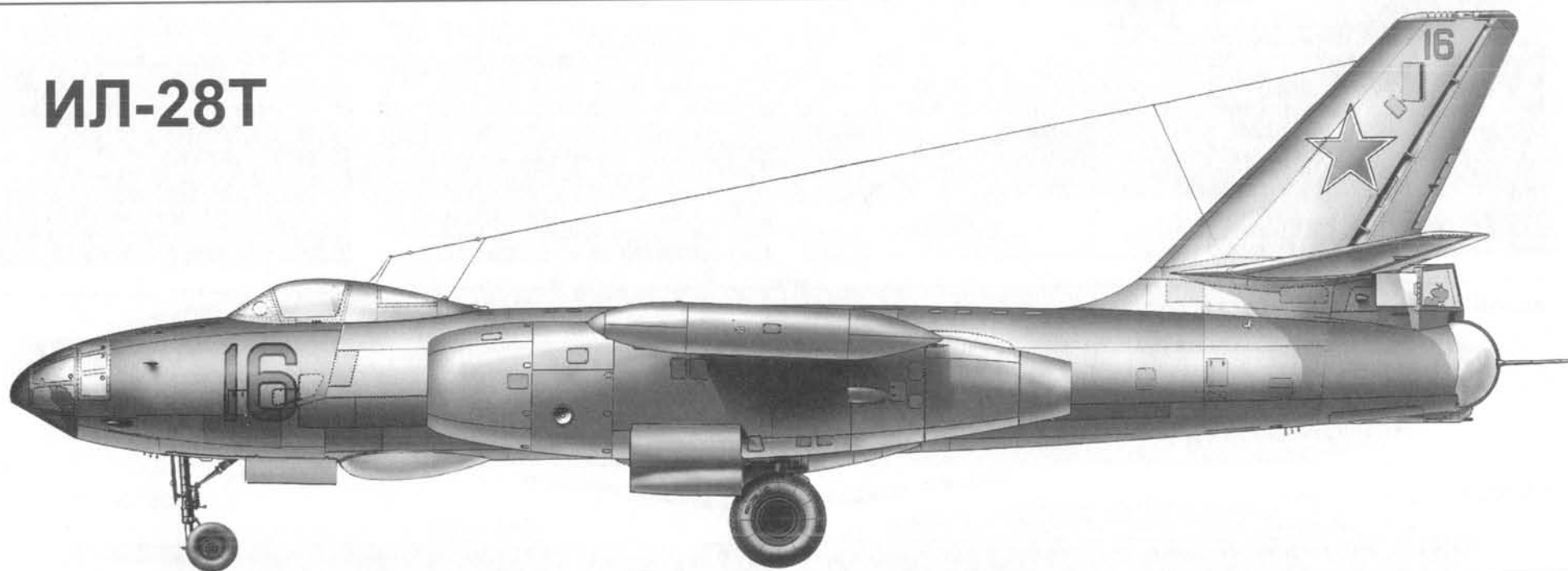


Рис. 48. Варианты подвесного вооружения



ИЛ-28Т



ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

С лета 1951г. Ил-28 стали поступать на вооружение полков морской авиации. Сначала это были «чистые» бомбардировщики, но затем приняли решение об их переоборудовании в торпедоносцы, носители реактивных авиационных торпед РАТ-52. Это оружие было создано в НИИ-2 (ныне ГосНИИ АС) и принято на вооружение в феврале 1953 г. Ее главным конструктором был талантливый инженер Г. Л. Дилон. Торпеда имела скорость хода 58–68 узлов и дальность хода 520 м. Ее заряд составлял 240 кг. Предназначалась РАТ-52 для прицельного высотного торпедометания. Ее основное преимущество заключалось в большой скорости сближения с целью 160 – 180 м/сек на воздушном участке и 58–68 узлов в воде. Торпеда была исключительно проста в применении. Для поражения цели достаточно было добиться ее приводнения относительно цели в «площадь попадания». В бомбоотсеке Ил-28 размещалась одна РАТ-52. Методика применения торпеды мало отличалась от действий экипажа при обычном бомбометании. Во время атаки штурман задавал глубину хода торпеды, выводил самолет на боевой курс и

прицеливался как при обычном бомбометании. В расчетной точке прицел автоматически осуществлял все операции по сбросу РАТ-52. Действие торпеды заключалось в следующем. После отделения от самолета раскрывался малый тормозной парашют. Торпеда снижалась до высоты 500 м. Затем раскрывался большой тормозной парашют. В момент приводнения парашютная система отделялась. Под действием носового крыла торпеда разворачивалась в горизонтальное положение. Носовое крыло отстреливалось, и выведенная с помощью гидростатического аппарата на маршевую глубину 2 м торпеда под действием реактивного двигателя начинала свое движение. Взрыв заряда ВВ обеспечивался контактным инерционным взрывателем. От момента сброса до поражения цели проходило не более 35 сек. Кроме РАТ-52, на вооружении советской минно-торпедной авиации в то время сохранялись и парогазовые торпеды, созданные еще до Великой Отечественной войны. Считалось, что при низковысотном торпедометании вероятность поражения ими морской цели будет выше, чем при использовании РАТ-52, которая при одиночных пусках в полигонных условиях показывала вероятность поражения цели от 17 до 38%. Однако высокая скорость Ил-28 исключала применение

ние его как низковысотного торпедоносца при использовании старых торпед 45-36 МАВ. Их удалось модернизировать, после чего допускался сброс с высоты 100 – 230 м на скорости 550 – 600 км/ч. Одновременно модернизировалась и парогазовая торпеда для высотного торпедометания 45-36 МАВ. В 1954 году была создана высотная торпеда 45 – 54 ВТ. Торпеды 45 – 54 ВТ и 45 – 36 МАВ оснащались парашютной системой ВТ2 и предназначались для торпедометания с высот от 700 до 10000 метров при скорости полета до 800 км/час. Торпеда 45 – 54 ВТ имела дальность хода 4 км и скорость хода 39 узлов. Адаптация Ил-28 для низковысотного и высотного торпедометания парогазовых торпед проводилась в двух основных направлениях: создание специализированного торпедоносца Ил-28Т с внутренней подвеской торпеды типа 45 – 36 и доработка самолета для наружной подвески по бортам фюзеляжа торпед типа РАТ-52 и 45-36.

Использование мин с авиационных носителей предусматривало конструктивные возможности для их оснащения парашютной системой стабилизации (ПСС), которая отсоединялась при падении их в воду. И хотя последующие послевоенные образцы авиационных мин проектировались как с ПСС, так и «беспарашютными» (с так называемой жесткой системой стабилизации и торможения – ЖСТ), они вобрали в себя много технических решений, реализованных в наших первых авиационных морских минах «семейств» АМД-1 и АМД-2, основные ТТХ которых приведены в таблице 4, 5.

Первой нашей морской миной, принятой на вооружение после окончания войны (1951г.), стала авиационная донная мина АМД-4, которая повторяла конструктивные решения, присущие ее предшественницам. В 1954г. на вооружение морской авиации поступила первая послевоенная большая донная авиационная индукционно-гидродинамическая мина ИГДМ, а спустя четыре

года малая – ИГДМ-500. В 1957г. на вооружение авиационных соединений ВМФ поступила большая донная мина того же класса «Серпей». Парашютные мины, например ИГДМ-500 и «Серпей», оснащались двухступенчатой ПСС, состоявшей из двух парашютов – стабилизирующего и тормозного. Первый парашют вытягивался при отделении мины от самолета и обеспечивал стабилизацию мины на траектории снижения до определенной высоты (для ИГДМ – 500 м, для мины «Серпей» – 1500 м), после чего вступал в действие второй парашют, гасивший скорость снижения мины во избежание повреждения ее аппаратуры в момент приводнения. При вхождении в воду оба парашюта потоком воды отрывались, мина шла на грунт, а парашюты тонули. Мины приходили в боевое положение после отработки установленных на них предохранительных устройств. В частности, мина ИГДМ-500 снабжалась прибором самоликвидации, который взрывал ее в случае падения на сушу или на грунт при глубине менее 4 – 6 м. Кроме того, она имела приборы срочности и кратности, а также долгосрочный часовой механизм-ликвидатор. Мины «Серпей» были снабжены дополнительным индукционным каналом, который обеспечивал ее подрыв под кораблем. Основные ТТХ некоторых отечественных авиационных мин послевоенного производства приведены в таблице 5.



Рис. 49. Вариант самолета Ил-28Т с наружными балочными держателями БД-4 по бортам фюзеляжа

Таблица 4

Основные ТТХ	Наименование образцов (шифры) донных мин			
	АМД-1-500	АМД-1-1000	АМД-2-500	АМД-2-1000
Год принятия на вооружение	1942	1942	1945	1945
Боевое предназначение	Против НК и ПЛ	Против НК и ПЛ	Против НК и ПЛ	Против НК и ПЛ
Носители-постановщики	Ав.	Ав., ПЛ, ТКА с желобными ТА, НК	Ав. НК	Ав., ПЛ, НК, ТА, ТКА
Наиб. скорость при остановке, км/ч (уз)	300	250 (любая для ПЛ, НК и ТКА)	Ок 300	Ок 300 любая для ПЛ, НК и ТКАИ
Высота минометания, м	Св. 300 (парашютная)	Св. 600 (парашютная)	Св. 300 (парашютная)	Св. 600 (парашютная)
Тип подвески под самолет	Наружная	Наружная	Наружная	Наружная
Масса, кг, в том числе:				
Мины в полном сборе	500	1000	500	1000
Габариты мины (наибольшие), мм:				
Длина	2800	3780		
Диаметр (ширина)	450	533	450	533
Высота	Та же	Та же	Та же	Та же

В 1948 году на базе исследований немецкой ракеты HS-293A началась разработка отечественной реактивной авиационной морской торпеды (ракеты) РАМТ-1400 «Щука». Ракета имела самолетную схему – среднеплан, управляемый в релейном режиме с помощью интерцепторов, расположенных на задних кромках крыльев и V-образного оперения. Согласно первоначальному проекту, управление «Щукой» было комбинированным – радиокомандным с активным радиолокационным самонаведением на заключительном участке полета. Для ускорения испытаний разработчики предложили два варианта ракеты – РАМТ-1400А («Щука-А») с радиокомандной системой наведения и РАМТ-1400Б («Щука-Б») с радиолокационной головкой самонаведения (радиовизиром), позволяющей поражать цель вне ее видимости. Отделяемая боевая часть (БЧ) имела пояс, благодаря которому, при входе в воду, БЧ под действием гидродинамических сил двигалась по изгибающейся траектории вверх. Это позволяло поражать корабли в подводную часть корпуса при условии, что БЧ приводнится на заданном расстоянии от борта под определенным углом. Работы по радиокомандной системе наведения КРУ («Щука») были закончены в 1951 году. В 1952 году с борта самолета Ту-2

Таблица 5

	ИГМД	«Серпей»	ИГДМ-500
Год принятия на вооружение	1954	1957	1958
Скорость при авиапостановке, км/ч			
Система стабилизации (торможения)	Парашютная (ПСС)	ПСС	ПСС
Масса мины в сборе, кг	1150	1300	525
Масса заряда ВВ, кг	620	750	200
Габаритные размеры, мм:			
Длина	2855	2855	1585

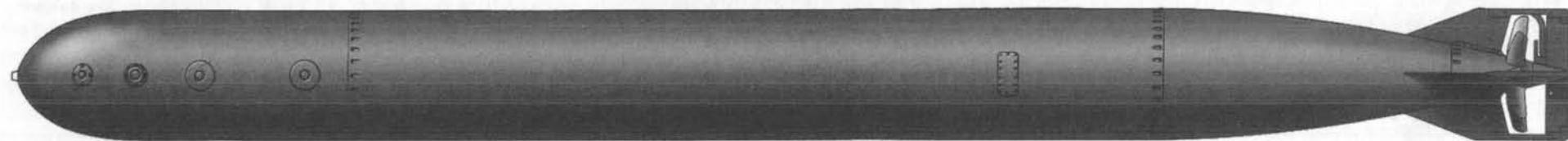


Рис. 50. Торпеда 45-36АВ калибра 450 мм, длина 5450 мм (масштаб 1:25)

вид сверху

вид сбоку

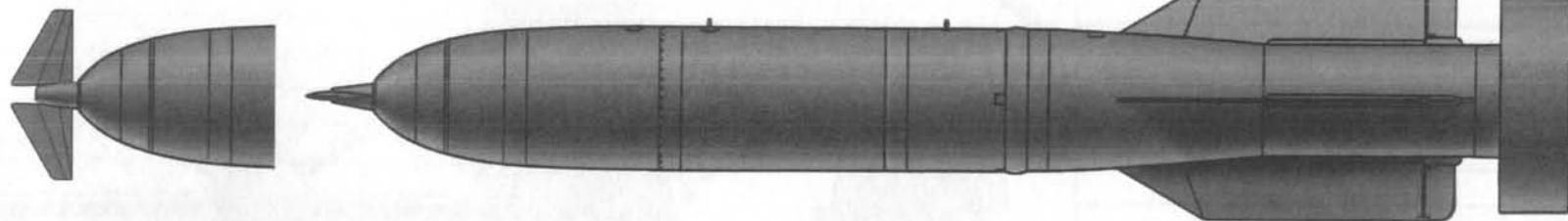


Рис. 51. Реактивная торпеда РАТ-52 калибра 450 мм, длина 3893 мм (масштаб 1:25)

было проведено 15 пусков ракет «Щука-А» и 14 пусков с самолета-носителя Ил-28. По итогам пусков с самолета Ил-28 сделали вывод, что вероятность поражения цели, в зависимости от дальности, находится в пределах 0,51–0,57. В то же время был отмечен высокий поражающий эффект при попадании ракет такого класса в надводную часть корабля. Для применения «Щуки» с самолета-носителя Ил-28 ракету доработали, изменив переднюю часть корпуса. С целью уменьшения выноса ракеты относительно фюзеляжа, угол V-образного хвостового оперения уменьшили с 40 до 35°, увеличив при этом его площадь. Для улучшения характеристик управляемости законцовки крыла отогнули вниз и сделали съемными. В последующем на концах крыла поставили шайбы. Для проведения войсковых испытаний было решено

переоборудовать 12 бомбардировщиков Ил-28. Однако успели доработать только два. На их долю выпала честь испытания 20 ракет «Щука-А» по наземным целям на полигоне во Владимировке. Для проведения этих испытаний улучшили аэродинамику, увеличили диаметр корпуса «Щуки», оснастив его фугасной БЧ весом 900 кг. В то же время проектирование РАМТ-1400 Б задерживалось. Испытания созданных в ОКБ-885 радиовизиров (1948-1952 гг.) прошли неудачно. Заказчик предложил оснастить «Щуку



Рис. 52. Самолет Ил-28Т с наружными балочными держателями разработки технического отдела Николаевского АРЗ. В подвеске была установлена система (СПТ) для обогрева блоков АЭ и СУ парогазовых торпед

Тактико-технические характеристики РАМТ-1400А "Щука-А":

Длина, м	6,7	
Размах, м	4,0	
Стартовый вес, кг	2000	
Дальность Стрельбы, км	60	
БЧ	отделяемая	фугасная
Вес БЧ, кг	615-650	
Вес ВВ, кг	320	
Тип ВВ	ТГАГ-5	
Взрыватель	контактный	ВУ-150
Система наведения	Радиокомандная	
Двигатель	однокамерный	ЖРД
Тип горючего	ТГ - 02	
Тип окислителя	АК - 20К	
Самолет носитель	Ил-28, Ту-2	

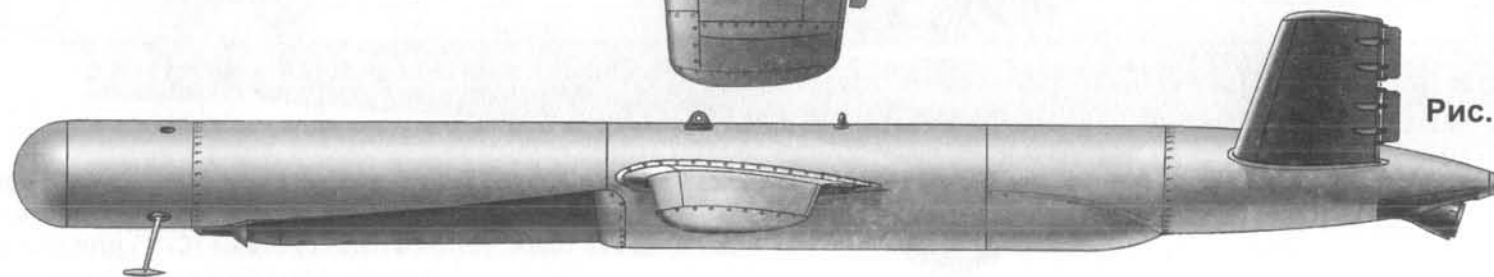
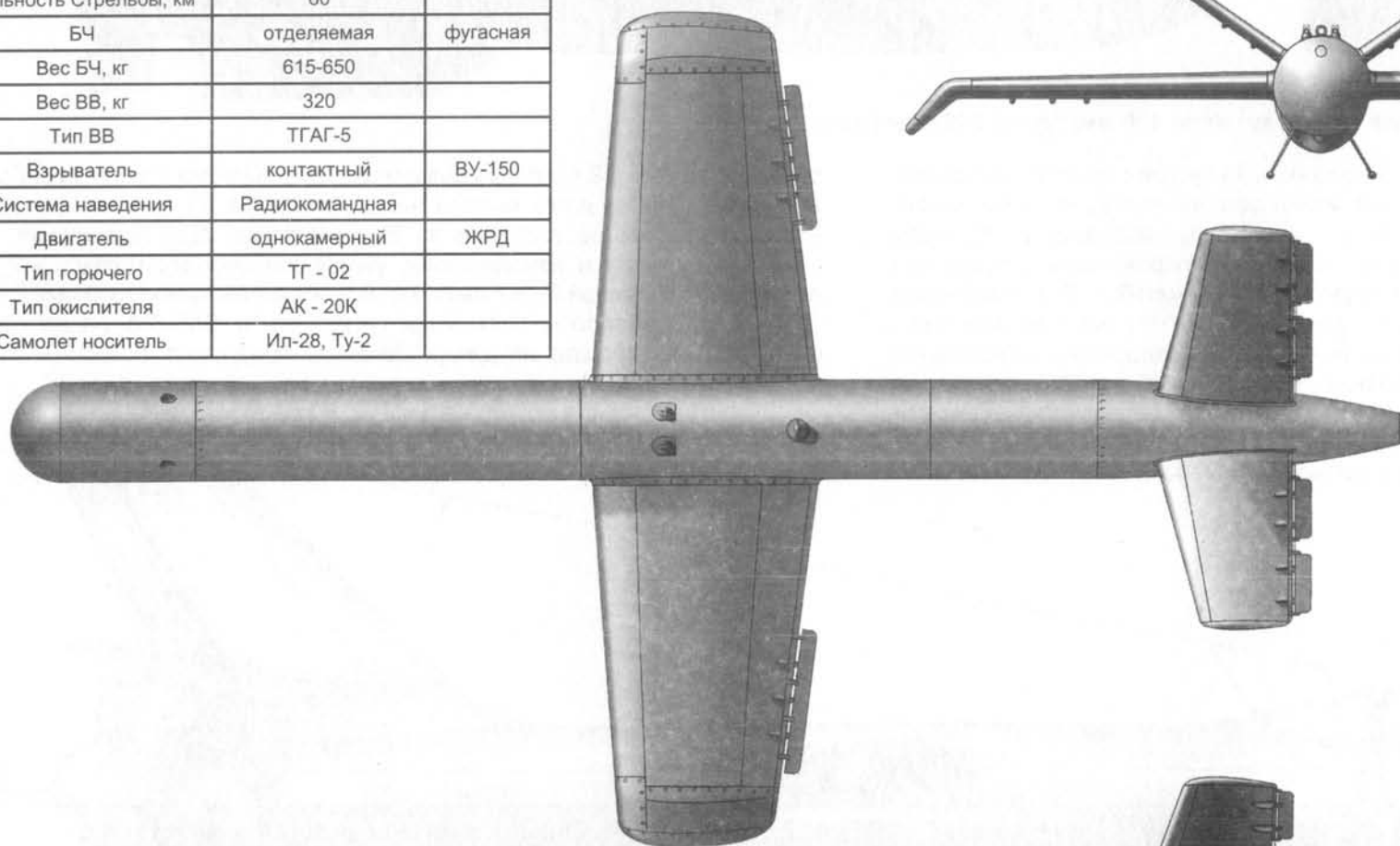
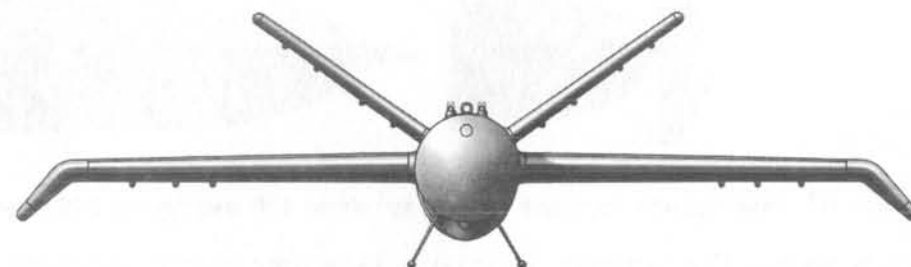
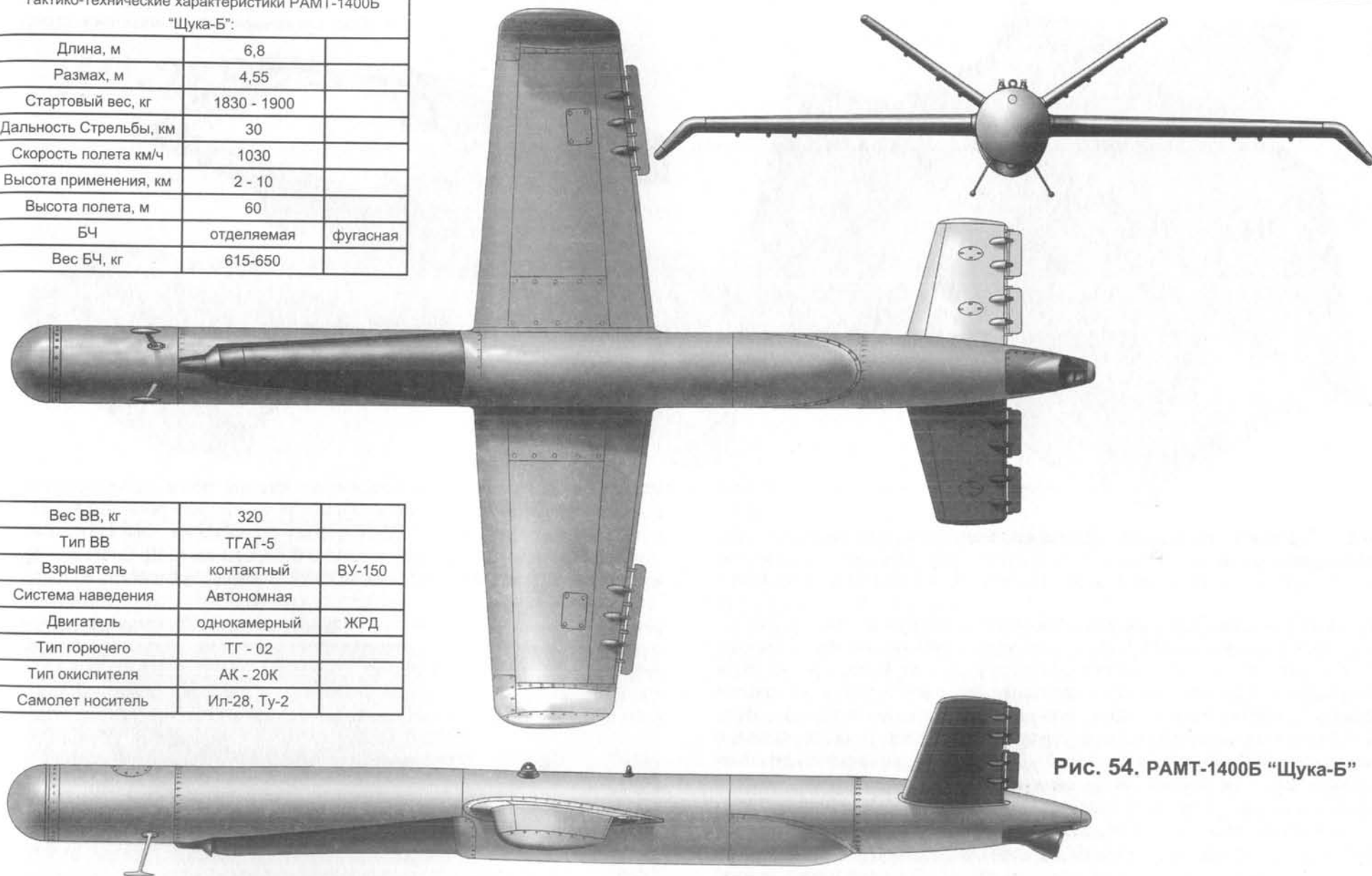


Рис. 53. РАМТ-1400А "Щука-А"

Тактико-технические характеристики РАМТ-1400Б
"Щука-Б":

Длина, м	6,8	
Размах, м	4,55	
Стартовый вес, кг	1830 - 1900	
Дальность Стрельбы, км	30	
Скорость полета км/ч	1030	
Высота применения, км	2 - 10	
Высота полета, м	60	
БЧ	отделяемая	фугасная
Вес БЧ, кг	615-650	



Вес ВВ, кг	320	
Тип ВВ	ТГАГ-5	
Взрыватель	контактный	ВУ-150
Система наведения	Автономная	
Двигатель	однокамерный	ЖРД
Тип горючего	ТГ - 02	
Тип окислителя	АК - 20К	
Самолет носитель	Ил-28, Ту-2	

Рис. 54. РАМТ-1400Б "Щука-Б"

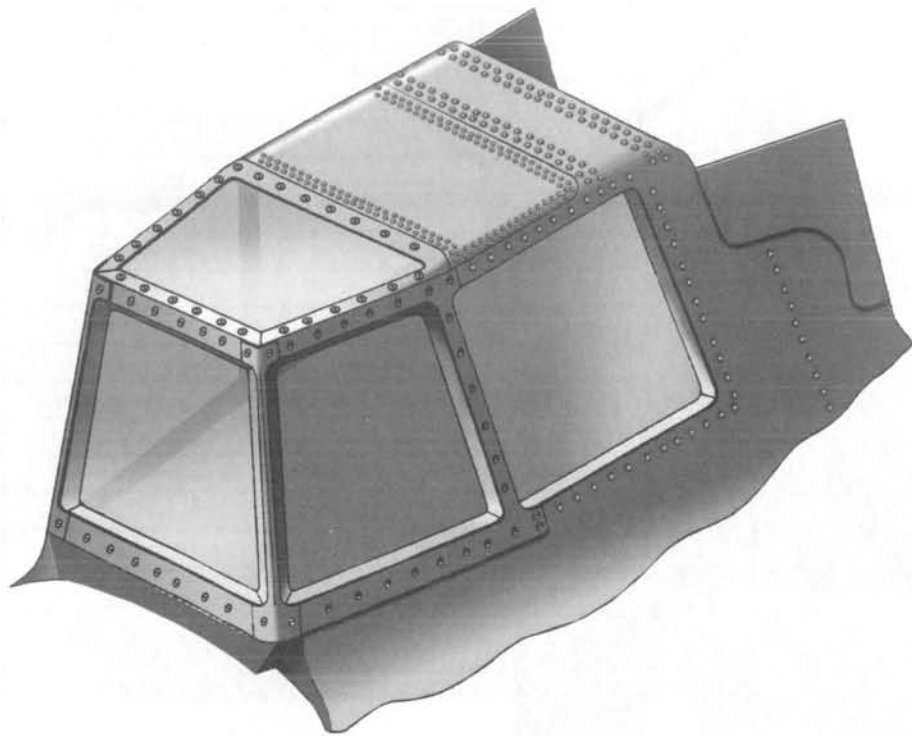
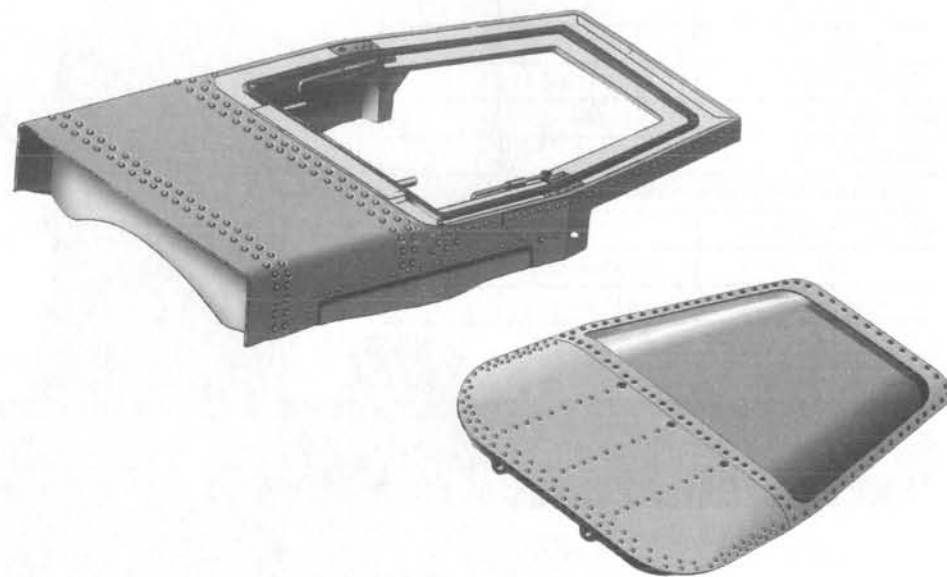


Рис. 55. Доработка кабины стрелка самолетов Ил-28Р и Ил-28Т под аварийный люк

Б» активной радиолокационной головкой самонаведения (АРЛГСН), получившей название «РГ-Щука». Согласно проекту ракета «Щука-Б», отделившись от самолета-носителя на высоте от 2 до 10 км, должна была планировать под углом 20-30° к горизонту. На высоте 600 м включался радиовысотомер, и ракета переходила на горизонтальный полет на высоте 60 м. Затем включался жидкостный реактивный двигатель, и ракета набирала скорость до 1030 км/ч. На удалении 10 - 20 км от цели включалась активная радиолокационная головка самонаведения, которая осуществляла поиск и захват цели в горизонтальной плоскости с упреждением. На удалении 750 м до цели начиналось наведение ракеты в вертикальной плоскости, которое обеспечивало приводнение ракеты на удалении около 60 м от цели. При соприкосновении ракеты с водой подрывался пироболт крепления боевой части. Ракета отделялась и по инерции шла к подводной части борта корабля.

Рис. 56. Каркас аварийного люка и сбрасываемый аварийный люк стрелка

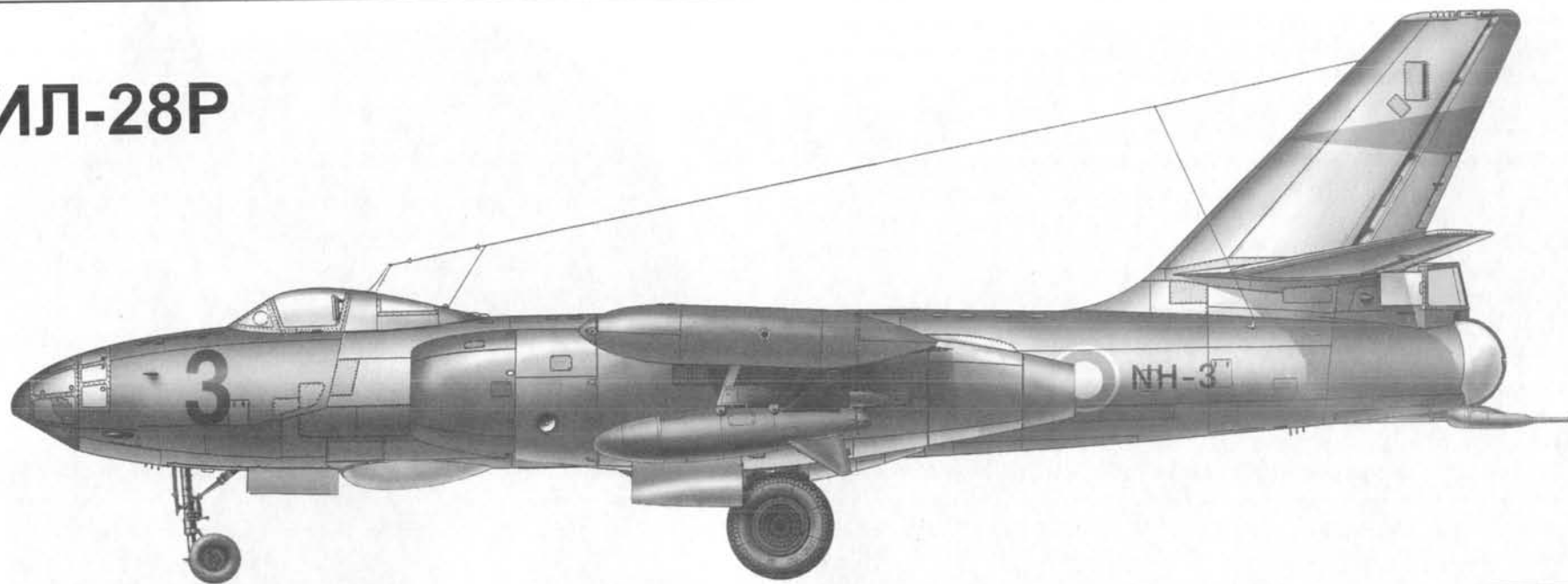


Испытание пяти ракет, оснащенных этой системой, показало, что захват цели был неустойчивым уже при волне 3-4 балла. Испытания ракет «Щука-Б» шли с переменным успехом и в 1956 году были прекращены. Она стала основой для серийной крылатой ракеты морского базирования КСЩ. Система «Щука» стала первой попыткой создания в СССР управляемой ракеты специально

Самолет 66 МТАП 19 МТАД ВВС КБС



ИЛ-28Р



ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Самолет Ил-28Р предназначен для ведения воздушной разведки и поэтому имеет некоторые отличия в конструкции и оборудовании по сравнению с самолетом Ил-28. Самолет Ил-28Р снабжен мощной фотоустановкой, которая позволяет выполнять фотографирование как днем, так и ночью. Для спасения экипажа при вынужденной посадке на воду имеется надувная лодка ЛАС-3, выбрасывание и автоматическое надувание которой происходят после того, как летчик потянет на себя специальный рычаг на правом борту кабины.

В связи с установкой на самолете фотоаппаратуры и ЛАС-3 произведены некоторые изменения топливных баков. Третий бак изъят, а в бомбоотсеке установлен дополнительный бак емкостью 770 л. Дальность самолета увеличена за счет применения двух подвесных консольных баков емкостью по 950 л каждый. Общая емкость топливных баков составляет 9600 л (8000 кг). Увеличено количество кислорода. Система уборки и выпуска шасси на самолете Ил-28Р гидравлическая. Введена рас-

крутка колес в воздухе перед посадкой. Увеличен размер колес основных ног шасси (1260 x 390). Нормальный полетный вес самолета 19500 кг. Максимальный полетный вес 22720 кг. Предельно допустимые центровки такие же, как и у самолета Ил-28.

В связи с конструктивными изменениями и увеличением полетного веса самолет Ил-28Р имеет также некоторые отличия в эксплуатации и пилотировании по сравнению с самолетом Ил-28.

Оборудование дневного фотографирования состояло из трех аэрофотоаппаратов АФА-33 с фокусным расстоянием 100, 75, 20 см и одного АФА-РБ для маршрутной, плановой и перспективной съемок.

Ночное фотографирование обеспечивалось двумя аэрофотоаппаратами НАФА-3с и комплектом осветительных бомб, в который могли входить ФОТАБ-100-60, ФОТАБ-50-35, САБ-100-55 и САБ-100-35. Аппаратура размещалась в бомбоотсеке в автоматической качающейся установке АКАФУ и специальном фотоотсеке в хвостовой части фюзеляжа. Контейнеры аэрофотоаппаратов обогревались теплым воздухом, отбираемым из системы обогрева и надува кабины экипажа. В верхней части кабины стрелка был

сделан дополнительный люк для покидания самолета в случае аварийной посадки на воду. В связи с изменением центровки и увеличением диаметра колес на 110 мм, с 1-го по 19-й шпангоут была полностью переделана мотогондола. Она стала длиннее на 200 мм и на 35 мм полнее снизу в плоскости главного батокса. По бокам, чтобы не развить сечение, мотогондола получила булеобразные обтекатели. При этом форма и геометрические размеры передних капотов до шпангоута 1 и заднего кока, от шпангоута 19 до 26, остались без изменений. Установочный угол атаки крыла уменьшен с 3° до $2^\circ 32'$. Самолеты Ил-28 и Ил-28Р широко использовались в качестве буксировщиков планеро-мишеней. В бомбоотсеках самолетов устанавливались специальные установки с лебедками БЛМ-1000, БЛ М-1000м и БЛТ-5, позволяющие производить взлет и посадку с мишенями ПМ-3ж, 77БМ-2м и 77БМ-2 на жесткой сцепке с грунтовых и бетонированных ВПП. Устройства позволяли выпуск и букси-

Вид на нишу основной стойки шасси и привода створок самолета Ил-28 Р

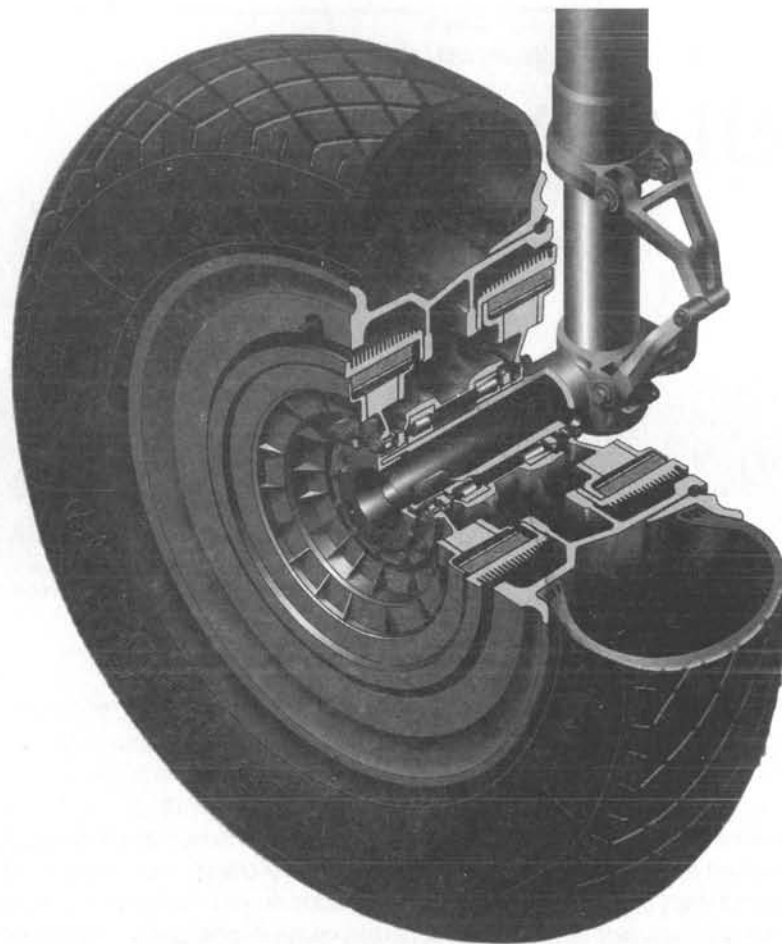


Рис. 57. Компоновка основной стойки шасси самолета ИЛ-28Р

рование мишеней на тросе длиной от 5 до 2500 м, а также подтягивание мишени к самолету и постановку ее на жесткую сцепку. При буксировании мишеней 77БМ-2м и 77БМ-2 самолетами Ил-28Р, оборудованными лебедками БЛМ-1000 и БЛМ-1000М, на мишени устанавливались длинные штанги сцепки. При буксировке самолетами Ил-28 с лебедкой БЛТ-5 устанавливались короткие штанги сцепки. Одновременно под крылом этих машин могли подвешиваться пикирующие мишени ПМ-6, которые снабжались дымовыми трассерами и спасательными парашютами. Мишени ПМ-6 предназначались для тренировки расчетов зенитных пушек и пулеметов.

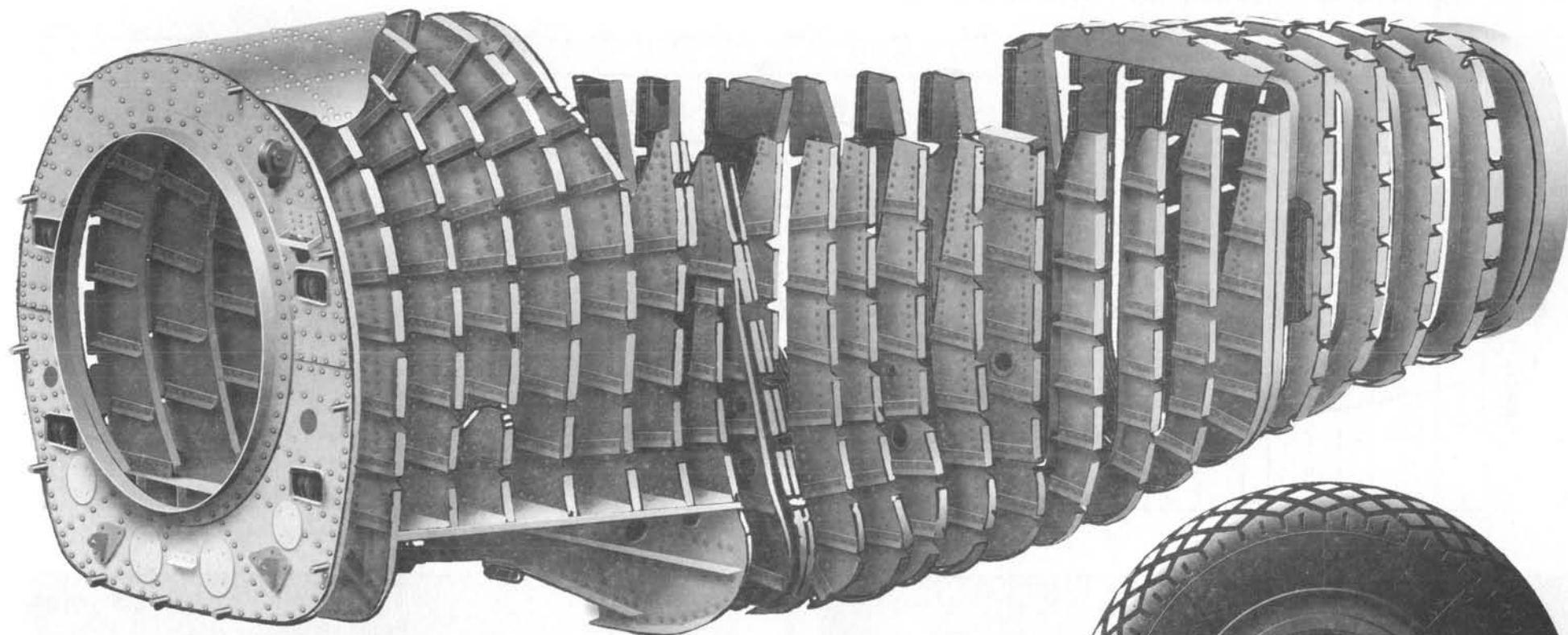


Рис. 58. Конструкция мотогондолы самолета ИЛ-28Р

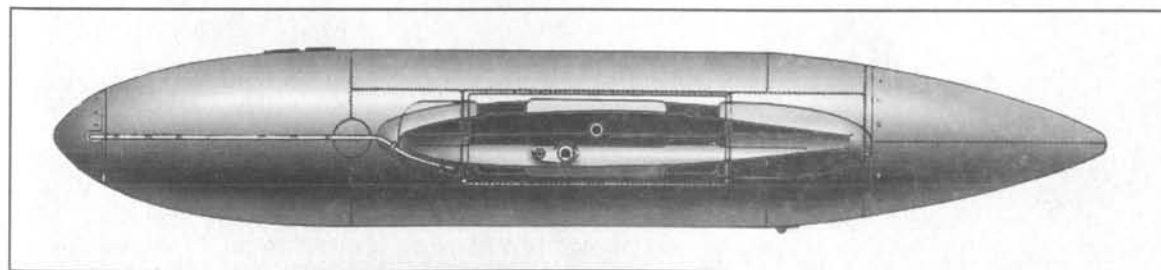
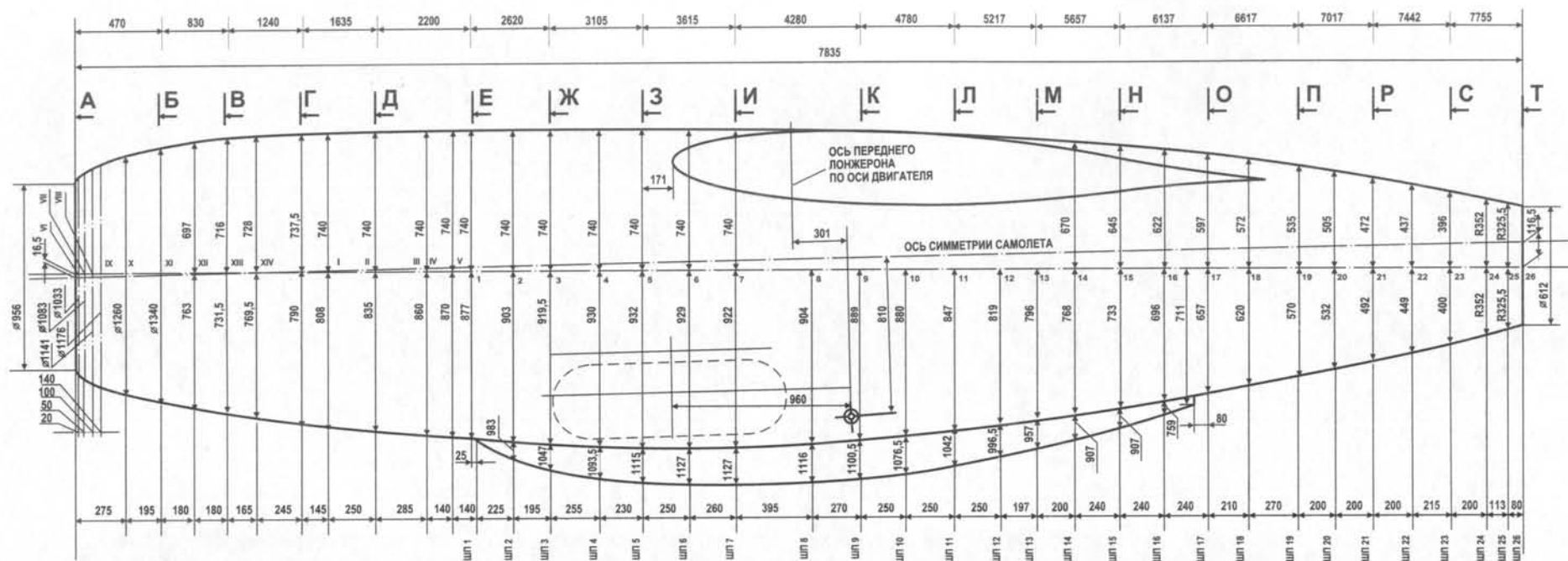


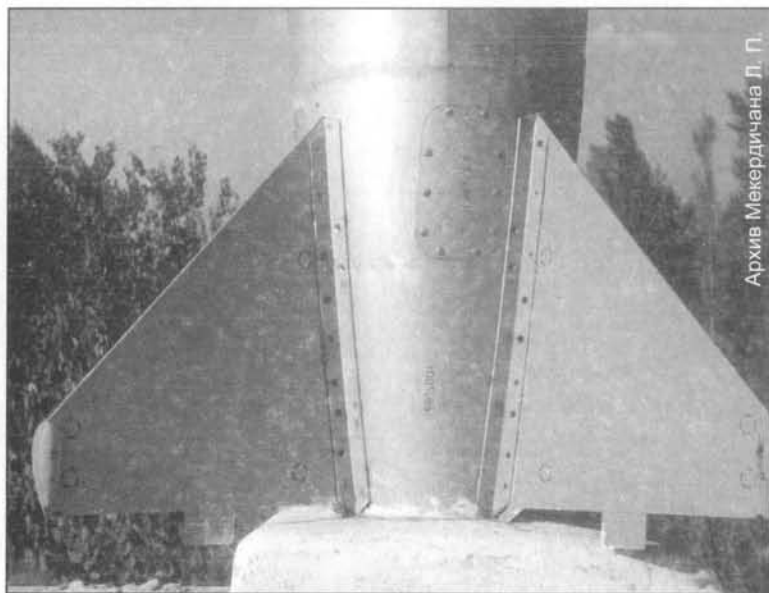
Рис. 59. Консольный подвесной топливный бак



Рис. 60. Колесо основной стойки шасси 1260х390

Рис. 61. Теоретический чертёж мотогондолы самолета ИЛ-28Р

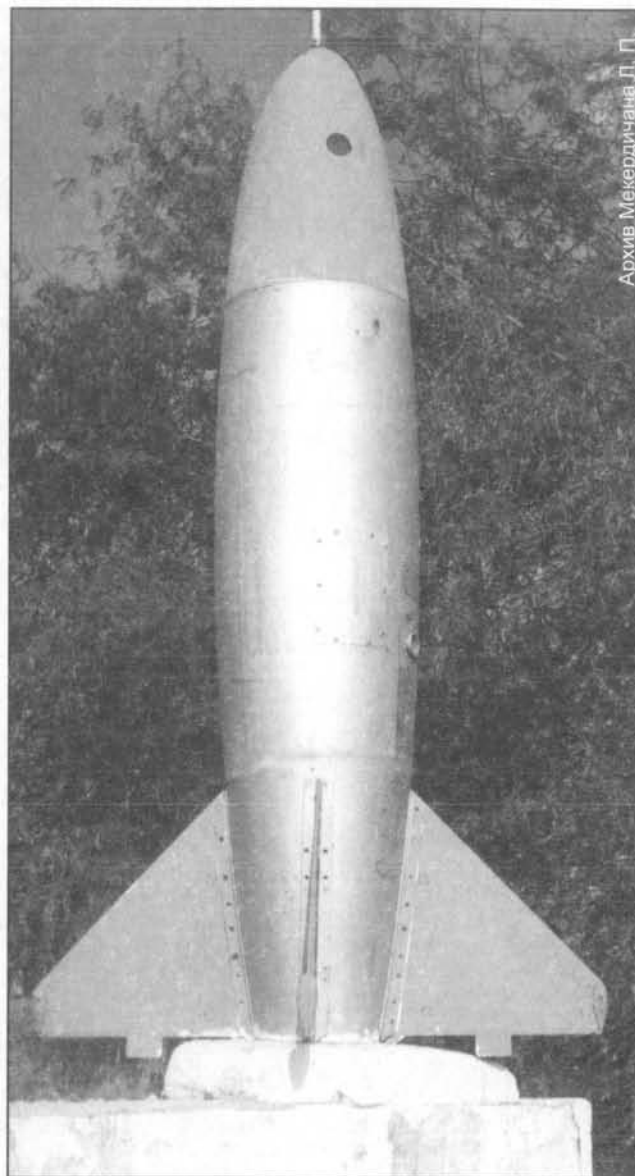




Архив Мекерджичана Л. П.



Архив Мекерджичана Л. П.



Архив Мекерджичана Л. П.



Архив Мекерджичана Л. П.

Пикирующая мишень ПМ-6

Рис. 62. Бомбы ФОТАБ-100-60 и САБ-100-55

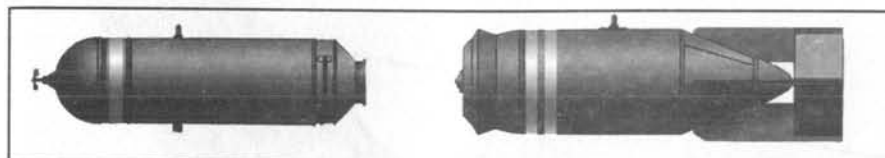
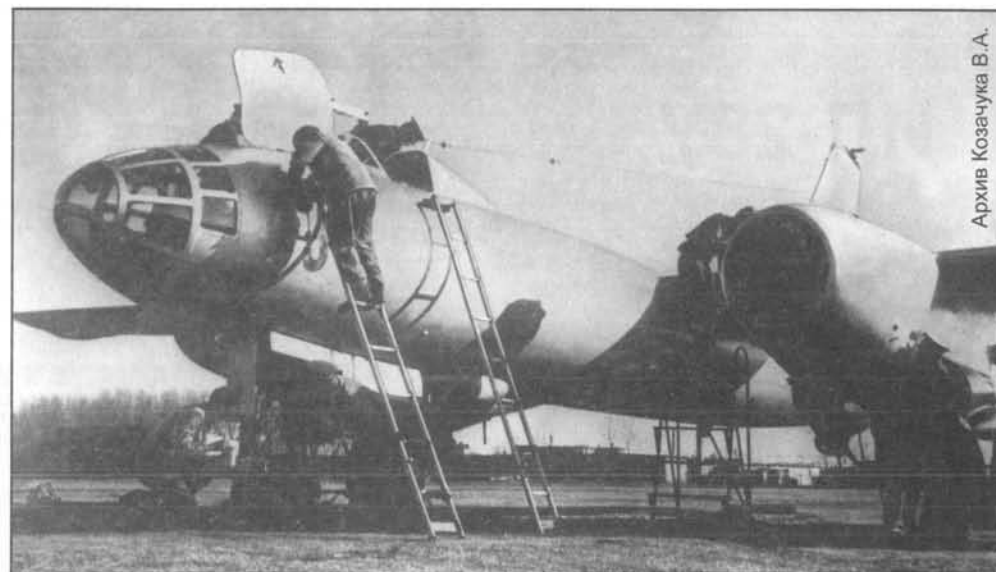


Рис. 63. Пикирующая мишень ПМ-6



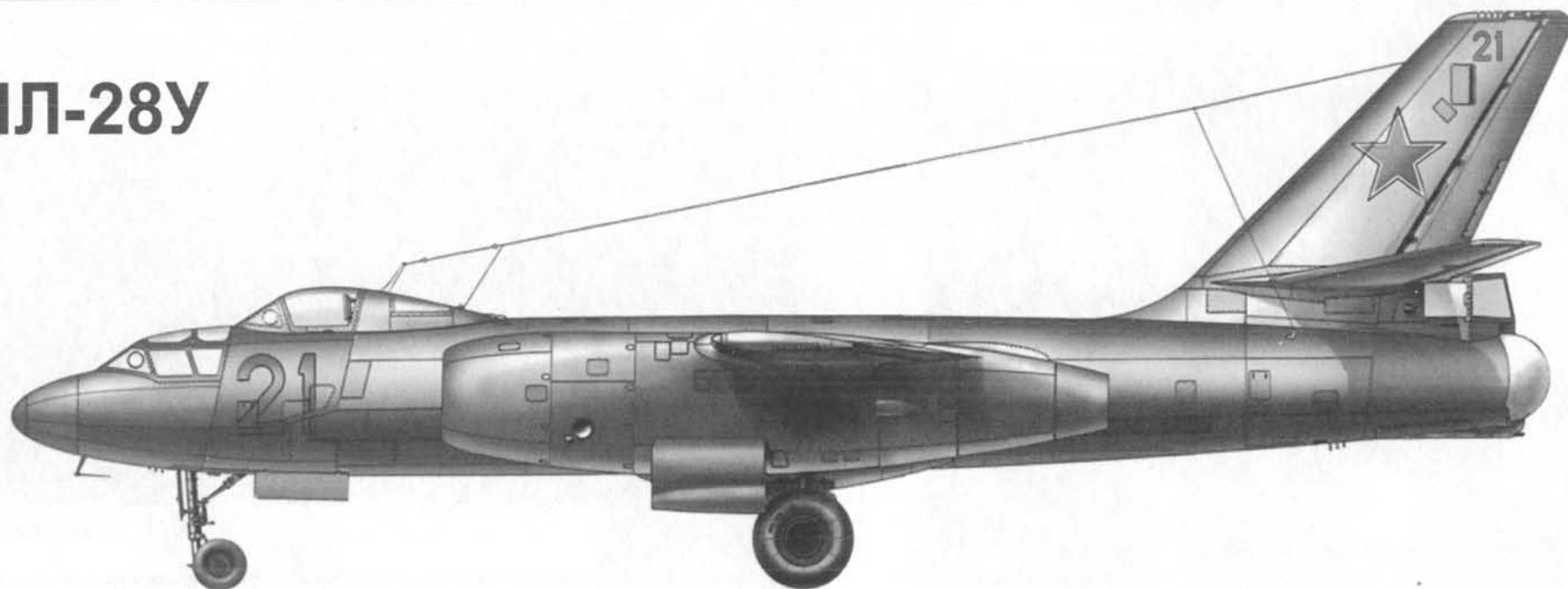
Архив Козачука В.А.

803 БАП. Ленинградский ВО

Самолет Ил-28 Р Болгарских ВВС. Экспозиция Пловдивского музея Авиации



ИЛ-28У



ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Учебно-тренировочный самолет Ил-28У предназначен для освоения техники пилотирования реактивных бомбардировщиков летчиками строевых частей и курсантами летных школ ВВС, а также для периодической проверки техники пилотирования летного состава строевых частей ВВС.

Самолет Ил-28У выполнен на базе серийного боевого самолета Ил-28 и отличается от последнего отсутствием вооружения и теми переделками, которые необходимо было произвести в связи с изменением назначения самолета. Основные переделки связаны с введением двойного управления, второй комплект которого для инструктора размещен в передней части герметической кабины, занимаемой на боевом самолете штурманом. Кабина летчика-инструктора и кабина летчика-ученика образуют единую герметическую переднюю кабину самолета. По своему оборудованию кабины летчика и ученика несколько отличаются одна от другой. Оборудование в кабине летчика-инструктора рассчитано на самостоятельное управление самолетом в воздухе и на земле и на осуществление полного контроля над операциями летчика-ученика.

Кабина летчика-ученика представляет собой копию кабины летчика боевого самолета Ил-28. Отличиями кабины учебного самолета от боевого являются незначительные изменения в компоновке приборной доски, вызванные необходимостью иметь вырез, обеспечивающий зрительную связь инструктора и ученика. Для учебных целей на самолете были установлены фотопулемет С-13 в носу фюзеляжа и прицел ПКИ-1 в кабине летчика-ученика. Во время выполнения слепого полета фонарь кабины летчика-ученика закрывается шторкой. Управляет шторкой летчик-инструктор.

Кабина инструктора расположена в передней части носа фюзеляжа до шпангоута 6. Верхняя часть кабины от шпангоута 1 до шпангоута 6 представляет собой фонарь. Фонарь состоит из неподвижно закрепленного на фюзеляже каркаса с семью стеклами и откидной застекленной крышки. Застекление фонаря выполнено:

а) переднее стекло и правое угловое из триплекса, состоящего из наружного стекла «Сталилит» толщиной 3 мм, бутварной пленки и внутреннего стекла «Фурко» толщиной 10 мм;

б) левое угловое стекло с форточкой из плексигласа, имеющего толщину 16 мм;

в) четыре боковых стекла из двойного плексигласа. Толщина наружного листа 10 мм, внутреннего 6 мм;

г) крышка фонаря из двойного плексигласа. Толщина наружного стекла 12 мм, внутреннего 4 мм. Для повышения прочности стекла крышка имеет посередине перемычку.

Литой электронный каркас фонаря и способ крепления стекол аналогичны конструкции, примененной на боевом самолете Ил-28. На всех двойных стеклах установлены осушительные патроны. Крышка фонаря справа имеет шарнирные петли, а слева – замки для заперения ее в закрытом положении. Механизм замка снабжен двумя рукоятками, которые позволяют открывать крышку с внутренней и внешней стороны кабины. В задней части крышки установлена тяга, ограничивающая угол открытия крышки и удерживающая ее в открытом положении. Нижняя часть кабины ограничивается полом, проходящим на высоте примерно 300 мм от нижнего контура фюзеляжа. Пол собран из прессованных профилей и обшивки толщиной 1 и 2 мм. На участке шпангоутов 2 и 3 посередине кабины в полу сделан вырез под штурвал ручного управления. Около выреза имеются три лючка, закрытые крышками на винтах, для подхода к деталям управления.

Катапультируемое сиденье летчика-инструктора устанавливается в задней части кабины у стенки наклонного шпангоута 6. Конструкция сиденья, способ его крепления и механизмы управления и блокировки целиком соответствуют осуществленным на боевом самолете. Для аварийного выхода при посадке с убраным шасси одно из стекол фонаря стрелка-радиста с левого борта является съемным.

Построение кабины инструктора самолета ИЛ-28У.

1. Фонарь кабины инструктора строится путем обжатия верхней носовой части фюзеляжа.



2. Исходными элементами для проектирования фонаря являются плоскости лобового и боковых стекол козырька, а также ширина фонаря в сечениях 3, 4, 5 и 6 в плоскости первой горизонтали и рамы.

3. Вершина фонаря (выше плоскости рамы) между сечениями 2 и 6 строится кривой второго порядка. Базовыми точками этой кривой являются точки верхнего контура лобового стекла и радиуса сечений 3, 4, 5 и 6.

4. Фонарь кабины выше рамы в сечениях 3, 4, 5 и 6 полностью копирует поверхность основного тела фюзеляжа.

Таблица координат контуров кабины инструктора от строительной горизонтали

№ Шпангоута	0	A	Б	В	1	1А	2	3	4	5	6
Ув. Гл. батокса	0	110	228	303	355	523,5	633,8	744	776,5	800	837,7
Ун. Гл. батокса	0	440	550	613,5	650,5	694,5	721	752	776,5	800	811,5
У оси сечений	-175	-165	-137	-102	-71,5	-37	-19	-4,5	0	0	0
Радиус основного тела	0	275	413	511,5	579	657,5	702	747,5	776,5	800	
Ув. Гондолы	0	110	228	303	355	411	442,5	473	492,5	500	
У обжатия	-175	-165	-137	-102	-56	35	106	222	355	500	670

5. Фонарь накладывается на поверхность обжатия и в сечении 6 плавно переходит в основное тело фюзеляжа.

6. Обжимается верхняя часть фюзеляжа, основное тело которого в поперечных сечениях образовано окружностями. Центры этих окружностей до сечения 4 лежат на криволинейной оси, а в сечениях 4, 5 и 6 совпадают со строительной горизонталью самолета.

7. Исходными сечениями обжатия являются сечения А, 3, 5 и 6. Сечение А, представляющее окружность, является началом обжатия.

8. Граница обжатия представляет собой линию второго порядка, в которой поверхность основного тела фюзеляжа, описанная окружностями, переходит в криволинейную поверхность контура обжатия.

9. Граница обжатия по сечению 5 проходит через точку Д, лежащую в сечении основного тела фюзеляжа и являющуюся конечной точкой верхнего контура gondoly инструктора.

10. Взаимная увязка кривых границы обжатия и контуров сечений верхней части gondoly без фонаря проводится при помощи контрольно-лучевого сечения — луча А, который должен быть плавным и не иметь прова-

лов. Базовые точки этого луча лежат на строительной горизонтали, сечении А, точки Д сечения 5, сечении 6 и сечении 7.

11. Начиная с сечения 4, кабина инструктора практически полностью копирует основное тело фюзеляжа бомбардировщика за исключением небольших уплощений на стеклах 6 и 7.

12. Сечение 6 со стороны задней части фюзеляжа является сечением основного тела фюзеляжа. Точка Д на сечении 5 является последним сечением обжатия gondoly, вырождающееся в прямую линию Д-Д. Точка Н на сечении 6 является последним сечением фонаря кабины инструктора, вырождающимся в прямую линию Н-Н.

13. Для построения кривых второго порядка сечений в верхней части обжатия в простейшем случае используются три координаты; контура обжатия, луча А и главного батокса gondoly, привязанных к строительной горизонтали. Направления кривых в исходных точках определяются двумя касательными — к радиусу основного тела, проведенному от оси сечений к линии обжатия и к контуру главного батокса (по оси самолета).

Самолет Ил-28У польских ВВС

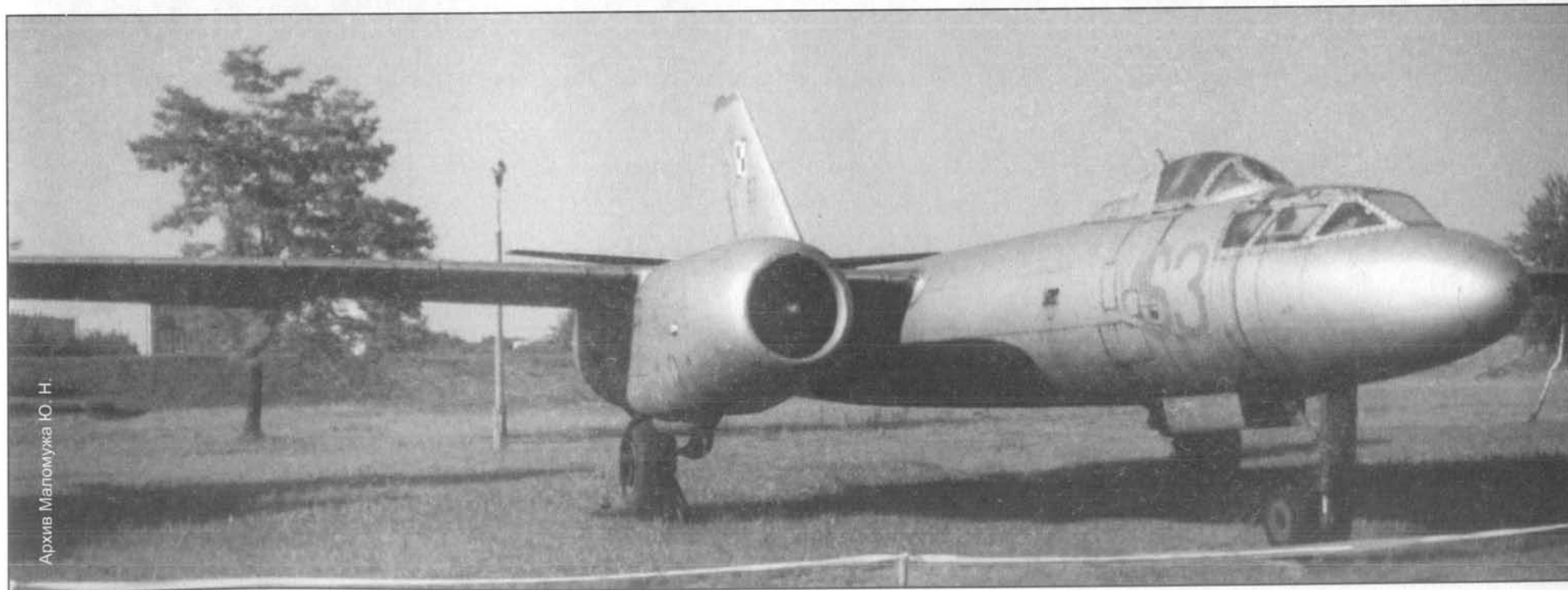
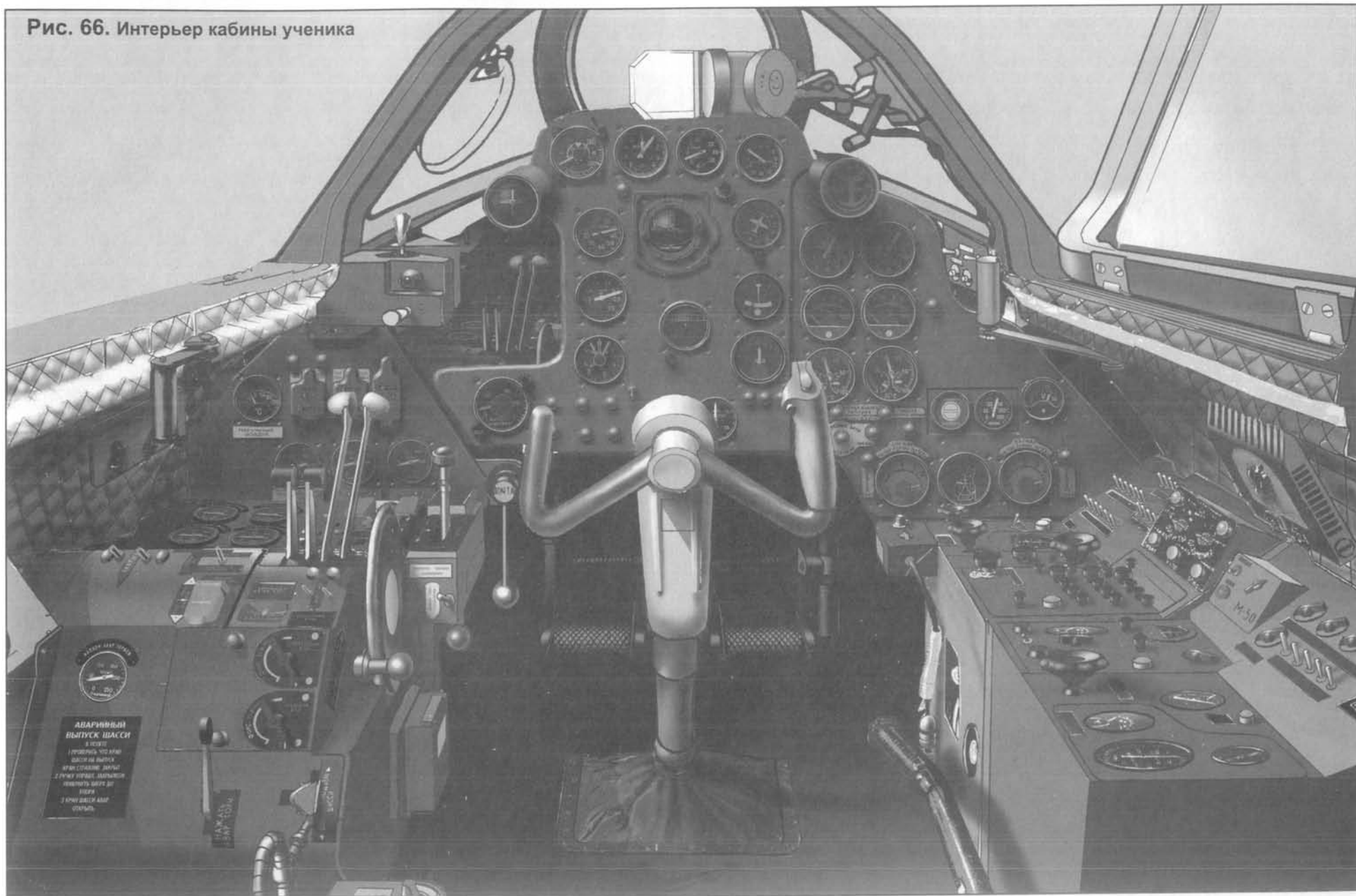


Рис. 65. Интерьер кабины инструктора



Рис. 66. Интерьер кабины ученика



Самолет Ил-28У. г. Запорожье, 654 ГБАП, 1957 г.



Архив Новикова Н. М.

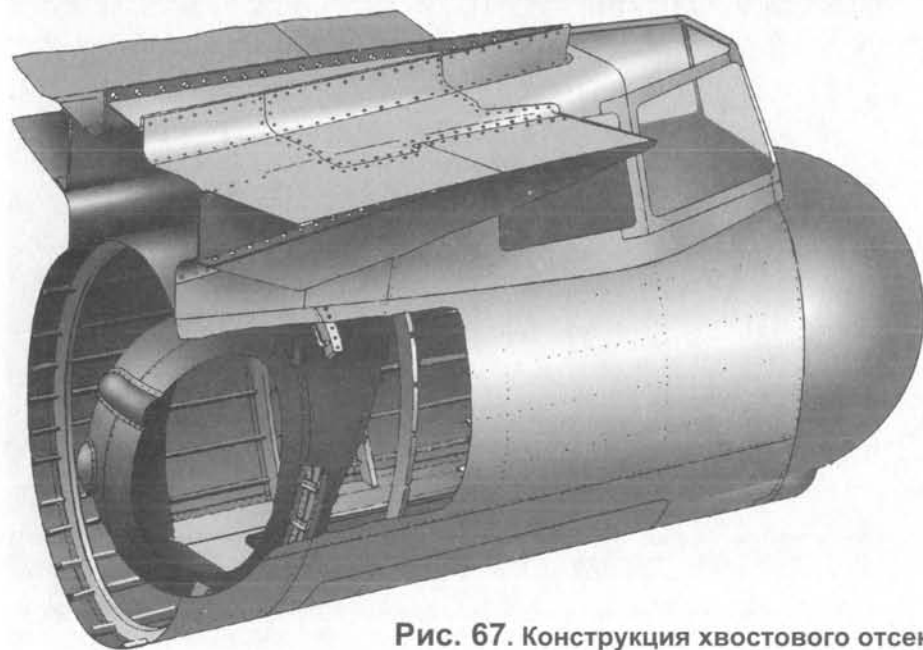
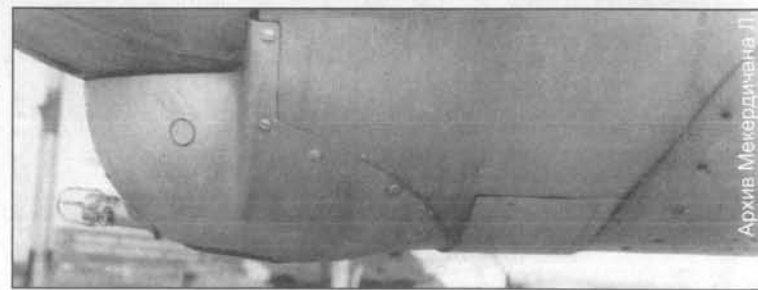


Рис. 67. Конструкция хвостового отсека



Рис. 67. Интерьер кабины стрелка

Обтекатель
привода Ил-К 6



Архив Мекердичана Л.



НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Архив Изварина В. П.

Подготовка к вылету. 748 ГБАП г. Запорожье



Рис. 68. Буксировочная тележка

НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Для обслуживания самолета на земле требуется большое количество специального оборудования и приспособлений, без которых затруднена, а часто и невозможна эксплуатация самолета. В данном разделе альбома дается краткое описание конструкций и работы основных объектов наземного оборудования.

Буксировочное приспособление.

Для буксировки самолета тягачом, а также для управления передним колесом при буксировке людьми используется буксировочное приспособление, состоящее из водила, вилки и силового троса. На переднем конце водила смонтирован двухсторонний пружинный амортизатор, шток которого связан с прицепным кольцом при помощи предохранительного валика. Предохранительный валик, изготовленный из материала Д-16 и окрашенный в красный цвет, рассчитан на срез при усилии, гарантирующем от поломки шасси при неправильной буксировке. На другом конце водила установлены колеса, которые при буксировке самолета подвешиваются при помощи подъемного устройства. Водило с вилкой соединяются с помощью телескопического соединения, полный ход в котором перед началом буксировки выбирается натяжением силовых тросов, тендерами. Это исключает передачу тягового усилия на переднюю ногу. Концы силового троса заключены в дюритовые шланги и при помощи крюков и коушей закрепляются на амортизационных стойках главных ног шасси.

Подъемные устройства.

Подъем самолета для нивелировки, проверки работы системы шасси на земле, смены шасси и т. п. производится с помощью двух крыльевых и одного носового гидравлических подъемников, которые имеют одинаковую конструкцию и отличаются лишь размерами. Крыльевые гидравлические подъемники устанавливаются между нервюрами 1 и 2 по заднему лонжерону крыла, а носовой гидроподъемник – под шпангоутом 4 фюзеляжа. Подъем одной стойки шасси (основной или носовой) с целью снятия покрышек или смены колес производится при помощи бортового домкрата. Гидравличе-

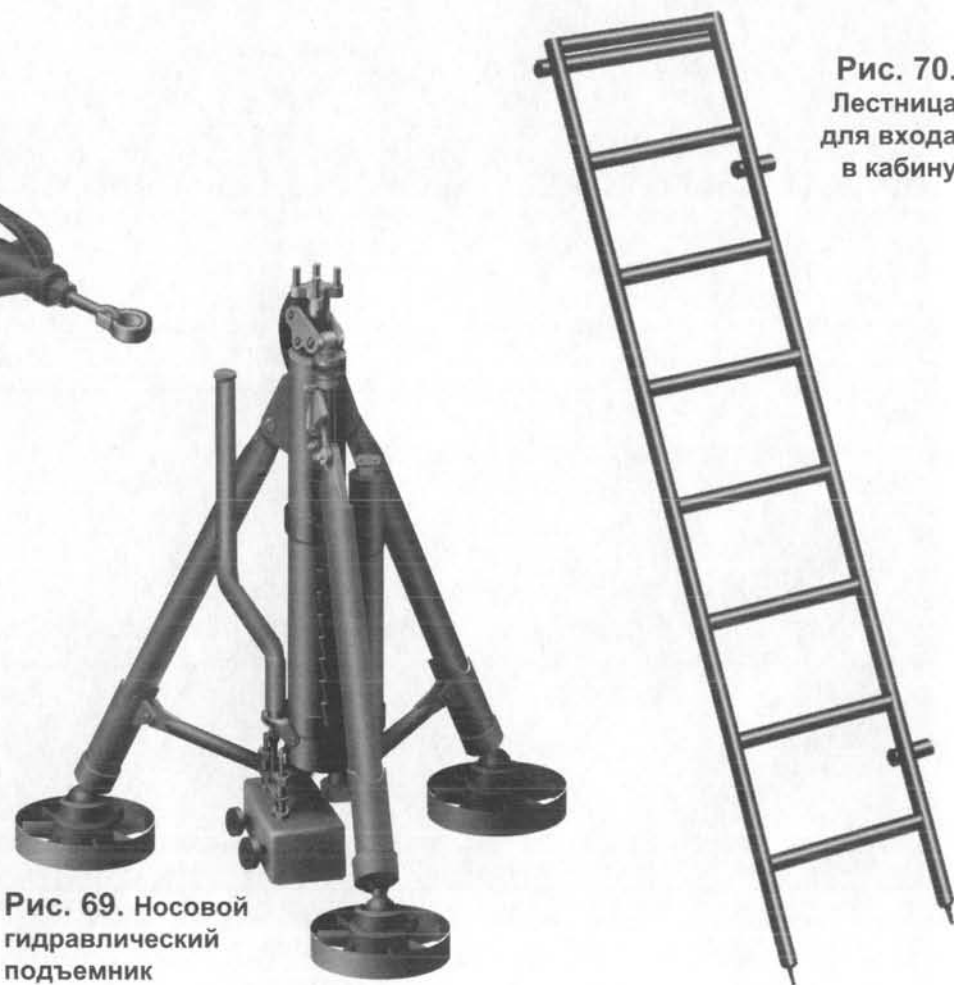
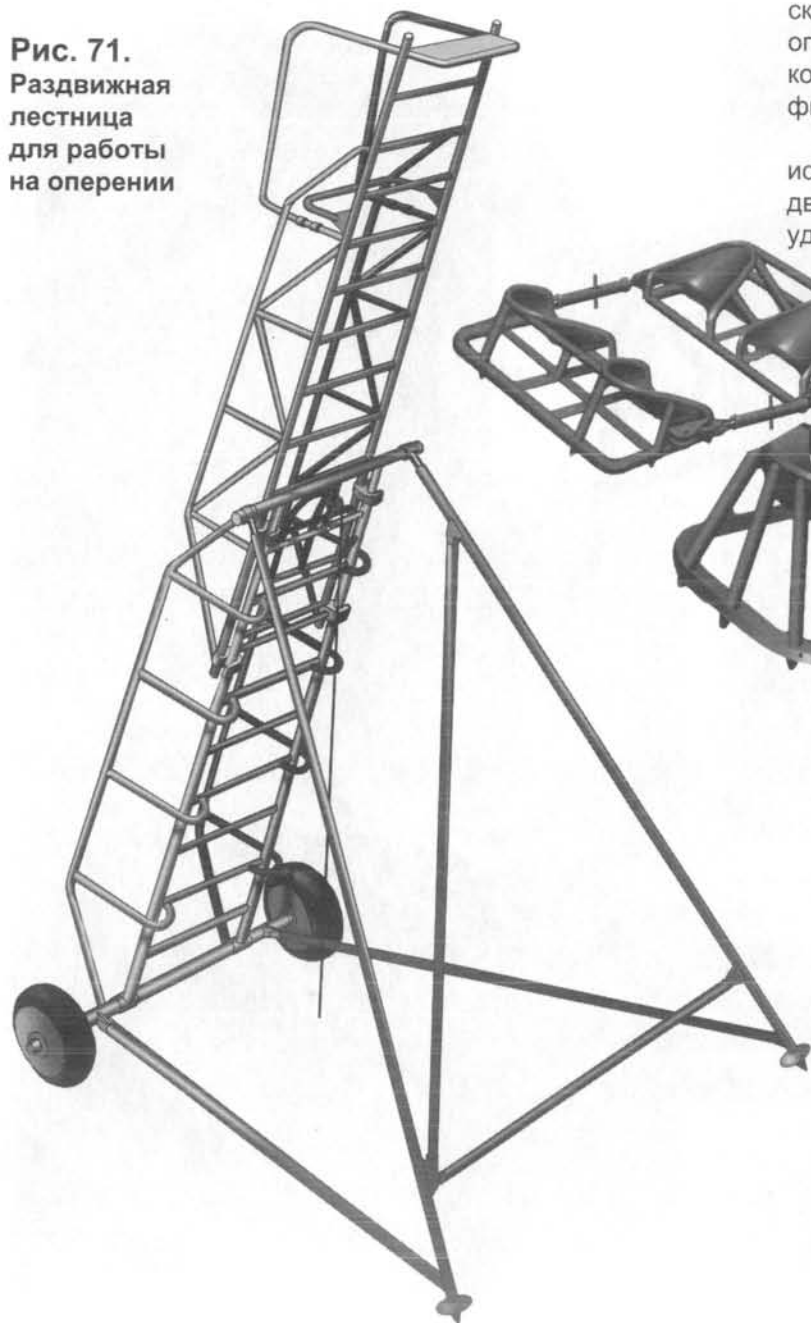


Рис. 69. Носовой гидравлический подъемник

Рис. 70.
Лестница
для входа
в кабину

Рис. 71.
Раздвижная
лестница
для работы
на оперении



ский подъемник состоит из гидравлического домкрата двухстороннего действия, трех подкосов, опор-колес и раскосов. Для передвижения подъемника на небольшие расстояния в качестве колес используются его опоры, для чего последние ставятся вертикально и с помощью втулки фиксируются в таком положении.

Раздвижная стремянка, состоящая из нижней неподвижной и верхней подвижной частей, используется для работы на крыле и оперении. Верхняя часть стремянки при выдвигении движется на роликах и запирается в поднятом положении рычагом замка, который пружиной удерживается на упоре.

Рис. 72. Колодки под передние
и основные колеса

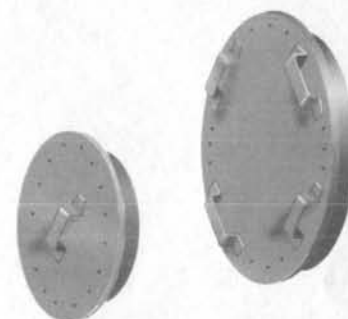


Рис. 73. Заглушки





Архив Чазова Б. М.

...«Дембель» — слева...
747 ГВ БАП г. Запорожье

Рис. 74. Стремянка
для работы у двигателей

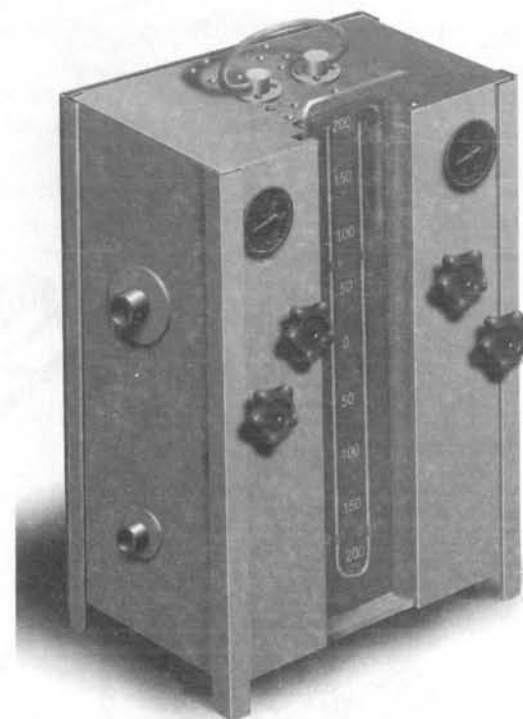


Рис. 75. Стенд для проверки герметичности кабин

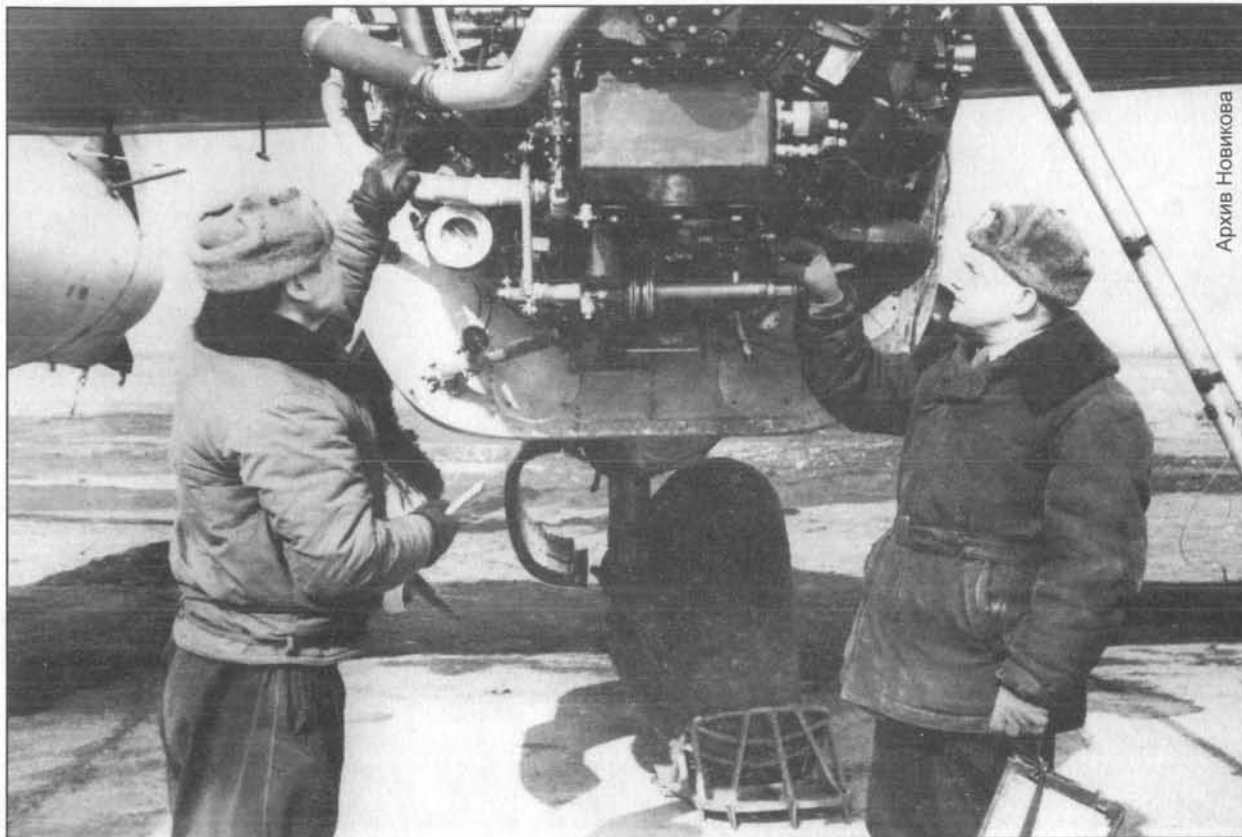


Рис. 76. Бомбовая тележка



Рис. 77. Траверса подъема двигателя

Ил-28 китайского производства Румынских ВВС



Архив Новикова

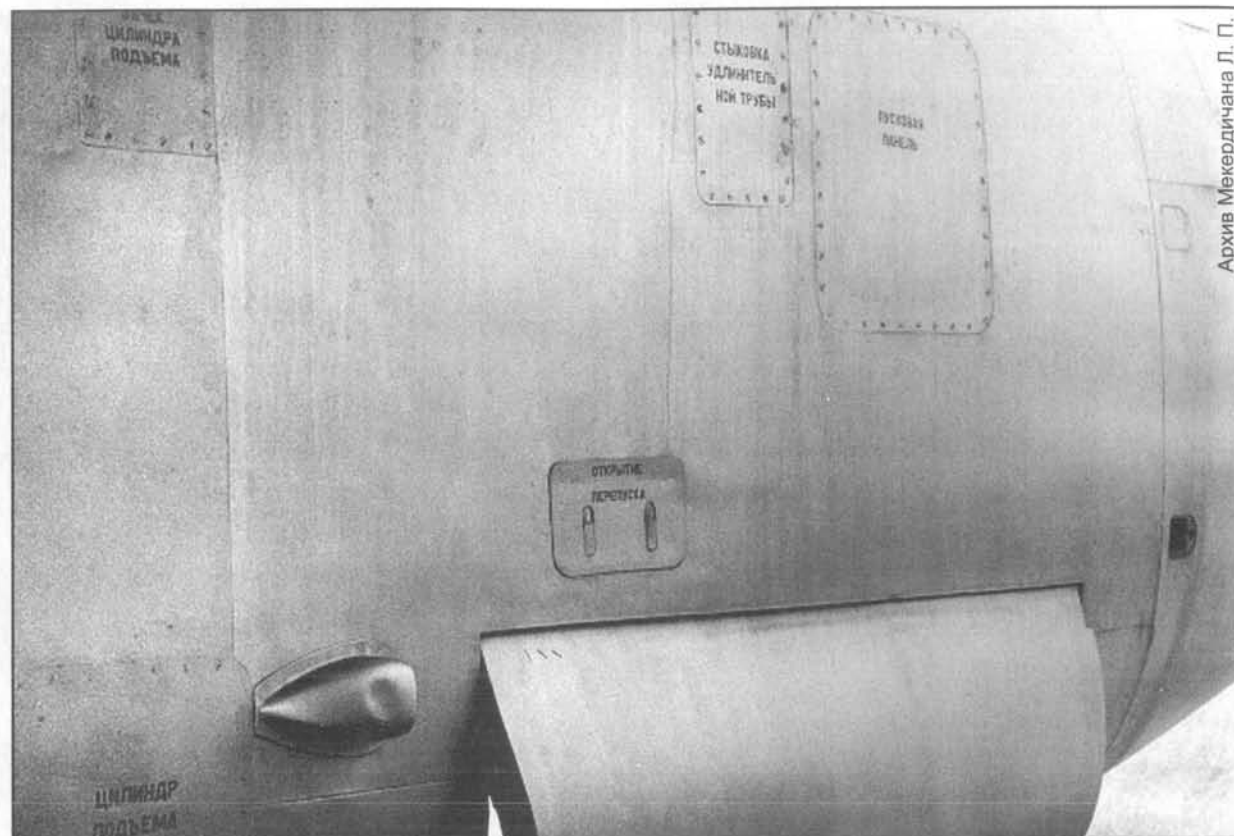
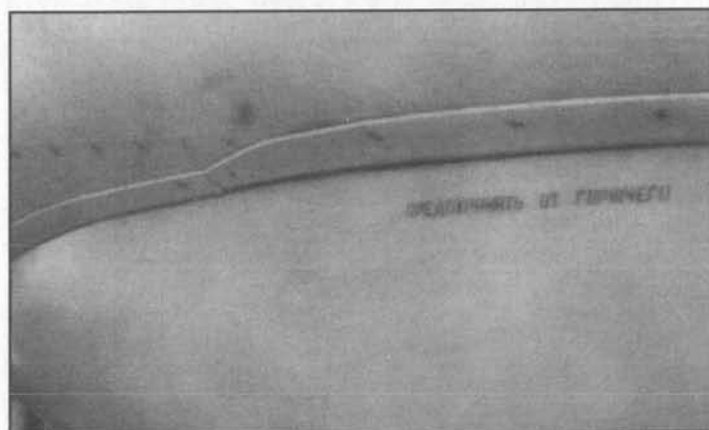
Регламентные работы 748 ГВ БАП аэродром "Мокрая", г. Запорожье, 1957 г.



Ил-28У Барнаульского училища летчиков

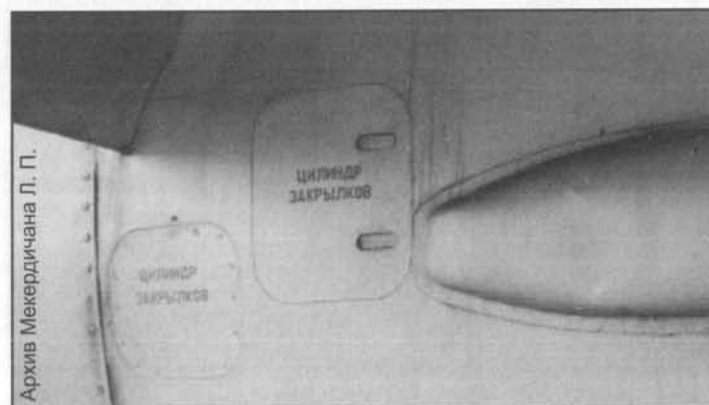


Архив Мекердичана Л. П.



Архив Мекердичана Л. П.

Образцы подписей на лючках



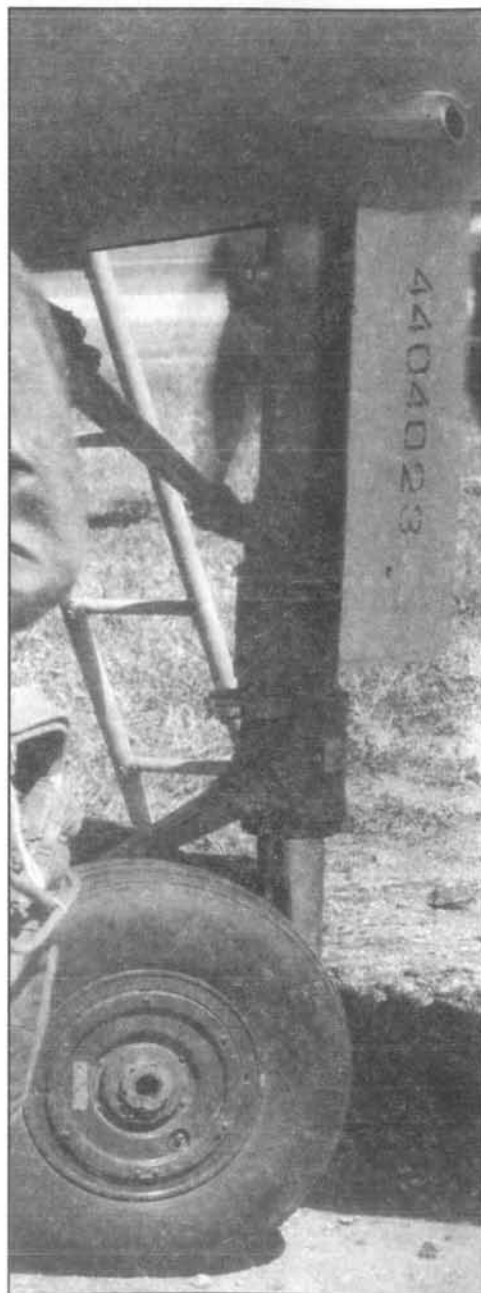
Архив Мекердичана Л. П.



Архив Мекердичана Л. П.



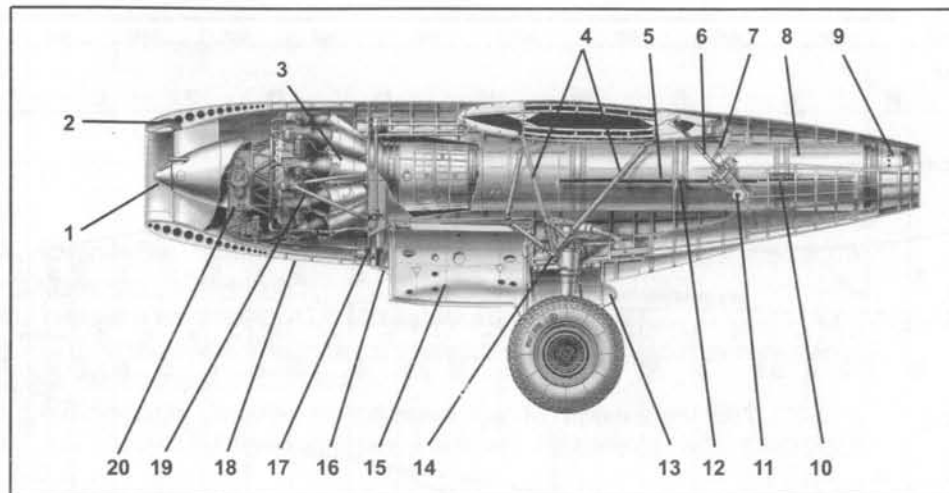
Архив Пелеха А. И.



Примеры нанесения заводских и бортовых номеров

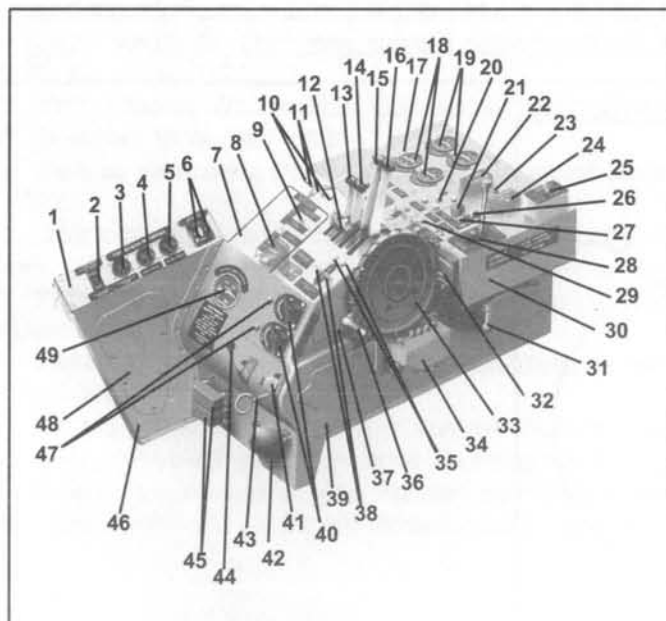


Рис. 28 (исправленный). Компонировка мотогондолы



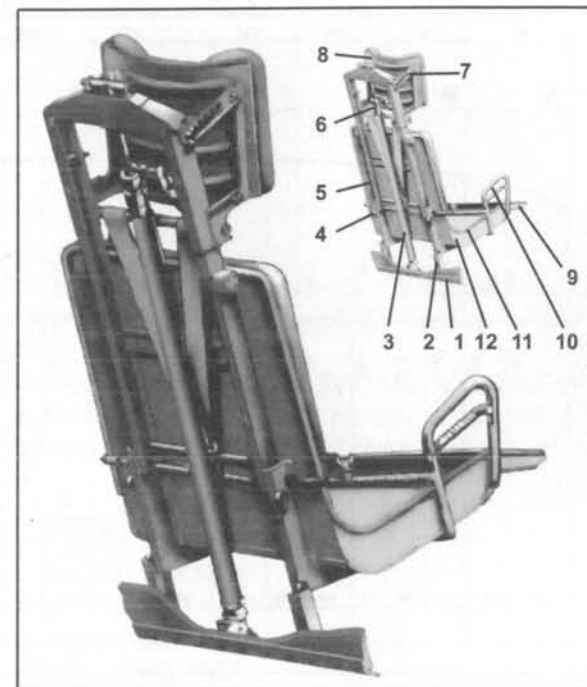
К странице 64.

Рис. 12 (исправленный). Левый пульт летчика



К странице 35.

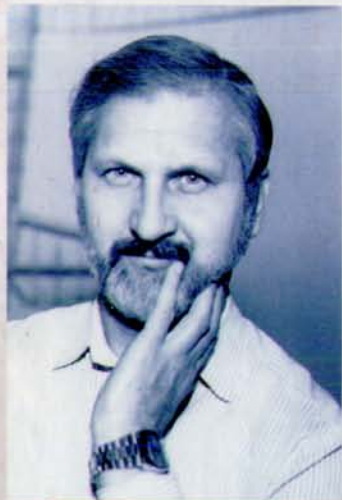
Рис. 5 (исправленный). Кресло пилота и штурмана



К странице 27.

ЗАМЕЧЕННЫЕ ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать
39	9-я снизу	120-150 кг/см□	120-150 кг/см ²
39	8-я снизу	45 кг/см□	45 кг/см ²
86	Рис. 39	Масштаб не указан	Масштаб бомб 1:25
100	5-я сверху	Назаднихромкахкрыльеви V-образногооперения. Согласнопервоначальному	На задних кромках крыльев и V-образного оперения. Согласно первоначальному
101	2-я кол., 1-я снизу	оснастить "Щуку	оснастить "Щуку-Б"
104	2-я кол., 1-я снизу	специально	специально для средних бомбардировщиков



**Мекердичан
Леонид
Петрович**

Родился 15 февраля 1947 года.
Образование — высшее, техническое.
Главный инженер
научно-технического общества «Нотек».
Профессиональный моделист.
Хобби — авиация.
Материал для книги собирал более сорока лет.
Работает над созданием такого же альбома
по самолету Пе-2.



**Пелех
Александр
Иосифович**

Родился 5 августа 1962 года.
Образование высшее, техническое.
Бизнесмен, меценат.
Хобби — туризм, авиация.
Работал над книгой 11 лет.
Продолжает работать над серией
подобных альбомов

Самолет Ил-28Т советских ВВС. Николаевская минно-торпедная база Черноморского флота. Опызнавательные знаки нанесены на киле, верхней и нижней поверхности консолей. Бортовой номер нанесен по бортам носовой части фюзеляжа и киля.



Бомбардировщик ИЛ-28 ВВС Болгарии. Пловдивский музей ВВС. Опызнавательные знаки наносились на киле, нижней и верхней поверхности консолей. Бортовой номер нанесен по бортам носовой части фюзеляжа.

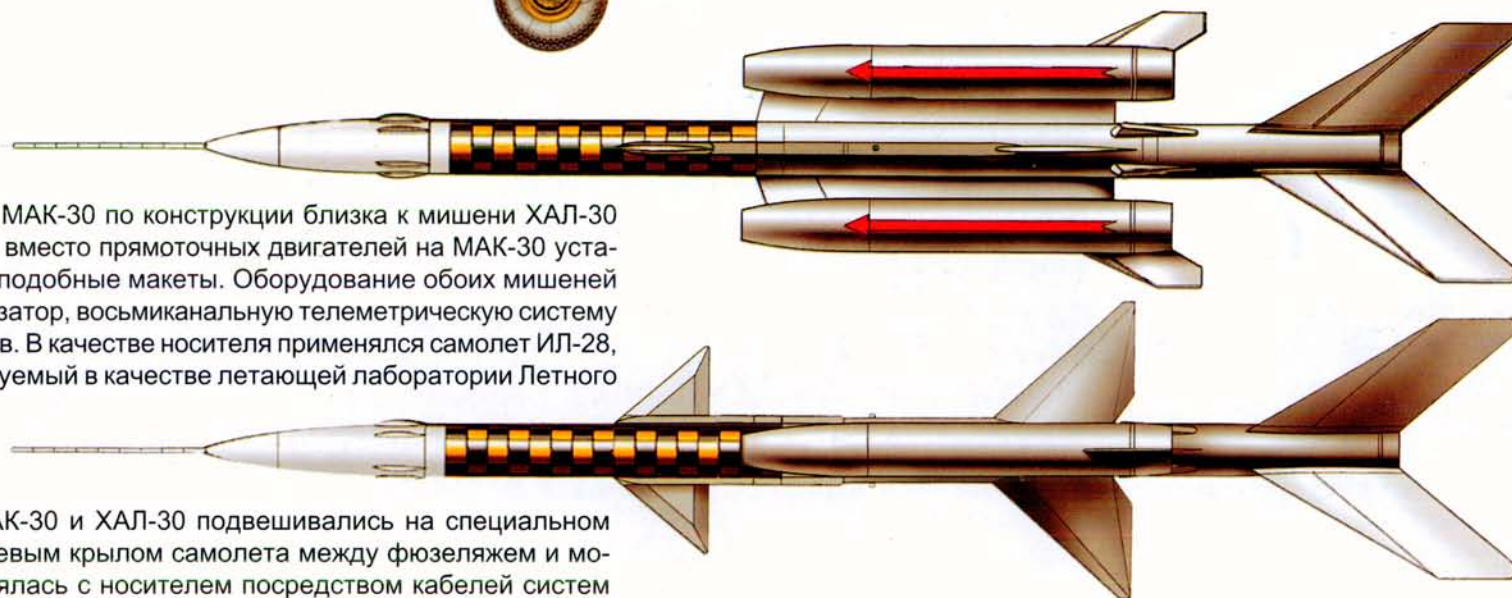


ИЛ-28 летно-исследовательского института ПНР. Оповестительные знаки нанесены по бортам хвостовой части фюзеляжа и киля, а также на нижней и верхней поверхности консолей. Бортовой номер нанесен синей краской по бортам носовой части фюзеляжа и киля.



Сверхзвуковая мишень МАК-30 по конструкции близка к мишени ХАЛ-30 и отличается от нее тем, что вместо прямоточных двигателей на МАК-30 устанавливались геометрически подобные макеты. Оборудование обеих мишеней включало в себя автостабилизатор, восьмиканальную телеметрическую систему управления и блок самописцев. В качестве носителя применялся самолет ИЛ-28, бортовой номер 119, используемый в качестве летающей лаборатории Летного

Института ПНР. Мишени МАК-30 и ХАЛ-30 подвешивались на специальном пилоне, размещенном под левым крылом самолета между фюзеляжем и мотогондолой. Мишень соединялась с носителем посредством кабелей систем контроля и управления, выведенных к пульту управления в кабине штурмана.



Сверхзвуковая мишень ХАЛ-30. Масштаб 1: 40

Самолет ИЛ-28У советских ВВС. Город Б.Токмак. Запасной аэродром Черноморского флота. Оповознавательные знаки нанесены на киле, а также верхней и нижней поверхности консолей. Бортовой номер нанесен по бортам носовой части фюзеляжа и киле.



Самолет ИЛ-28Р ВВС Финляндии. ПТБ, носовые части мотогондол и фрагмент на киле окрашены в красный цвет. Оповознавательные знаки наносились на фюзеляже и консолях крыла (сверху и снизу).



ИЛ-20. По бортам в носовой части фюзеляжа нанесена символика принадлежности к ГВФ. Пятизначный номер нанесен по бортам хвостовой части фюзеляжа.



Ил-28. ВВС Афганистана.



ИЛ-28 ВВС Польской Народной Республики. Опознавательные знаки нанесены по бортам хвостовой части фюзеляжа и киля, а также на верхней и нижней поверхности консолей. Бортовой номер нанесен по бортам носовой части фюзеляжа и на киле.



ИЛ-28 ВВС Германской Демократической Республики. Опознавательные знаки нанесены на боковых поверхностях фюзеляжа и киля, а также на верхней и нижней плоскостях консоли. Бортовой номер нанесен по бортам носовой части фюзеляжа.



ИЛ-28 ВВС Чехословакии. Оповестительные знаки нанесены на киле, а также на нижней и верхней поверхностях консолей. Буквенное обозначение и бортовой номер нанесены по бортам носовой части фюзеляжа.



ИЛ-28 ВВС Румынии китайского производства. Кормовая пушечная установка унифицирована с кормовой установкой самолета ТУ-16.



Самолет ИЛ-28 ВВС Коре́йской Народно-Демократи́ческой Респу́блики. Верхняя поверхность фюзеляжа, консолей, хвостового оперения и мотогондол окрашены в зеленый цвет. Нижние части самолета окрашены светло-серым цветом. Киль окрашен чередованием желто-коричневых и светло-зеленых полос. Руль поворота окрашен в красный цвет. Опылательные знаки нанесены на борту хвостовой части фюзеляжа, а также на верхних и нижних поверхностях консолей. Бортовые номера нанесены по бортам в носовой части фюзеляжа.



ИЛ-28 ВВС КНР. Все верхние поверхности окрашены в оливковый цвет. Нижние поверхности окрашены в серо-голубой цвет. Опылательные знаки нанесены по бортам хвостовой части фюзеляжа. Бортовые номера нанесены на боковые поверхности капотов.



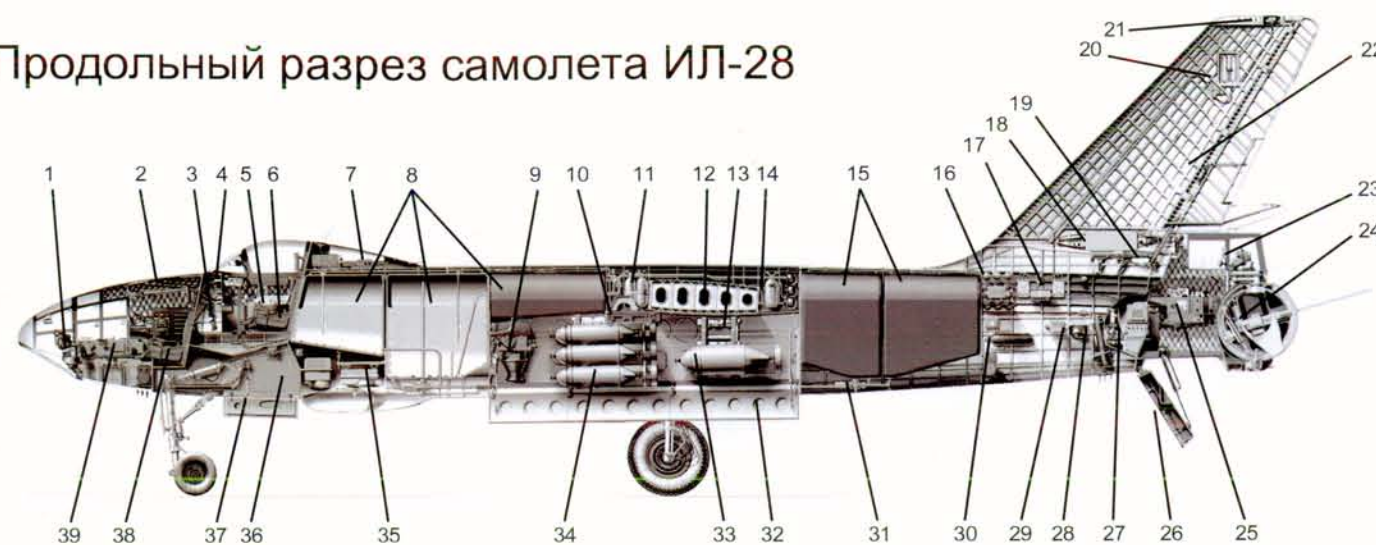
ИЛ-28 ВВС Нигерии конца 60-х гг. несли зелено-коричневый камуфляж на верхних и нижних поверхностях фюзеляжа, крыла и оперения. Опызнавательные знаки — флаг на киле, зелено-бело-зеленые кокарды на фюзеляже и консолях крыла (сверху и снизу).



ИЛ-28 ВВС Египта. Камуфляж состоит из пятен желто-коричневого и коричневого цветов на верхних поверхностях и светло-серой окраски нижних поверхностей. Опызнавательные знаки: флаг на киле и трехцветные кокарды сверху и снизу на консолях крыла.

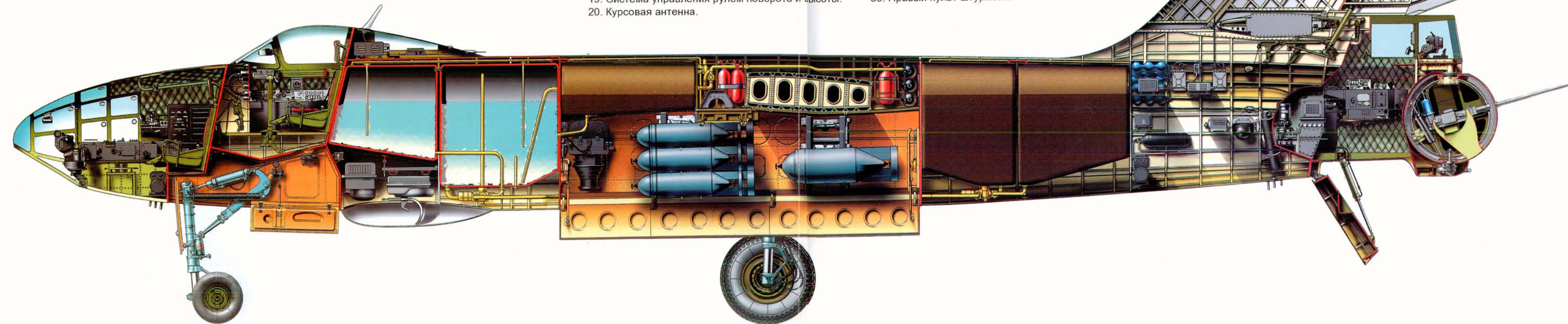


Продольный разрез самолета ИЛ-28

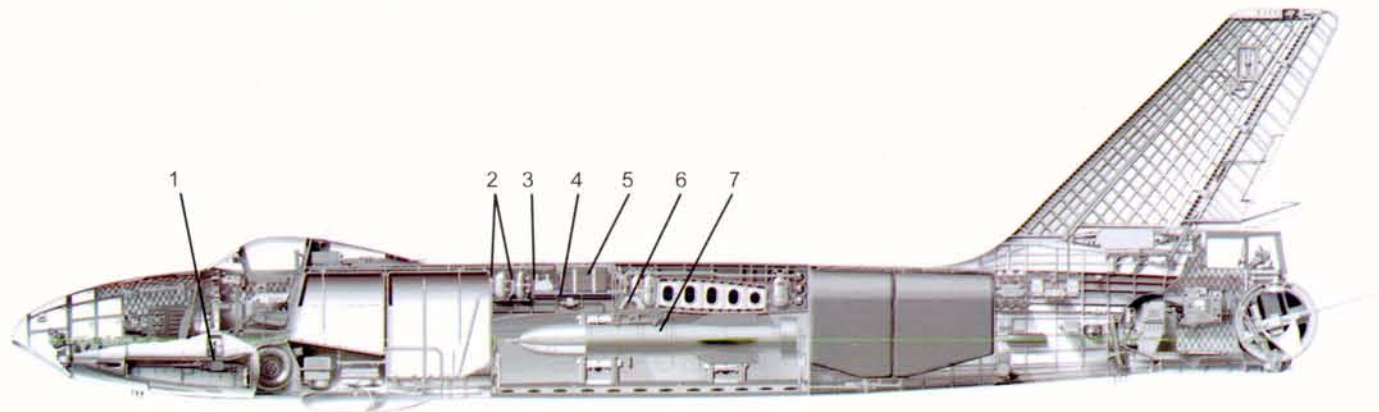


1. Курсовой стабилизатор АП-5 и прицел СГБ-5СН.
2. Входной люк штурмана.
3. Педали.
4. Приборная доска.
5. Правый пульт летчика.
6. Катапультируемое кресло летчика.
7. Рамка радиоконуса АРК-5.
8. Передняя группа баков.
9. Фотоаппарат плановой съемки АФА-33/75.
10. Балочный бомбовый держатель БД-4.
11. Баллоны с углекислотой.
12. Центроплан.
13. Балочный держатель БД-3.
14. Баллон с углекислотой задней группы баков.
15. Задняя группа баков.
16. Баллоны с кислородом.
17. Приборы системы слепой посадки "Материк".
18. Нулевая нервюра стабилизатора.
19. Система управления рулем поворота и высоты.
20. Курсовая антенна.

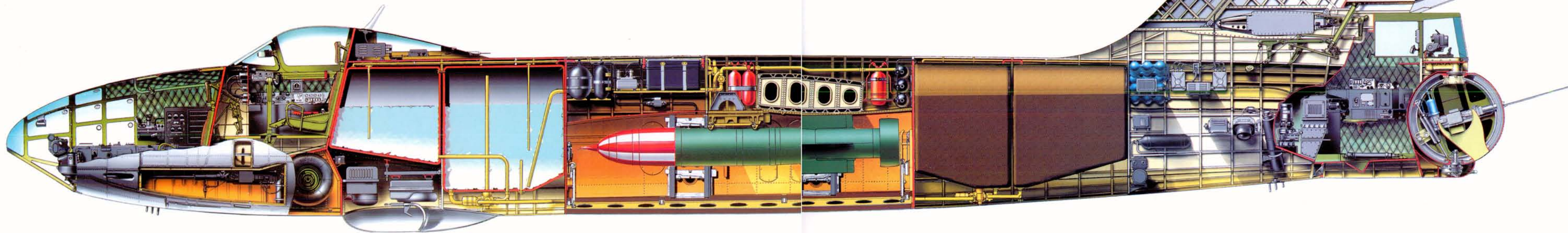
21. Антенна.
22. Механизм управления триммером руля поворота.
23. Прицел АСП-3П.
24. Пушка НР-23.
25. Правый пульт стрелка.
26. Входной люк стрелка.
27. Передатчик РСБ-5.
28. Кассета тормозных парашютов.
29. Фотоаппарат перспективной съемки АФА-БА.
30. Баллон сжатого воздуха системы перезарядки пушек.
31. Блок топливного насоса ПН-45И.
32. Правая створка бомболюка.
33. Бомба ФАБ-500.
34. Бомба ФАБ-250.
35. Панорамный радиолокатор РСБН-М8.
36. Ниша передней стойки.
37. Задняя створка передней стойки.
38. Катапультируемое кресло штурмана.
39. Правый пульт штурмана.



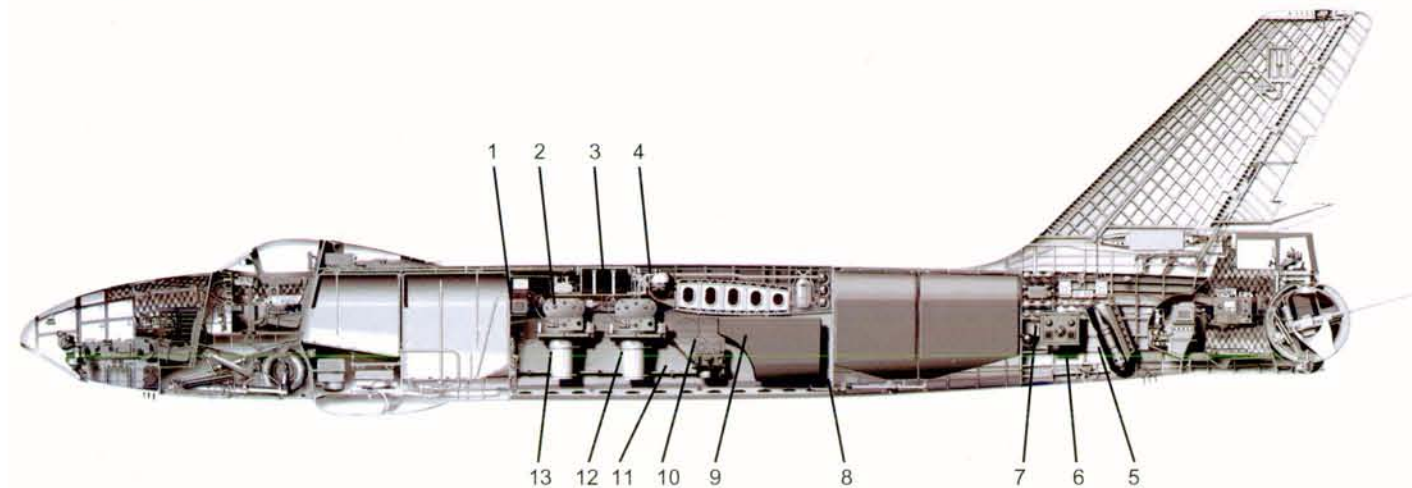
Продольный разрез самолета ИЛ-28Т



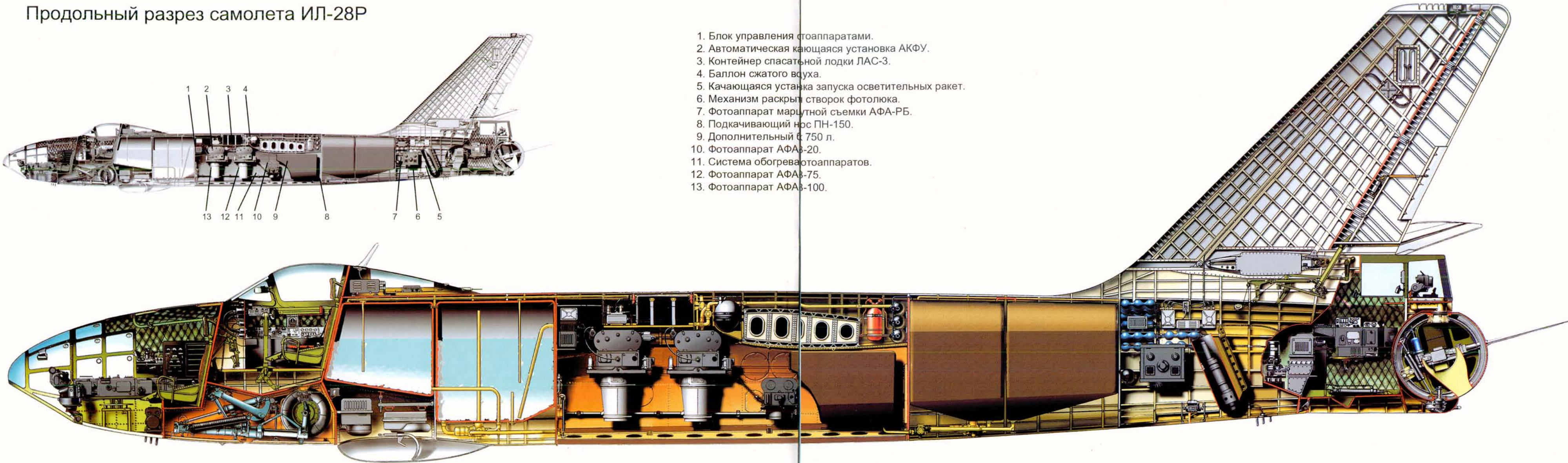
1. Левая пушка НР-23.
2. Баллон системы надува спасательной лодки.
3. Автоматика системы выбрi надува спасательной лодки.
4. Блок системы подготовки фд.
5. Контейнер спасательной г ЛАС-3.
6. Держатель БД-4.
7. Реактивная торпеда РАТ-5.



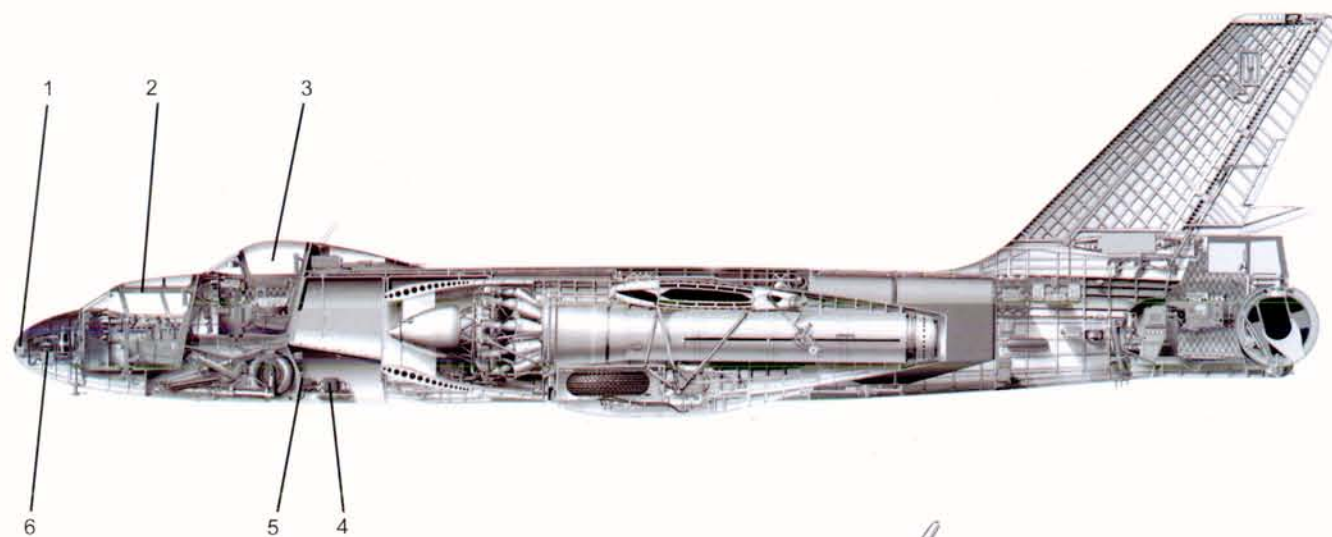
Продольный разрез самолета ИЛ-28Р



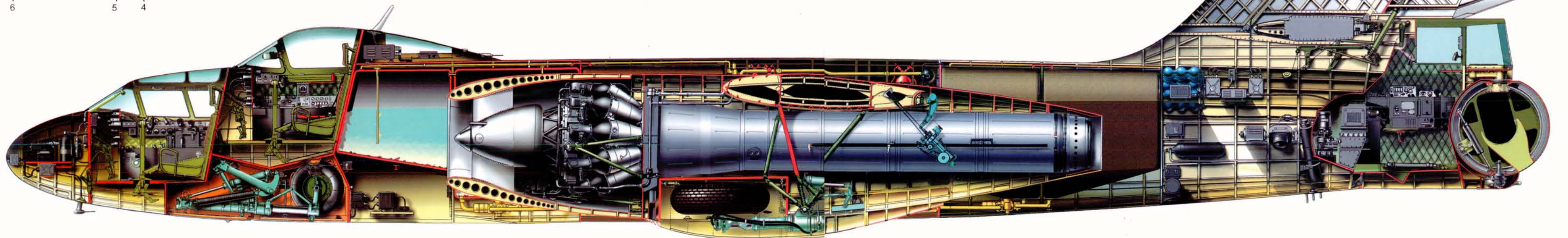
1. Блок управления стоаппаратами.
2. Автоматическая качающаяся установка АКФУ.
3. Контейнер спасательной лодки ЛАС-3.
4. Баллон сжатого воздуха.
5. Качающаяся установка запуска осветительных ракет.
6. Механизм раскрытия створок фотолюка.
7. Фотоаппарат маршрутной съемки АФА-РБ.
8. Подкачивающий нос ПН-150.
9. Дополнительный С 750 л.
10. Фотоаппарат АФА-20.
11. Система обогрева фотоаппаратов.
12. Фотоаппарат АФА-75.
13. Фотоаппарат АФА-100.



Продольный разрез самолета ИЛ-28У



1. Фотопулемет С-13.
2. Кабина инструктора.
3. Кабина летчика-ученика.
4. Приемник и передатчик комой радиостанции РСИУ-3.
5. Селеновый выпрямитель.
6. Умформер ПАГ-1Ф.



ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета представляет собой обтекаемое тело, образуемое окружностями, описанными из центров, геометрическое место которых (линия центров) в средней части совпадает с осью самолета, а в носовой и хвостовой частях отклоняется; в носовой части от 4-го шпангоута вниз на 17 мм, а в хвостовой части от 31-го шпангоута вверх на 140 мм. Размерный чертеж фюзеляжа с килем показан на рис. 1. Длина фюзеляжа 17,65 м; максимальное сечение (мидель) диаметром 1800 мм находится примерно на 1/3 длины от носа. Фюзеляж — полумонококовой цельнометаллической конструкции, с работающей обшивкой. Каркас состоит из 47 шпангоутов, установленных на расстоянии 150 — 550 мм друг от друга, 38 стрингеров и 2 лонжеронов, идущих по краям бомбоотсека. Фюзеляж составляется из следующих четырех частей: передней части, идущей от носа до шпангоута 11; средней части — от шпангоута 11 до шпангоута 38; хвостовой части — от шпангоута 38 до шпангоута 42 и кормовой части — от шпангоута 42 до конца фюзеляжа. Носовой отсек фюзеляжа от носа до шпангоута 6 является герметической кабиной штурмана (до наклонного шпангоута 6) и летчика — от шпангоута 6 до шпангоута 11А.

Клепка обшивки производится двухрядными швами. Для уплотнения швов используются текстильные ленты, пропитанные герметиком, угольники из сплава АМЦ, алюминиевая фольга и замазка. Входные люки герметизируются резиновыми надувными шлангами, проложенными в пазах окантовок вырезов под люк штурмана и крышку фонаря летчика. Каркас остекления кабины штурмана, входного люка штурмана, фонаря летчика и окантовок люка и фонаря — электронное литье. Каждая секция каркаса кабины штурмана закрывается двойным органическим стеклом, склеенным герметично по контуру.

Лобовое стекло козырька фонаря изготовлено из триплекса, склеенного из силикатных стекол; внутренний слой триплекса толщиной 10 мм — каленый; наружный слой толщиной 3 мм — сырой. Наружный и внутренний слои склеены между собой бутварной мастикой. Боковые стекла козырька выполнены из одинарного штампованного плексигласа толщиной 10 мм.

Откидная часть фонаря остеклена двойным плексигласом; наружный лист толщиной 10 мм, внутренний — 6 мм. Зазор между листами 10 мм. Для предохранения межстекольного пространства от отпотевания поставлены 6 силикагелевых патронов.

С левой стороны козырька сделана круглая форточка диаметром 170 мм, открывающаяся вовнутрь. Чтобы открыть фонарь снаружи, необходимо повернуть ручку, расположенную на левом борту, назад. Чтобы открыть фонарь изну-

три, следует повернуть ручку, расположенную под жесткостью фонаря, вперед до отказа.

Кабины летчика и штурмана оснащены катапультируемыми креслами. Снизу, между шпангоутами 4 и 11 А, расположена ниша (колодец) передней опоры шасси. С боков ниша (колодец) ограничивается двумя балками. Стойка и задний подкос ноги крепятся к этим балкам и проушинам шпангоута 5 и 9. Балки, опираясь на силовые шпангоуты 6 и 11, передают всю нагрузку от передней стойки на фюзеляж. На обоих бортах кабины между шпангоутами 1 и 9 слева и справа расположены ниши пушек. Патронные ящики размещаются между шпангоутами 7 и 8. В носовом отсеке усиленными являются наклонные шпангоуты 6 (крепления стойки шасси, бронеспинки штурмана) и 11 (стыковой, бронеспинка летчика). Стыковка носового отсека фюзеляжа со средним производится по контуру шпангоута 11 болтами. Средний отсек фюзеляжа имеет вертикальный технологический разъем в плоскости симметрии самолета и расположен между шпангоутами 16 и 38.

Бомбовый отсек ограничивается шпангоутами 18 и 29 со сплошными стенками. На шпангоутах 20 и 21, 25 и 26 крепятся кассетные держатели КД-3 как слева, так и справа. Средняя часть негерметична. Подстыковка центроплана к фюзеляжу производится на участке шпангоутов 23 — 27. Стыковка производится по лонжеронам на шпангоутах 23 и 27, а также по контуру верхней и нижней обшивки центроплана.

Стыковка по контуру межлонжеронной части центроплана и фюзеляжа осуществляется угольниками. В среднем отсеке устанавливаются 5 протектированных топливных бака. Снизу, между шпангоутами 11 и 16, располагается панорамный радиолокатор ПСБН-М.

Хвостовой отсек расположен между шпангоутами 38 и 42а. Отсек крепится по контуру к средней части фюзеляжа 86-ю болтами и является технологически самостоятельным, усиленным агрегатом фюзеляжа, служащим для крепления кия и стабилизатора.

Мощные шпангоуты 38, 40 и 42 имеют кольцевую форму и усиливаются дюралюминиевыми прессованными профилями по внешним и внутренним обводам. Стенки шпангоутов изготавливаются из листового дюралюминия толщиной 1,5 — 4 мм.

Стабилизатор и киль крепятся на проушинах подкилевого отсека, укрепленных болтами на усиленных шпангоутах 38, 40 и 42.

Кормовой отсек является герметичной кабиной стрелка и находится между шпангоутами 42 и 47. Отсек крепится к хвостовому отсеку 36-ю болтами диаметром 6—8 мм и 10-ю винтами. Герметизированная клепка обшивки производится так же, как и в носовой части.

Входной люк стрелка находится между шпангоутами 42 и 45 и открывается вниз против полета на угол 75°. Люк служит для обычного входа и

выхода из кабины, а также для аварийного покидания кабины в воздухе. Закрывается люк от бортовой воздушной системы двумя силовыми цилиндрами. Аварийное открытие производится теми же воздушными цилиндрами, в которые в этом случае подается сжатый воздух через аварийный кран.

В отсеке расположена двухпушечная электрогидравлическая дистанционная оборонительная установка Ил-К6. Фюзеляж имеет дифференциальную, исходящую из условий прочности дюралюминиевую обшивку толщиной от 1 до 2 мм. Листы обшивки стыкуются впритык многорядными потайными заклепочными швами. Схема обшивки фюзеляжа показана на рис. 6.

Как видно из схемы раскроя, обшивка фюзеляжа состоит в основном из листов толщиной 1 – 1,5 мм. На отдельных участках обшивка имеет толщину 1,8 и 2 мм. Продольные стыки обшивки проходят по стрингерам тав-

рового сечения, а поперечные стыки – по уширенным для этой цели лапкам шпангоутов. Как продольные, так и поперечные стыки осуществлены многорядными швами и сделаны с учетом концентрации напряжения и ослабления обшивки отверстиями под заклепки.

СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА

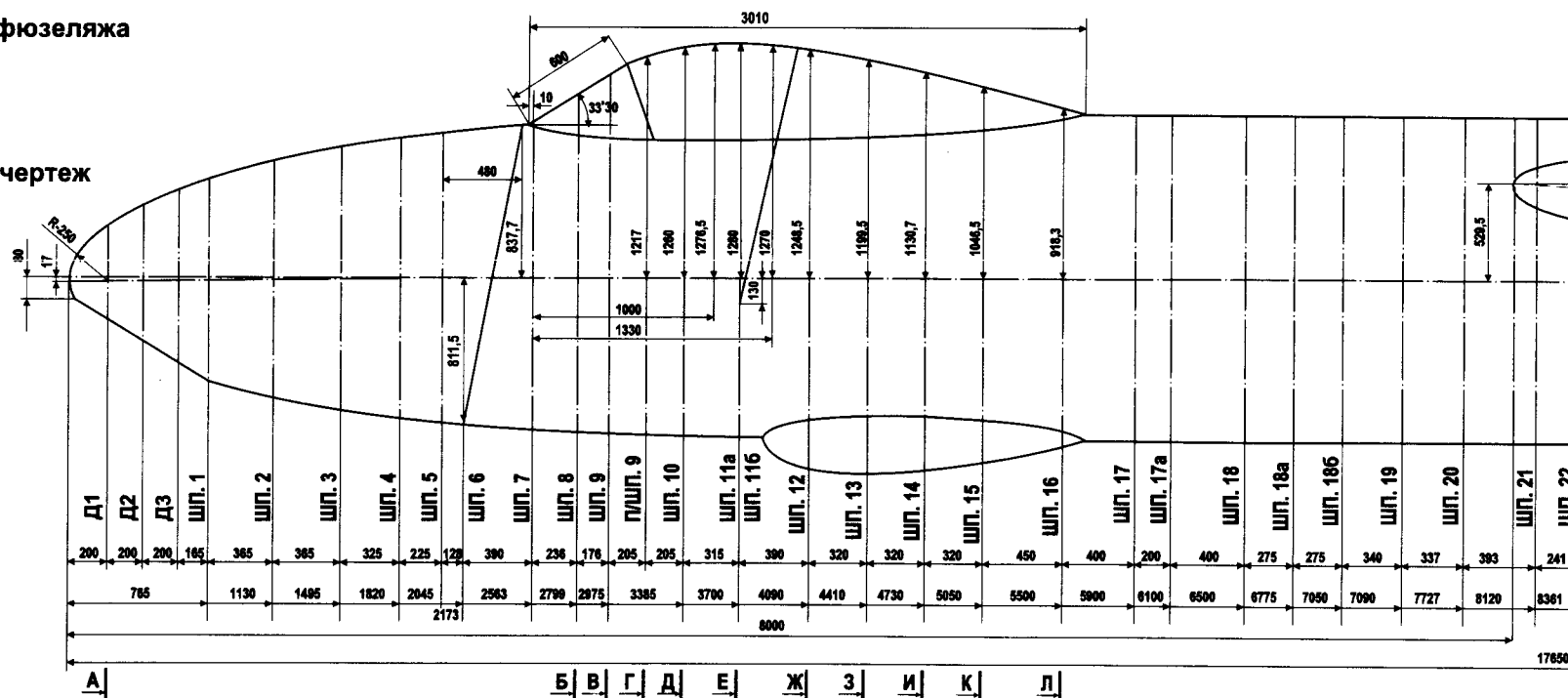
Конструкция катапультируемых сидений летчика и штурмана отличаются друг от друга наклоном чашки относительно спинки и длиной цилиндра катапультирования. Катапультируемое сиденье имеет каркас, состоящий

Номер шпангоута	0	Д1	Д2	Д3	1	2	3	4	5	6	7	8	9	9 л/ш	10	11	12	13	14	15	16	17	17а	18	18а	18б	19	20
Диаметр шпангоута, мм	0	592	836	1012	1122,5	1311	1443,5	1553	1600		1680	1704	1719	1733	1745	1760	1774	1783	1790	1795	1799	1800	1800	1800	1800	1800	1800	1800
Номер шпангоута	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	
Диаметр шпангоута, мм	1799	1798	1795	1790,5	1785	1777,5	1769,5	1762	1754	1742,5	1730	1691,5	1657	1621,5	1584	1563	1518,5	1474,5	1434	1394	1353,5	1326	1279	1233	1160	1139	1104	

Таблица 1.

Диаметры шпангоутов фюзеляжа самолета ИЛ-28

Рис. 1. Теоретический чертеж фюзеляжа и киля



The technical drawing illustrates the geometric design of a road section, combining a horizontal curve and a vertical curve.

Horizontal Curve Data

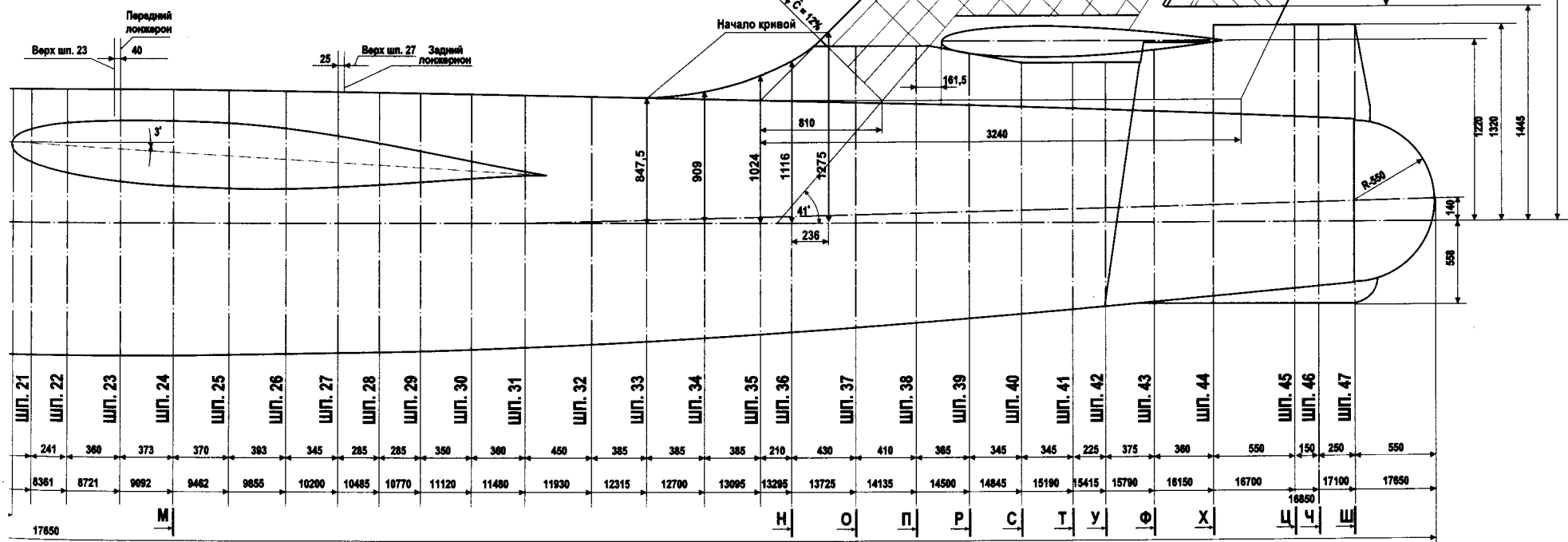
Parameter	Value
Radius (R)	850
Central Angle (α)	41°
Stationing Range	13295 to 17650

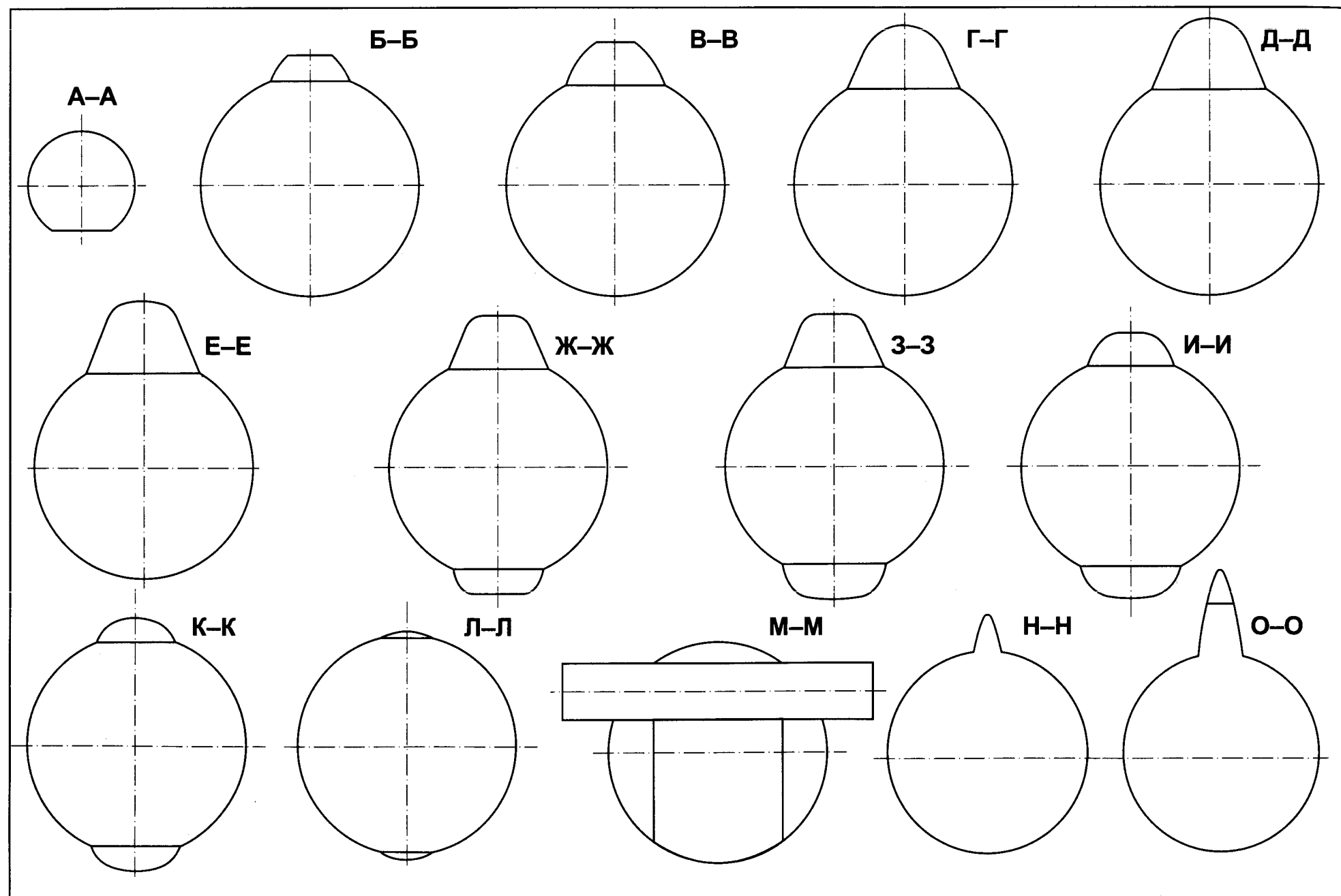
Vertical Curve Data

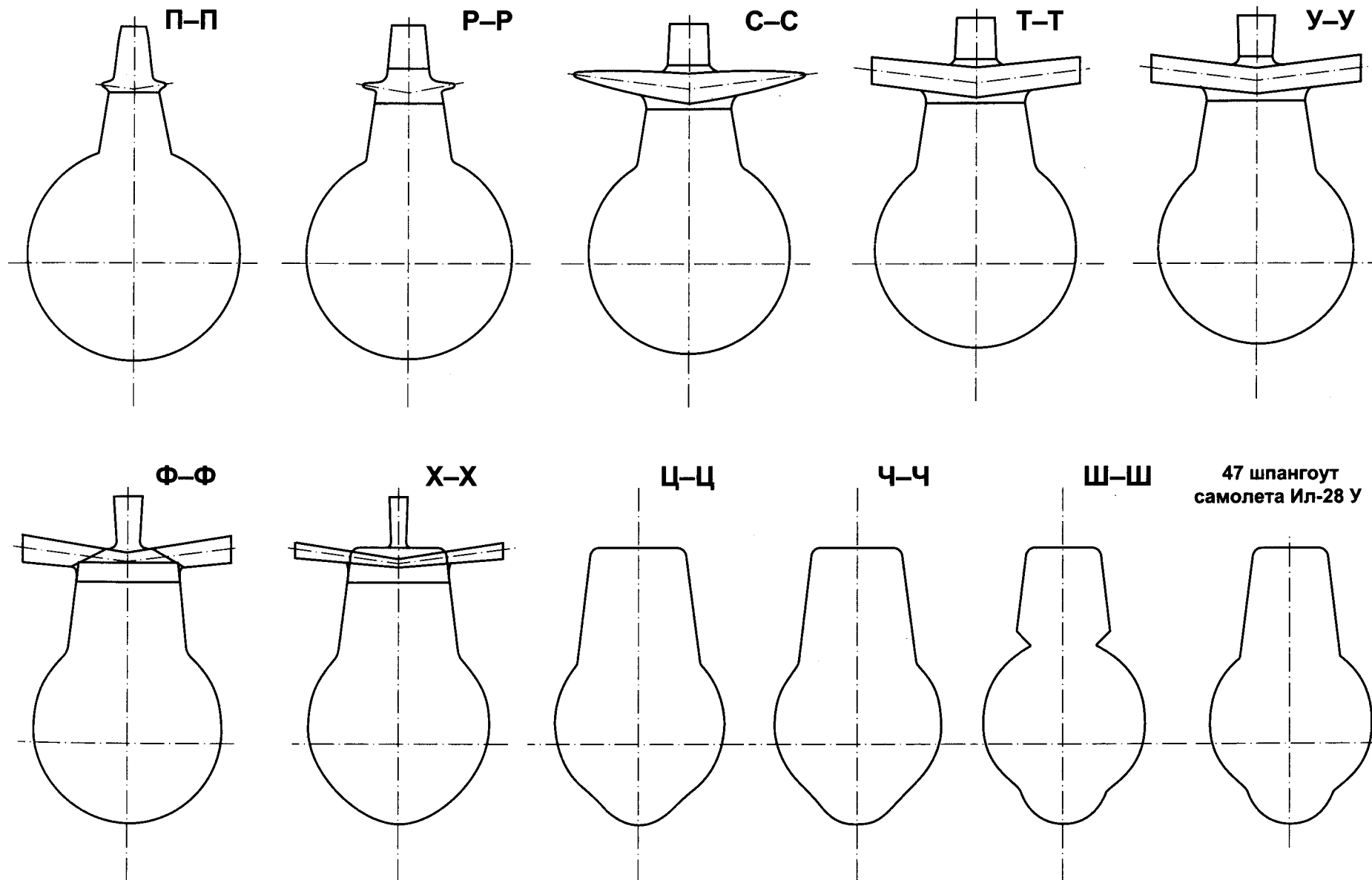
Parameter	Value
Curve Length (L)	4280
Grade (G)	10%
Stationing Range	13295 to 17650

Geometric Dimensions and Stationing

- Stationing:** The drawing shows stationing points at intervals of 100 units, starting from 13295 and ending at 17650.
- Curve Geometry:** Key dimensions include the curve length (4280), the radius (R=850), and the central angle (41°).
- Offsets and Distances:** Various offsets are indicated, such as 1024, 1116, 1275, 236, 810, 101.5, 3240, 140, 558, 1220, 1320, 1445, 295, 875, 315.5, 89.5, 1440, 360, and 454.7.
- Labels:** The drawing includes labels for stations (e.g., ШП. 35, ШП. 36, ..., ШП. 47) and specific points along the curve.

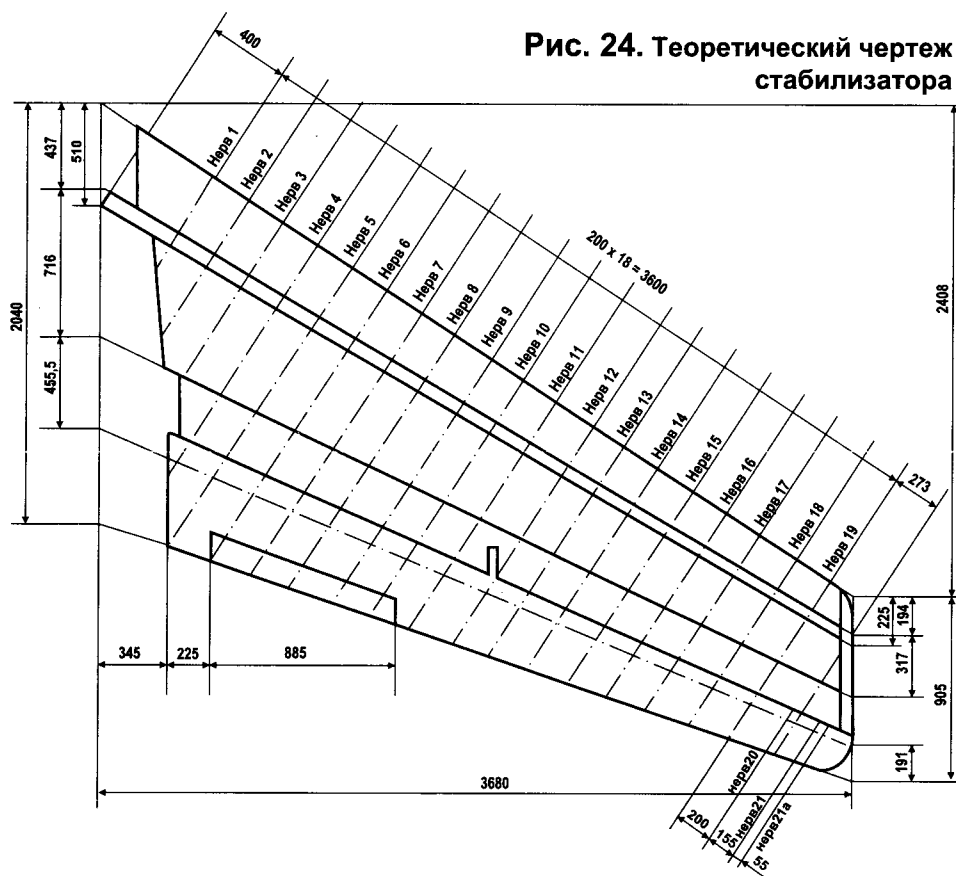






ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Горизонтальное оперение – стреловидное в плане, снабжено рулем высоты с металлической обшивкой, на каждой из двух половин которого устанавливаются триммеры с механическим управлением. Теоретический чертеж горизонтального оперения представлен на рис. 24. Угол стреловидности горизонтального оперения по передней кромке 33° . Оперение набрано профилями НАСА с относительной толщиной, изменяющейся от корневого сечения, равного 11%, до концевого сечения, равного 10%. Координаты профилей заданы в таблице 3.



Стабилизатор (см. рис. 25) включает в свою конструкцию два лонжерона, стрингерный набор на межлонжеронных панелях, 19 нервюр, центральную нервюру и носовые балки. В плоскости симметрии самолета стабилизатор имеет болтовой разъем по межлонжеронному контуру. Каждая половина стабилизатора расчленяется на верхнюю межлонжеронную панель с верхними половинами лонжеронов и аналогичную нижнюю панель, носок и хвостовик с разъемными нервюрами. Стабилизатор крепится болтами на четырех стальных узлах, установленных на его лонжеронах к проушинам на шпангоутах 40 и 42 хвостового отсека фюзеляжа. Лонжероны имеют разъем в плоскости хорд. Полки и стенки – прессованные профили. Полки в корневой части усилены дюралюминиевыми профилированными пластинами. Нервюры и передние балки штампованы из листового материала. Нервюры усиливаются угольниками вдоль хорд к внутреннему контуру верхней и нижней панели двух половин межлонжеронных панелей и отбортовой половины хвостовика. Хвостовики нервюр, на которых крепятся кронштейны подвески руля высоты, двойные. Стрингеры – прессованные профили. Обшивка поперечных стыков не имеет, продольные швы совмещены с осями лонжеронов. Предусмотрена возможность поперечного стыка листов на нервюре 17. Центральный участок обшивки хвостовика съемный, крепится винтами. В обшивке хвостовика и нервюр 7 внизу имеются съемные лючки для подхода к механизмам управления триммерами.

Концевые обтекатели – съемные, крепятся винтами, имеют жабры для отсоса воздуха из камеры противообледенителя.

Камеры противообледенителя конструктивно аналогичны камере на киле. Руль высоты состоит из двух частей, включающих Т-образные штампованные лонжероны, усиленные по полкам лентами с языками, 23 штампованные нервюры, передние штампованные стенки, литые концевые ободы и рамки окантовки выреза под триммер. На торце руля крепится фланец, к которому дюралюминиевыми конусными болтами крепится стальной наконечник с насаженным на него штампованным рычагом управления.

Площадь полная, м ²	10,82 (17,8% площади крыла)
Площадь несущая, м ²	10,32 (17% от площади крыла)
Площадь руля высоты (с компенсацией), м ²	2,675 (25,9% от площади ГО)
Площадь компенсации, м ²	0,696 (26% от площади руля высоты)
Размах, м	7,36
Максимальная хорда оперения, по оси симметрии самолета, м	2,4
Минимальная хорда оперения, м	0,905
Сужение	2,25
Сужение руля высоты	2,14
Удлинение ГО	5
Угол установки	0°
Угол поперечного V	7°

МОТОГОНДОЛЫ, КАПОТЫ

Установка на самолете ИЛ-28 вначале двух двигателей «Нин», а затем его отечественного аналога, двигателей ВК-1А с центробежным компрессором, существенным недостатком которых был их большой мидель, предопределила конструкцию мотогондолы. Двигатели при помощи стержневой системы крепились к узлам на первом шпангоуте и закрывались капотами, продолжением которых являлась мотогондола.

Теоретический чертеж капота двигателя и мотогондолы представлен на рис. 27.

Моделистам следует обратить внимание на тот факт, что размеры шпангоутов даны от геометрической оси мотогондолы, а узлы крепления основной стойки шасси и ее положение в пространстве базируваны от оси самолета и передней кромки крыла. Общий вид капотов показан на рис. 29.

Капот двигателя легкоъемный и состоит из двух частей – передней и

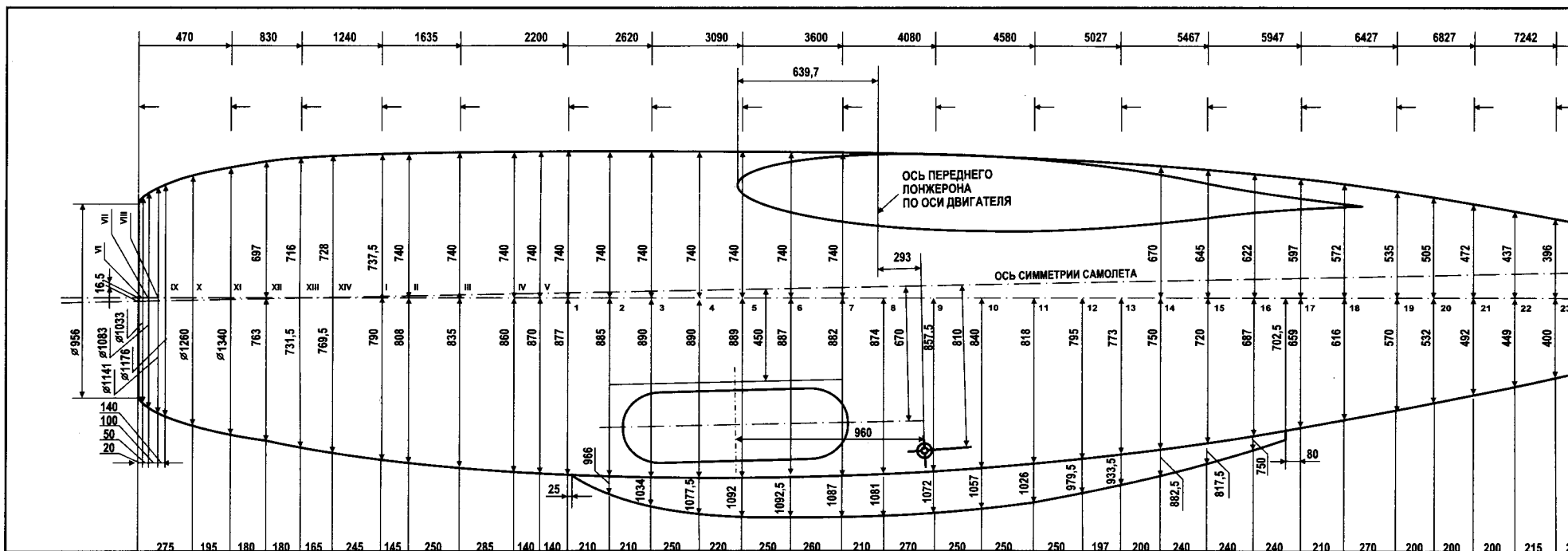
средней. Передняя часть капота состоит из 18 продольных силовых элементов и прикрепленных к ним внешней и внутренней обшивок, образующих профилированный воздухозаборник, а также кока, прикрепленного к внутренней обшивке при помощи двух обтекаемых стоек, узкой верхней и широкой нижней.

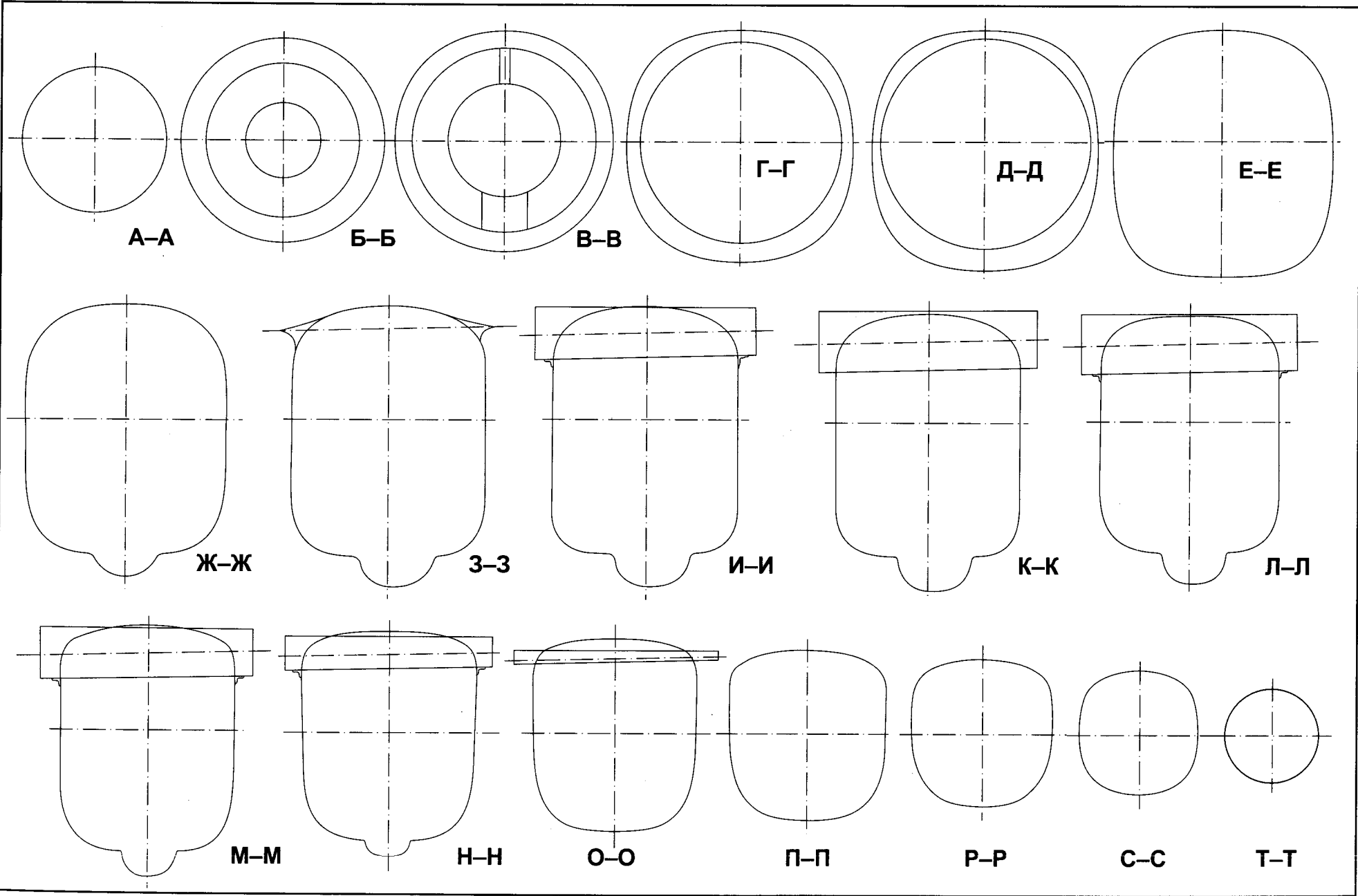
В обшивке передней части капота сделаны четыре эксплуатационных лючка (нижний, верхний и два боковых), в обшивке кока – три лючка (передний и два задних).

Все лючки снабжены герметизирующими резиновыми прокладками. В передней части капота смонтирована труба обдува генератора с забором воздуха в передней кромке капота. Выходной патрубок кожуха генератора соединен дюритовым шлангом с патрубком вывода охлаждающего воздуха в средней части капота.

В коке смонтированы две трубы с направляющими патрубками для обдува цилиндров воздушных компрессоров и дополнительно труба для обдува вакуумного насоса на правом двигателе. Стыковка передней части капота со средней производится при помощи 8 узлов, состоящих из кронштейнов и усиливающих накладок, в отверстия которых входят болты, закрепленные на средней части капота. Гайки стыковочных узлов закреплены тросиками на кронштейнах. Подход к узлам через лючки, снабженные каждый одним бы-

Рис. 27. Теоретический чертёж мотогондолы





ГОНДОЛА

Гондолы крепятся на отъемной части крыла и воспринимают усилия от главных ног шасси и двигателей. Спереди к гондоле крепятся кольцевые капоты, сзади — хвостовой кок. Хвостовой отсек гондолы — съемный, крепится винтами. На нижней поверхности гондолы установлен обтекатель стойки шасси. В передней части его имеются жабры для отсоса воздуха охлаждения подшипников двигателя. Ниша шасси закрывается створками. Конструкция гондолы имеет схему стрингерного полумонокока и состоит из типовых и усиленных шпангоутов, стрингерного набора, обшивки толщиной 0,8 — 1,5 мм и отдельных элементов местного усиления для восприятия сосредоточенных нагрузок. Силовой набор гондолы состоит из 26 шпангоутов и стрингеров.

Типовые шпангоуты изготавливаются из листового дюралюминия с подкреплениями по контуру к стенкам различными стандартными уголковыми пресованными профилями. Шпангоут 1 состоит из стенки, поясов из уголковых профилей и стоек. На нем устанавливаются штампованные узлы крепления стержней подмоторной фермы и капотов. Узлы поддерживаются диафрагмами, расположенными между 1-м и 2-м шпангоутами. Шпангоут 8 — наклонный, усиленный, вместе с примыкающими элементами воспринимает усилия от основной стойки шасси. Изготавливается из листов дюралюминия (2 мм), подкрепляется дюралюминиевыми уголковыми профилями по внутреннему и внешнему контуру. Сверху шпангоут состыковывается по внутреннему и внешнему контуру болтами к переднему лонжерону. Внизу крепятся узлы подвески стойки шасси к профилям, приклепанные к стенке шпангоута. Силы, действующие на шпангоут перпендикулярно его плоскости, воспринимаются трубчатыми подкосами шпангоута и задними подкосами, идущими к заднему лонжерону крыла. Шпангоут 22 изготавливается из пресованного угольника. К нему крепится винтами задний кок. Между шпангоутами 2 и 7 расположена ниша под колесо шасси. Ниша колеса отделена от двигателя горизонтальной перегородкой, набранной из листов 1 мм, подкрепленных уголковыми профилями. Между шпангоутами 7 и 8 горизонтальная жесткость представляет собой панель из двойного листа, усиленную профилями из стали 30ХГСА. На панели устанавливается хромансильевый узел упора пола шасси в выпущенном положении, узел крепления цилиндра подъема шасси. Узлы подвески основных створок шасси установлены на шпангоутах 2 и 7. Шпангоуты 5 и 13 подкрепляются к крылу. Между шпангоутами 11 — 13 установлена балка крепления промежуточной качалки выпуска и подъема шасси.

Удлинительная труба является частью выхлопной системы самолета, состоящей из выхлопного конуса, удлинительной трубы и реактивной насадки. Конструктивно труба выполнена в виде цилиндра диаметром 610 мм и дли-

ной 4125 мм, сваренного из листовой стали (ЭП). Впереди и сзади трубы, для стыковки ее с опорным кольцом и реактивной насадкой, приварены роликовой сваркой точеные фланцы. К переднему фланцу приварена рубашка с отводящим патрубком, выведенным на внешнюю сторону мотогондолы. К отводящему патрубку на хомутах крепится патрубок перепуска. Между фланцами удлинительной трубы приварены Z-образные катаные профили. Удлинительная труба по всей длине (кроме рубашки перепуска) имеет теплоизоляцию из четырех слоев мятой алюминиевой фольги, крепящейся к трубе 8-ю продольными и одной поперечной проволоочными спиралями. Изоляционный слой закрыт чехлами, между которыми продувается воздух, поступающий из-под капота двигателя. Продувочные чехлы, выполненные в виде секций полуцилиндров, стыкуются между собой при помощи лент. Величина затяжки хомутов лент выбирается таким образом, чтобы обеспечить свободное термическое удлинение трубы. Удлинительная труба крепится к фланцу выхлопного конуса двигателя через опорное кольцо четырьмя пластинами, закрепленными каждая двумя болтами на фланце трубы. За счет допуска на опорном кольце и переднем фланце трубы, последняя может иметь отклонение продольной оси от оси двигателя во все стороны на 0,5 мм.

На задних бандажах трубы закреплены три опорных ролика. Два боковых ролика, имеющие горизонтальные оси, опираются на проложенные в мотогондоле профили. Между шпангоутами 18 и 19 мотогондолы профили срезаны и заменены более сильными, двойными профилями. Нижний опорный ролик, имеющий вертикальную ось, ограничен также двумя профилями, предохраняющими трубу от смещений в поперечном направлении. На передних бандажах трубы с двух сторон по горизонтальной оси закреплены два кронштейна с бронзовыми роликами, служащими только для установки (закатывания) трубы. На установленной удлинительной трубе между передними роликами и профилями имеется зазор, так как профили со шпангоута 11 мотогондолы имеют наклон вниз. Такое крепление удлинительной трубы к двигателю не препятствует свободному термическому удлинению трубы (до 40 мм).

Для предотвращения нагрева мотогондолы предусмотрена продувка воздуха через продувочные чехлы трубы. Для этого на шпангоуте 1 мотогондолы на болтах закрепляется кожух обдува, который стыкуется с продувочными чехлами выхлопной трубы при помощи лент, стягиваемых хомутами. Место стыка располагается на участке крепления удлинительной трубы к опорному кольцу. Кожух обдува имеет четыре лючка для подхода к термопарам и фланец крепления патрубка забора воздуха в теплообменник системы надува кабин. Хвостовая часть мотогондолы съемная, в месте стыковки ее к шпангоуту закреплено кирзовое полотно, второй конец которого крепится к удлинительной трубе. Кирзовое полотно, обеспечивающее герметизацию мотогондолы, имеет припуск, рассчитанный на удлинение трубы до 60 мм.

плива помещены внутри фюзеляжа. Смазка заливается в резервуар, являющийся принадлежностью двигателя. Управление запуском двигателя – электрическое. Управление газом и остановкой двигателя – тросовое. Управление силовой установкой и приборы контроля размещены в кабине летчика.

Шасси самолета – с носовым колесом. Амортизация шасси – воздушнo-масляная. Носовая стойка убирается назад, в специальный отсек фюзеляжа.

Колеса спаренные. Стойки главного шасси расположены под мотогондолами по оси двигателей и убираются вперед с поворотом колеса на 90°, имеют тормозные колеса. Система управления уборкой и выпуском шасси воздушная. Источники сжатого воздуха – компрессоры на двигателях и баллоны. Система торможения колес и управления закрылками гидравлическая.

Управление рулевыми поверхностями смешанное. К элеронам по крылу проложены тяги. Руль высоты соединен с промежуточной хвостовой качалкой также жесткими тягами. На всех остальных участках управление тросовое. На земле рули стопорятся. Триммеры руля высоты управляются тросами и передаточными шестеренчатыми механизмами. Триммеры руля поворота и элерона имеют электромеханическое управление.

Электрооборудование питается от двух генераторов ГСР-9000, установленных на двигателях, и двух аккумуляторов 12-А-30 – в хвостовой части фюзеляжа.

Радиооборудование включает командную радиостанцию РСУ-5 (с последующей заменой на РСИУ-3), связную радиостанцию РСБ-5, компас АРК-5, радиовысотомер малых высот РВ-2, радиовысотомер больших высот РВ-10, панорамный радиолокатор ПСБН-М, устройство для слепой посадки «Материк», ответчик опознавания «Барий» и самолетное переговорное устройство СПУ-5.

Аэронавигационное оборудование обеспечивает возможность вождения самолета в сложных метеорологических условиях и ночью. Кроме этого, установлен электрический автопилот АП-5.

Высотное оборудование включает системы вентиляции, отопления и нагнетания воздуха в герметические кабины, объединенные между собой. В систему высотного оборудования включены теплообменники и воздухоподогреватели. Контрольные приборы, термостаты и предохранительные клапаны помещены в кабинах летчика и стрелка.

Самолет оборудован фотоаппаратурой для плановой (АФА-33/75) и перспективной съемки (АФА-БА). АФА-33/75 устанавливается в передней части бомбового отсека. АФА-БА-18 – в хвостовой части фюзеляжа у левого борта. Командные приборы фотоустановок размещены в кабине штурмана.

БОМБАРДИРОВОЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ

Бомбардировочное вооружение состоит из четырех кассетных держателей КД-3, расположенных попарно на каждом борту бомбоотсека, а также балочного держателя БД-4, – установленного в бомбоотсеке по оси самолета. Подвеска бомб на держатели КД-3 производится при помощи замков Дер3-48Б, а на держатель БД-4 – при помощи замка Дер4-47Б.

Управление сбрасыванием бомб электрическое: боевое производит-ся штурманом, аварийное – штурманом и летчиком.

Для осуществления различных вариантов сбрасывания (одиночного, серий, залпом) в систему электроуправления включены электросбрасыватель ЭСБР-45, кнопка КСБ-49, установленные на левом пульте штурмана, коробка вариантов сбрасывания бомб КВСБ-48.

Для быстроты сбрасывания кассетные держатели крепятся на шпильках диаметром 12 мм из углеродистой стали 45. Передние кассетные держатели отличаются от задних тем, что они длиннее на 40 мм. Левые кассетные держатели являются отраженными изделиями правых кассетных держателей.

Каждый кассетный держатель снабжен тремя замками Дер3-48, устанавливаемыми на те или иные защелки в зависимости от вариантов загрузки.

Передний кассетный держатель, в отличие от заднего, имеет на задней балке кронштейн с откидным упором, назначение которого – ограничивать качание бомб калибра 1000–1500 кг, подвешенных на балочный держатель БД-4.

На той же балке, со стороны, обратной упору, прикреплен текстолитовый бобышка для того, чтобы воспрепятствовать прогибанию профиля под действием нагрузки на упор. При установке КД-3 эта бобышка опирается на шпангоут 21, и вся нагрузка, приходящаяся на упор, передается непосредственно на шпангоут фюзеляжа. Приборы для сбрасывания бомб связаны электроцепью с прицелом ОПБ-5СН для осуществления прицельного и автоматического сбрасывания. Для подъема бомб на кассетные и балочный держатели пользуются лебедкой БЛ-47, устанавливаемой на шпангоутах 33 и 34 фюзеляжа.

На штатные держатели бомбардировщика ИЛ-28 подвешивались бомбы модели 1946 г., а также бомбы модели 1954 и 1962 г., выполненные в массогабаритах бомб 1946 г. Номенклатура фугасных авиабомб ИЛ-28 включает в себя бомбы следующих калибров: ФАБ-250М-46, ФАБ-500М-46, ФАБ-1500М-46, ФАБ-3000М-46; ФАБ-3000М-46, ФАБ-250М-54, ФАБ-500М-

авиабомбы. Изготавливаются подвесные ушки из высококачественных сортов стали путем штамповки. Калибр авиабомбы не только характеризует эффективность ее действия и геометрические размеры конструкции, но и определяет тип подвесной системы и класс бомбодержателя самолета, на который может быть подвешена авиабомба. Так, подвесная система авиабомб калибра от 50 до 100 кг включительно состоит, как правило, из одного подвесного ушка. Авиабомбы калибра 250 кг и выше имеют подвесную систему из двух ушков. Расстояние между подвесными ушками и их расположение относительно центра тяжести зависят от калибра авиабомбы. Подвесные ушки у авиабомб калибра 250 и 500 кг располагаются симметрично относительно центра тяжести авиабомбы и на удалении друг от друга 250 мм, т. е. имеют базу, равную 250 мм. Подвесные ушки авиабомб калибра от 1500 до 5000 кг имеют базу 480 мм, при этом переднее ушко смещено от центра тяжести авиабомбы в сторону ее головки на 220 мм. Авиабомбы малых калибров до 25 кг включительно подвесной системы не имеют и применяются в разовых (разового действия) бомбовых кассетах (РБК) или разовых бомбовых связках (РБС). Подвесная система авиабомб ФАБ-250М-62 состоит из трех подвесных ушков: два ушка с базой 250 мм (симметрично относительно центра тяжести) приварены с одной стороны корпуса, и одно ушко приварено на противоположной стороне корпуса по центру тяжести авиабомбы. Подвесная система авиабомб ФАБ-500М-62 и ФАБ-500М-62Т состоит из двух подвесных ушков с базой 250 мм. В качестве стабилизирующих устройств у некоторых авиабомб используются стабилизирующие парашюты, состоящие из куполов и строп, выполняемых из капрона или хлопчатобумажных тканей. Приставное тормозное устройство (см. рис. 41) представляет собой цилиндрический контейнер 4 с парашютом 5, закрепляемый на хвостовой части авиабомбы с помощью кардана 1, планшайбы 2, гайки 3.

Рис. 40. Механизм стопорения крыльчатки взрывателя

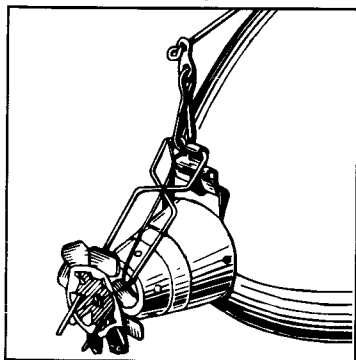
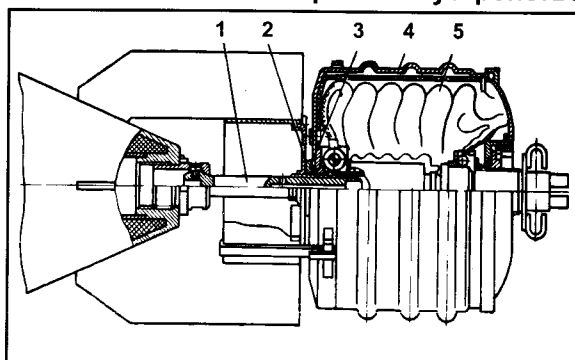


Рис. 41. Приставное тормозное устройство



КЛАССИФИКАЦИЯ АВИАБОМБ

Авиабомбы с обычным зарядом, состоящие на вооружении ВВС, подразделяются в зависимости от назначения и решаемых задач на три группы: основного, специального и вспомогательного назначения. Калибр авиационной бомбы определяется ее массой. Авиабомбы основного назначения в зависимости от вида поражающего действия и назначения подразделяются на типы:

- ФАБ – фугасные авиабомбы;
- АО – осколочные авиабомбы;
- ОФАБ – осколочно-фугасные авиабомбы;
- ЗАБ и ЗБ – зажигательные авиабомбы и зажигательные баки;
- ФЗАБ – фугасно-зажигательные авиабомбы;
- БРАБ – бронебойные авиабомбы;
- ПТАБ – противотанковые авиабомбы.

Авиационные бомбы основного назначения используются для поражения целей.

Авиабомбы специального назначения предназначаются для выполнения авиацией специальных задач и в зависимости от назначения подразделяются на типы:

ФОТАБ – фотографические авиабомбы, применяемые для подсветки местности при ночном аэрофотографировании;

ИАБ – имитационные авиабомбы, применяемые для имитации ядерных взрывов;

П – практические (учебные) авиабомбы, применяемые для обучения летного и штурманского состава практике бомбометания: авиабомбы вспомогательного назначения предназначены для обеспечения самолетовождения и прицельного сбрасывания других авиабомб;

САБ – светящиеся авиабомбы, применяемые для освещения целей (местности) в ночное время с целью визуальной разведки и прицельного бомбометания.

Калибром авиабомбы называется номинальная масса ее в килограммах, для которой установлены определенные геометрические и весовые характеристики. Такими характеристиками являются диаметр и длина корпуса авиабомбы, размах и длина стабилизатора, максимальная масса авиабомбы и т. д. Основными калибрами авиабомб, применяемыми на бомбардировщике ИЛ-28, были бомбы калибра: 100; 250; 500; 1500; 3000 кг. Так, наименование ОФАБ-250-270 означает, что это осколочно-фугасная авиабомба калибра 250 кг массой 270 кг.

ОКРАСКА И МАРКИРОВКА АВИАБОМБ

Окраска наружных поверхностей авиабомбы осуществляется масляной густотертой краской, разбавленной натуральной олифой, в два приема. Первая окраска, или грунтовка корпусов авиабомб производится на заводе-изготовителе

Таблица 3

Условное наименование типа авиабомбы	По техническим условиям на авиабомбы, изготовленные с 1963 г.	По техническим условиям на авиабомбы изготовления	
		1956–1962 гг.	до 1955г.
АО	—	—	Одна синяя
ОФАБ	Одна синяя	Одна синяя	Две синие
ЗАБ (ЗБ)	Одна красная	Одна красная	Одна красная
ФЗАБ	Две синие и одна красная	Две синие и одна красная	—
БРАБ	Две черные	Две черные	Одна фиолетовая
ПТАБ	Одна черная	Одна черная	Две фиолетовые
САБ	Одна белая	Одна белая	Одна белая
ФОТАБ	Две белые	Две белые	Две белые
ДАБ	Одна желтая	Одна желтая	Одна желтая
ЦОСАБ	Одна белая и одна по цвету огня	Одна белая и одна по цвету огня	Одна белая и одна по цвету огня
НОСАБ	Две белые и одна по цвету огня	Две белые и одна по цвету огня	Одна белая и одна по цвету огня
ДОСАБ	Одна желтая и одна по цвету дыма	—	—
РБК	Одна прерывистая темно-голубого цвета и одна сплошная по типу снаряжаемых в РБК (вкладываемых) авиабомб		

масляной краской серо-голубого цвета. Окончательная окраска авиабомбы производится на снаряжательном заводе масляной краской серо-дикого или серого цвета. Наружные поверхности учебных авиабомб окрашиваются в черный цвет. Подвесные ушки и места приварки их к корпусам авиабомб, наружные поверхности головных и донных втулок, переходных втулок и пробок, болты, шайбы пружинные и гайки не окрашиваются. Маркировка авиабомб производится на снаряжательном заводе после заполнения их корпусов снаряжением и наносится на окончательно окрашенные чистые и сухие наружные поверхности в виде:

цветных кольцевых полос, обозначающих тип авиабомбы;

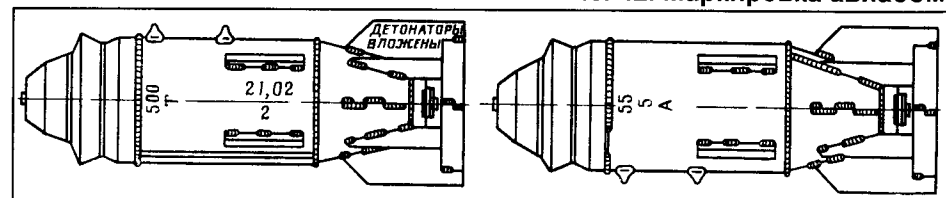
цифр, обозначающих калибр, массу авиабомбы, номер снаряжательного завода, год снаряжения, номер партии и т. д.

Цветные кольцевые полосы наносятся вблизи головной части на цилиндрическую поверхность корпусов авиабомб. Цвет и количество кольцевых полос, наносимых на авиабомбы различных типов и годов изготовления, приведены в таблице 3.

На фугасные, практические, имитационные и агитационные авиабомбы цветные кольцевые полосы не наносятся. Маркировочные цифры, буквы и надписи наносятся на авиабомбы нитрозмалевыми черными красками, а баллистические характеристики наносятся белой краской. Маркировочные знаки, наносимые на среднюю часть корпуса авиабомбы (см. рис. 42), располагаются столбиками с двух взаимно противоположных сторон ее и означают (при чтении от головной части авиабомбы к хвостовой): а) калибр, массу авиабомбы и особенности ее конструкции и снаряжения; б) шифр ВВ, которым снаряжена авиабомба. С противоположной стороны: а) условный номер снаряжательного завода; б) номер партии авиабомб; в) год (или шифр года) снаряжения.

У авиабомб калибра 1500 кг и более перед годом снаряжения указывается еще и порядковый номер бомбы в партии. На авиабомбы, не имеющие стабилизаторов, необходимые надписи наносятся на головной их части. На авиабомбах модели М-46 между подвесными ушками наносится надпись «На типовые держатели». Между подвесными ушками и хвостовой частью авиабомб выпуска до 1954 г. белой масляной краской наносится цифра, указывающая принадлежность авиабомбы к определенному баллистическому классу в зависимости от значения характеристического времени.

Рис. 42. Маркировка авиабомб



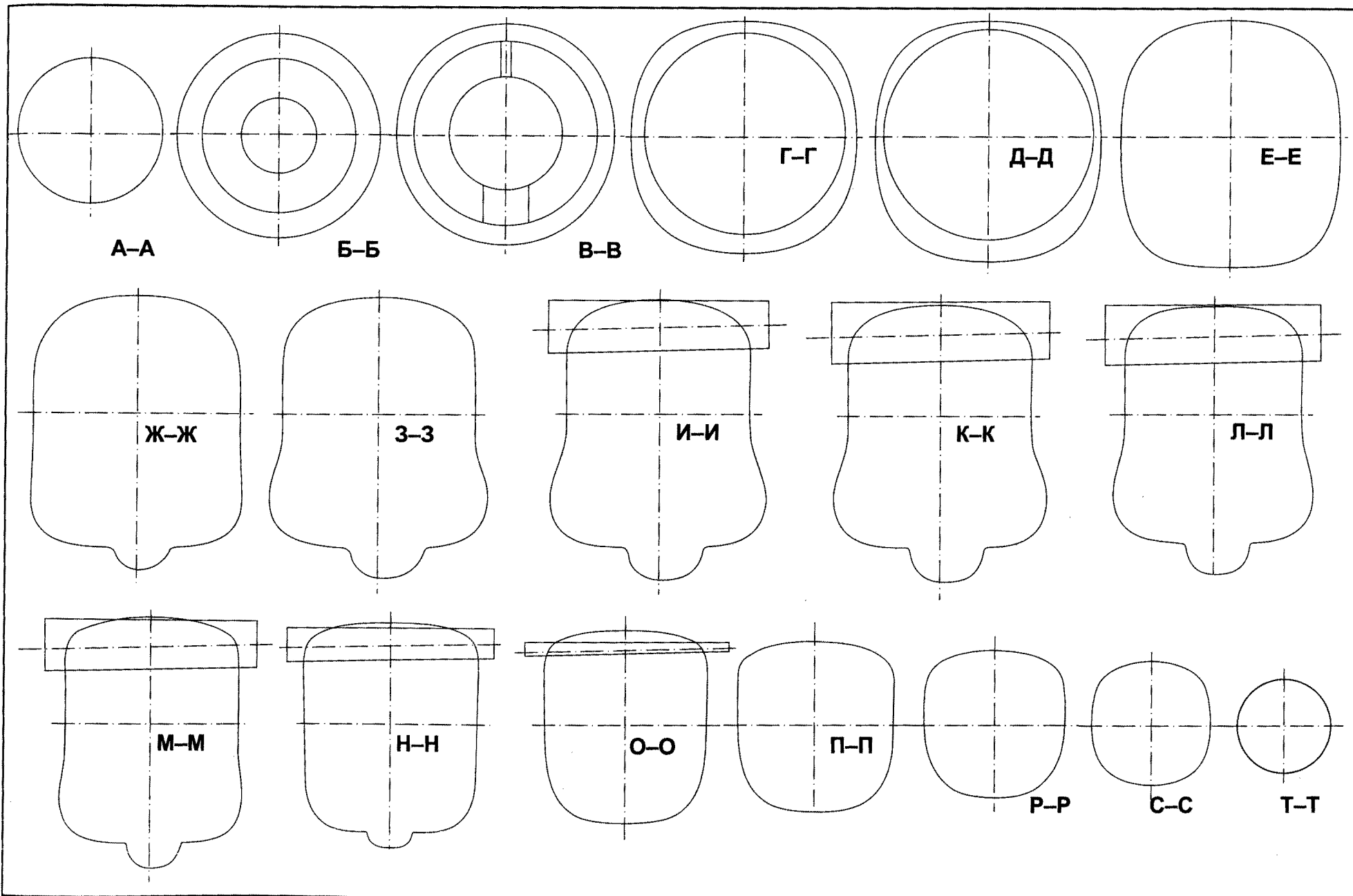
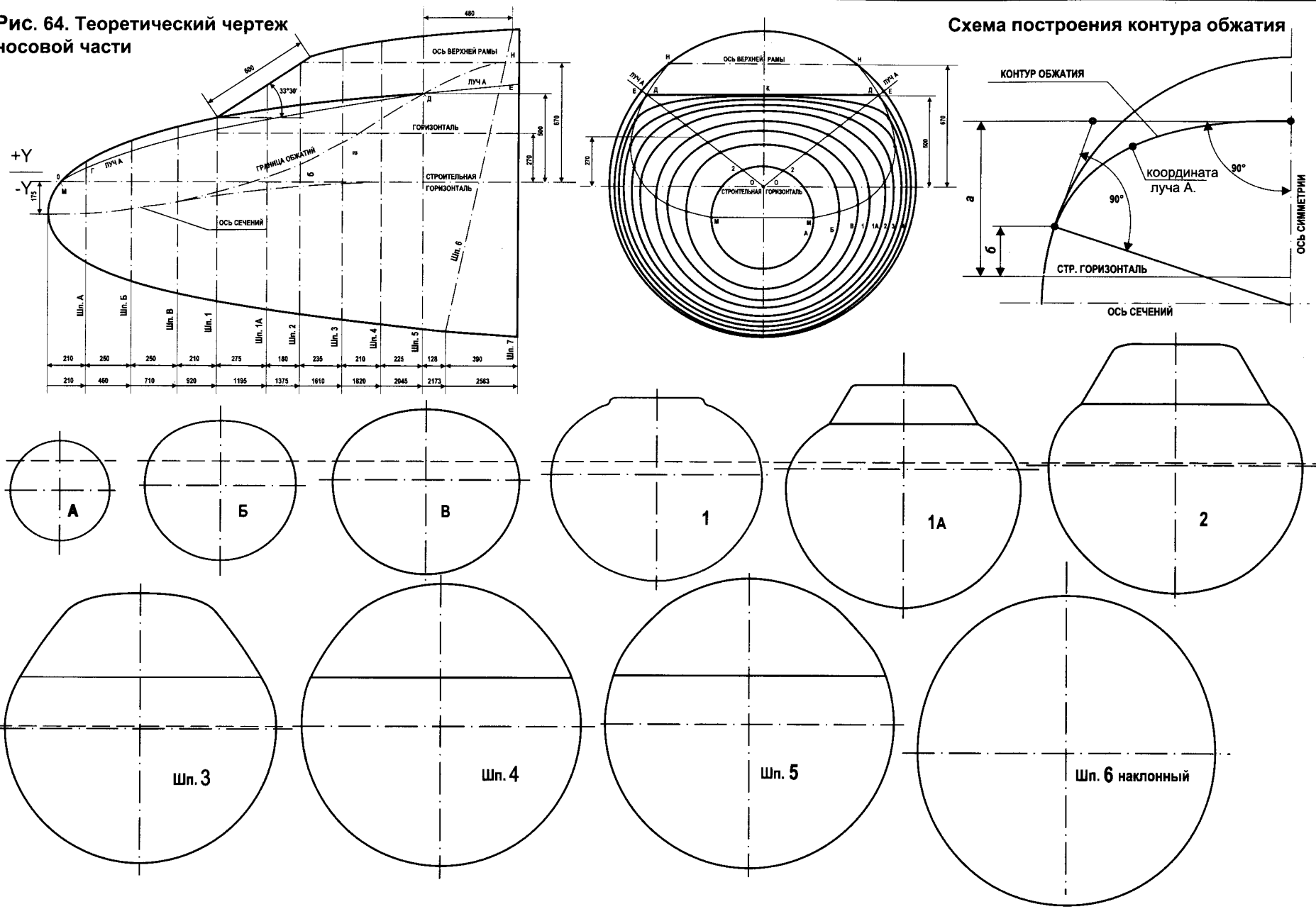


Рис. 64. Теоретический чертеж
носовой части



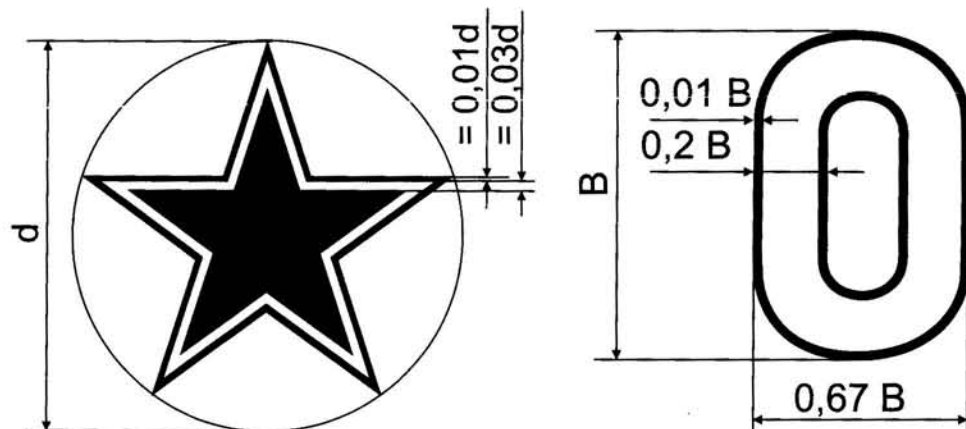
Окраска

Для получения более яркого цвета красные звезды на самолете наносились по белому тону. На размеченную, подготовленную поверхность вначале наносились звезды белого цвета, соответствующие максимальному размеру окантовки. После полного высыхания белой краски наносили окантовку и центральную звезду. Геометрические размеры элементов звезды на крыле выбирают относительно описанного диаметра 1800 мм. Центр и направление главного луча звезды снизу и сверху совпадают с геометрической осью нервюры 24. Геометрические размеры элементов звезды на киле выбирают относительно описанного диаметра 1500 мм. Центр звезды находится на расстоянии 1500-1550 мм от верхней части кабины стрелка-радиста. Верхняя линия боковых лучей звезды ориентирована по линии полета. Бортовые номера наносились в передней части фюзеляжа перед фонарем кабины летчика, верхней части киля и, дополнительно, для обеспечения наземной бункеровки, в нижней части центрального щитка передней стойки шасси. Базовая высота цифр на фюзеляже равна 750 мм, на верхней части киля 300 мм и на щитке передней стойки шасси 100 мм.

Бортовые номера на фюзеляже наносились красной краской с черной окантовкой. Номера на киле и щитке передней стойки – черные.

Примечательно нанесение опознавательных знаков на самолеты ВВС КБФ и ЧФ. Звезды наносились на крыльях сверху и снизу по оси нервюры 24. Геометрические размеры элементов звезды на крыле выбирают относительно описанного диаметра 1500 мм. Звезды также наносились на киле и по бортам

фюзеляжа в районе 33 шпангоута. Геометрические размеры элементов звезды на киле и фюзеляже выбирают относительно описанного диаметра 1000 мм. Бортовой номер красного цвета с черной окантовкой, высотой 750 мм, наносился на киль между звездой и стабилизатором, а также черной краской на центральный щиток передней стойки шасси высотой 100 мм. Заводские номера наносились по бортам носовой части фюзеляжа или вместо бортового номера на центральный щиток передней стойки шасси. Номера наносились черной краской, высотой 60 мм.



Геометрические размеры опознавательных знаков и шрифтов

А Б В Г Д Е Ж З И К Л М Н О П Р

Шрифт подписей на лючках

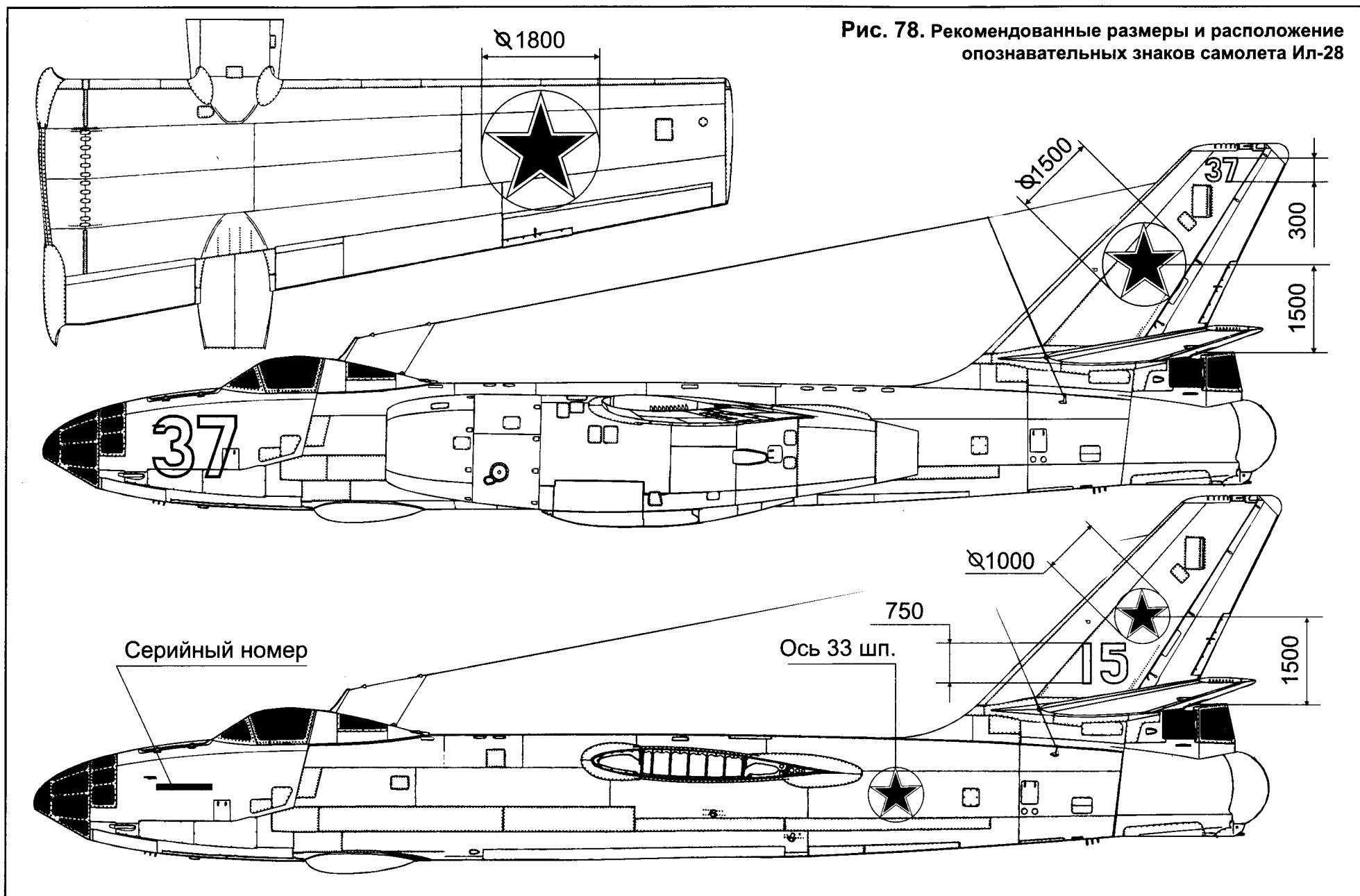
С Т У Ф Х Ц Ч Ш Щ Ъ Ы Ь Э Ю Я

1 2 3 4 5 6 7 8 9 0

Шрифт тактических номеров

1 2 3 4 5 6 7 8 9 0

Шрифт тактических номеров



Бомбардировщик Ил-28

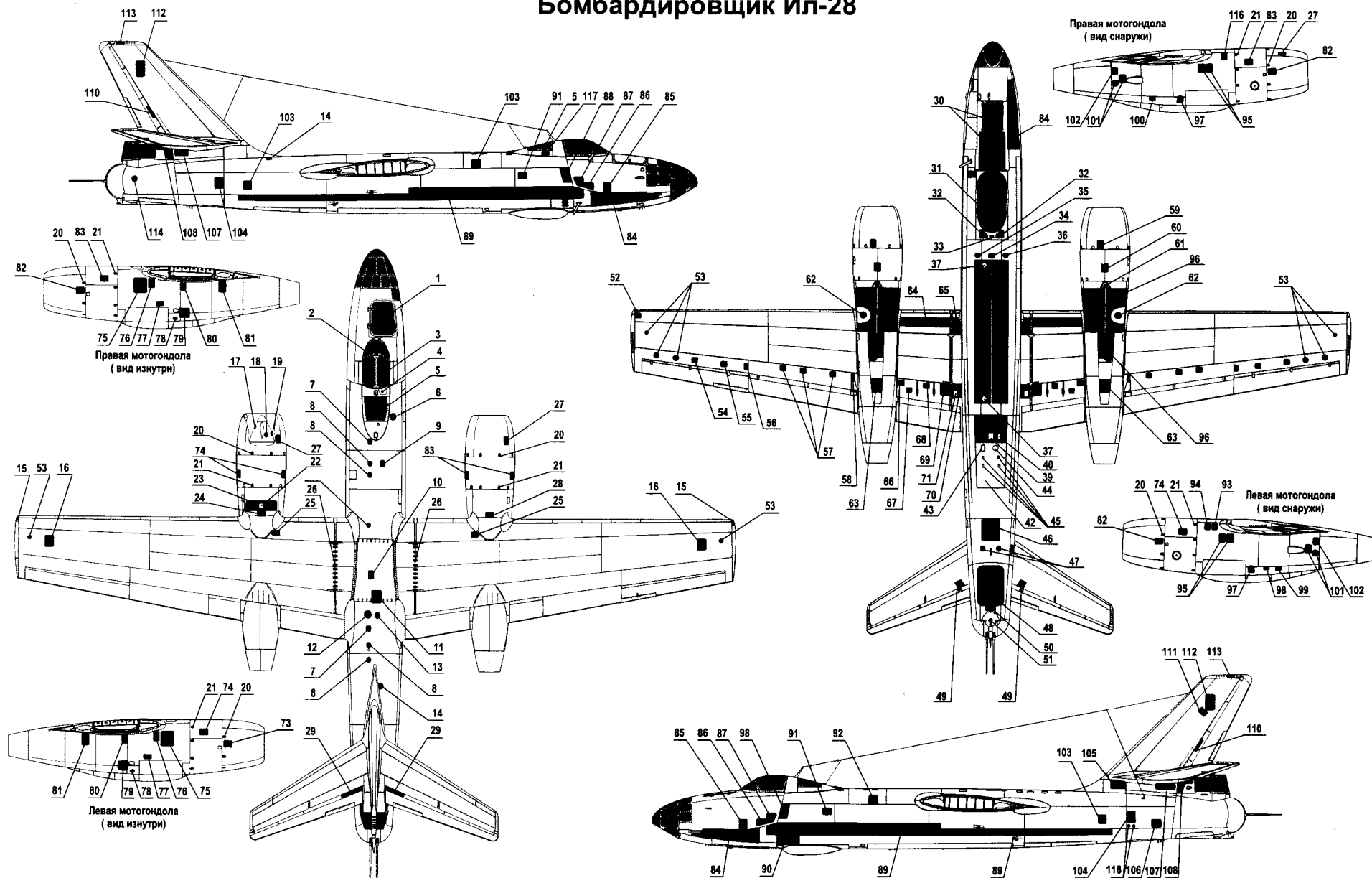


Рис. 79. Надписи на лючках самолета Ил-28

Лючки помеченные (*) – без подписей

1. *Входной люк штурмана	1	33. Датчик критического остатка топлива в баке № 2	1	77. Заслонка теплообменника	2
2. *Форточка козырька фонаря летчика	1	34. Антенна МРП-48П	1	78. Болты упоров замков створок	2
3. *Фонарь летчика	1	35. Выключатели бомбардировочной сети	1	79. Цилиндр подъема шасси	2
4. Дренаж штуцера передней группы баков	1	36. Зарядный штуцер воздушной системы	1	80. Компенсационный бачок цилиндра	2
5. АРК-5	1	37. Аварийное открывание створок бомбоотсека	2	подъема шасси	2
6. Датчик топливомера бака № 1	1	38. *Створка бомбоотсека	2	81. Силикагелевый фильтр системы наддува кабин	2
7. Заливная горловина передней группы баков	2	39. Слив топлива из задней группы баков.	1	82. Гидробак	2
Заливная горловина задней группы баков	2	Подход к подкачивающему насосу	1	83. Пусковая форсунка. Свеча двигателя	2
8. Штуцер дополнительного дренажа	4	40. Слив конденсата из бака № 4	1	84. *Люк под оружие	2
между баками № 2-3	4	41. *Люк для монтажа бака № 4	1	85. Патронный ящик	2
Штуцер дополнительного дренажа	4	42. *Люк для монтажа бака № 5	1	86. Разъемы тросов управления	2
между баками № 4-5	4	43. Слив конденсата из бака № 5	1	87. Герметические выводы	2
9. Датчик топливомера бака № 2	1	44. Электроразъем строевого огня	1	88. То же	2
10. Соединения трубопровода топливной системы	1	45. Установка балки лебедки БЛ-47	4	89. Короб электропроводки	2
11. Рулевая машина АП-5	1	46. *Люк технического отсека	1	90. Преобразователь МА-1500К	1
12. Основной датчик топливомера бака № 4	1	47. *Люк парашютных кассет (действителен	2	91. Ролики управления двигателем	1
13. Дренажный штуцер задней группы баков	1	до самолетов № 5430, 3001, 3801)	2	92. Гидроаккумулятор тормозов и закрылков	1
14. Датчик топливомера бака № 5	1	48. *Крышка кормового люка	1	93. Регулятор абсолютного давления АВР-2	1
15. Аэронавигационный огонь БАНО-45	2	49. Механизм триммера руля высоты	2	94. Разъем труб гидробака	1
16. Датчик ПДК-32	2	50. Кормовая установка	1	95. Стык удлинительной трубы	4
17. Стыковка труб обдува генератора	2	51. Хвостовой огонь	1	96. *Створки главного шасси	2
18. Заливка масла в коробку самолетных	2	52. Трубка ПВД	1	97. Ролик управления замками створок	2
агрегатов типа А двигателя	2	53. *Технологический лючок	4	98. Приемные штуцера гидросистемы	1
19. Зонд замера масла в коробке самолетных	2	54. Управление элеронами	2	99. Слив конденсата из фильтра-отстойника	1
агрегатов типа А	2	55. То же	2	воздушной системы (на левом борту гондолы)	1
20. *Люк для подхода к узлам крепления передней	16	56. То же	2	100. Слив конденсата из фильтра-отстойника	1
части капота	16	57. То же	2	воздушной системы (на правом борту гондолы)	1
21. *Люк для подхода к узлам	20	58. То же	2	101. Цилиндр закрылков	4
крепления средней части капота	20	59. Топливный фильтр	2	102. Аварийный переключатель закрылков	2
22. Заливная горловина гидробака	1	60. Слив топлива из камер сгорания двигателя	2	103. Ролик	2
23. Гидробак	1	61. *Передний обтекатель шасси	2	104. Аккумулятор	2
24. Мультипликаторы тормозов и закрылков	1	62. Разъем трубопроводов гидросистемы к фильтру	2	105. Штуцер АВР-2	1
25. Ролики управления двигателем	2	63. Панель воздушных агрегатов	2	106. АФА	1
26. *Люк для подхода к стыковым болтам	24	64. Разъем трубопровода	2	107. Управление рулем поворота и рулем высоты	2
разъема крыла с центропланом	24	65. Стык переднего лонжерона крыла	2	108. То же	2
27. Коробка самолетных агрегатов типа А	2	66. Управление элеронами, закрылками.	2	109. *Аварийный люк стрелка	1
28. Мультипликатор тормозов	1	Разъем трубопроводов	2	110. Триммер руля поворота	1
29. Качалка триммера руля высоты	2	67. Стык труб противообледенительной системы	2	111. Коммутатор согласования КРП-Ф	1
30. *Створки передней ноги шасси	1	68. Управление элеронами, закрылками.	2	112. Курсовая антенна КРП-Ф	2
31. Предохранять от горячего	1	Разъем трубопроводов	2	113. Глиссадная антенна ГРП-2	1
32. Краны слива топлива и отстоя	2	69. Разъем трубопроводов	2	114. Гермовыводы	1
передней группы баков	2	70. Разъем крыла	2	115. Цилиндр управления верхними замками шасси	1
		71. Кронштейн крепления стартовых ракет	2	116. АВР-2	1
		72. Электромеханизм управления триммером элерона	1	117. Штепсельный разъем АРК-5	1
		73. Сетка заборника воздуха двигателя	2		
		74. Пусковая форсунка. Свеча двигателя	2		
		75. Пусковая панель ПС-2-48	2		
		76. Стык удлинительной трубы	2		

Разведчик Ил-28Р

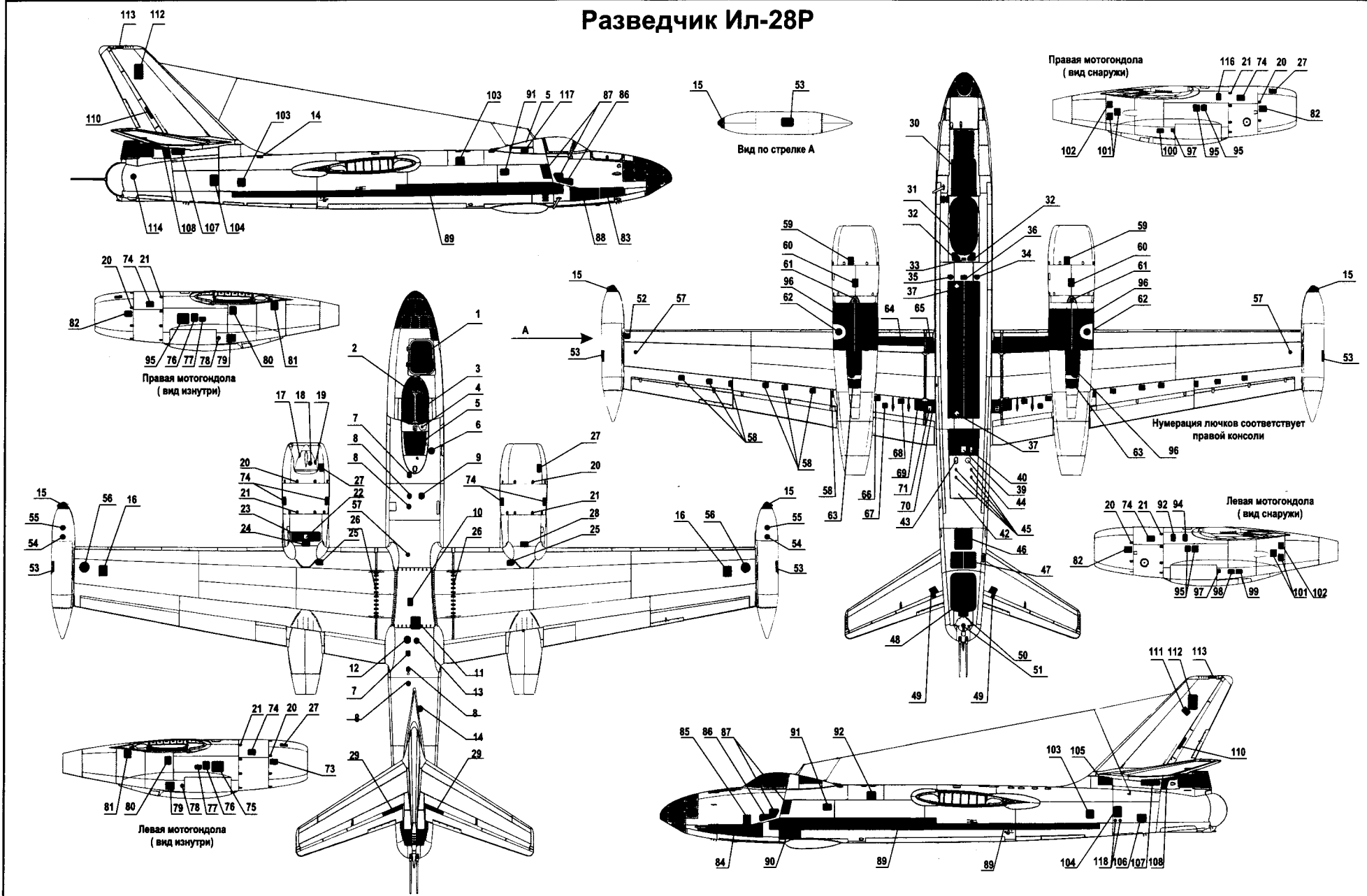


Рис. 80. Надписи на лючках самолета Ил-28Р

1. *Входной люк штурмана	1	32. Краны слива топлива и отстоя передней группы баков	2	74. Пусковая форсунка. Свеча двигателя	2
2. *Форточка козырька фонаря летчика	1	33. Датчик критического остатка топлива в баке № 2	1	75. Пусковая панель ПС-2-48	2
3. *Фонарь летчика 1		34. Антенна МРП-48П	1	76. Стык удлинительной трубы	2
4. Дренаж штуцера передней группы баков	1	35. Выключатели бомбардировочной сети	1	77. Заслонка теплообменника	2
5. АРК-5	1	36. Зарядный штуцер воздушной системы	1	78. Болты упоров замков створок	2
6. Датчик топливомера бака № 1	1	37. Аварийное открывание створок бомбоотсека	2	79. Цилиндр подъема шасси	2
7. Заливная горловина передней группы баков		38. *Створка бомбоотсека	2	80. Компенсационный бачок цилиндра подъема шасси	2
Заливная горловина задней группы баков	2	39. Слив топлива из задней группы баков.		81. Силикагелевый фильтр системы наддува кабин	2
8. Штуцер дополнительного дренажа между баками № 2-3		Подход к подкачивающему насосу	1	82. Гидробак	2
Штуцер дополнительного дренажа между баками № 4-5	4	40. Слив конденсата из бака № 4	1	83. Электрожгуты фотооборудования	2
9. Датчик топливомера бака № 2	1	41. *Люк для монтажа бака № 4	1	84. *Люк под оружие	2
10. Соединения трубопровода топливной системы	1	42. *Люк для монтажа бака № 5	1	85. Патронный ящик	2
11. Рулевая машина АП-5	1	43. Слив конденсата из бака № 5	1	86. Разъемы тросов управления	2
12. Основной датчик топливомера бака № 4	1	44. Электроразъем строевого огня	1	87. Герметические выводы	2
13. Дренажный штуцер задней группы баков	1	45. Установка балки лебедки БЛ-47	4	88. Агрегаты гидросистемы	2
14. Датчик топливомера бака № 5	1	46. *Люк технического отсека	1	89. Короб электропроводки	2
15. Аэронавигационный огонь БАН-45	2	47. Внимание. Осветительные ракеты	2	90. Преобразователь МА-1500К	1
16. Датчик ПДК-3	2	48. *Крышка кормового люка	1	91. Ролики управления двигателем	1
17. Стыковка труб обдува генератора	2	49. Механизм триммера руля высоты	2	92. Гидроаккумулятор тормозов и закрылков	1
18. Заливка масла в коробку самолетных агрегатов типа А двигателя	2	50. Привод кормовой установки	1	93. Регулятор абсолютного давления АВР-2	1
19. Зонд замера масла в коробке самолетных агрегатов типа А	2	51. Хвостовой огонь	1	94. Разъем труб гидробака	1
20. *Люк для подхода к узлам крепления передней части капота	16	52. Трубка ПВД	1	95. Стык удлинительной трубы	4
21. *Люк для подхода к узлам крепления средней части капота	20	53. Узел крепления ПТБ	4	96. *Створки главного шасси	2
22. Заливная горловина гидробака	1	54. *Заправочная горловина	2	97. Ролик управления замками створок	2
23. Гидробак	1	55. *Дренажный клапан	2	98. Приемные штуцера гидросистемы	1
24. Мультипликаторы тормозов и закрылков	1	56. Замок ПТБ	2	99. Слив конденсата из фильтра-отстойника воздушной системы (на левом борту гондолы)	1
25. Ролики управления двигателем	2	57. *Технологический лючок	2	100. Слив конденсата из фильтра-отстойника воздушной системы (на правом борту гондолы)	1
26. *Люк для подхода к стыковым болтам разъема крыла с центропланом	24	58. Управление элеронами	7	101. Цилиндр закрылков	4
27. Коробка самолетных агрегатов типа А	2	59. Топливный фильтр	2	102. Аварийный переключатель закрылков	2
28. Мультипликатор тормозов	1	60. Слив топлива из камер сгорания двигателя	2	103. Ролик	2
29. Качалка триммера руля высоты	2	61. *Передний обтекатель	2	104. Аккумулятор	2
30. *Створки передней ноги шасси	1	62. Разъем трубопроводов гидросистемы к фильтру	2	105. Штуцер АВР-2	1
31. *Обтекатель ПСБН-М. По бокам обтекателя наносится надпись "Предохранять от горючего".	1	63. Панель воздушных агрегатов	2	106. АФА	1
		64. Разъем трубопровода	2	107. Управление рулем поворота и рулем высоты	2
		65. Стык переднего лонжерона крыла	2	108. То же	2
		66. Управление элеронами, закрылками.		109. *Аварийный люк стрелка	1
		Разъем трубопроводов	2	110. Механизм триммера руля поворота	1
		67. Стык труб противообледенительной системы	2	111. Коммутатор согласования КРП-Ф	1
		68. Управление элеронами, закрылками.		112. Курсовая антенна КРП-Ф	2
		Разъем трубопроводов	2	113. Глиссадная антенна ГРП-2	1
		69. Разъем трубопроводов	2	114. Гермовыводы	1
		70. Разъем крыла	2	115. Цилиндр управления верхними замками шасси	1
		71. Кронштейн крепления стартовых ракет	2	116. АВР-2	1
		72. Электромеханизм управления триммером элерона	1	117. Штепсельный разъем АРК-5	1
		73. Сетка заборника воздуха двигателя	2		

Учебный Ил-28У

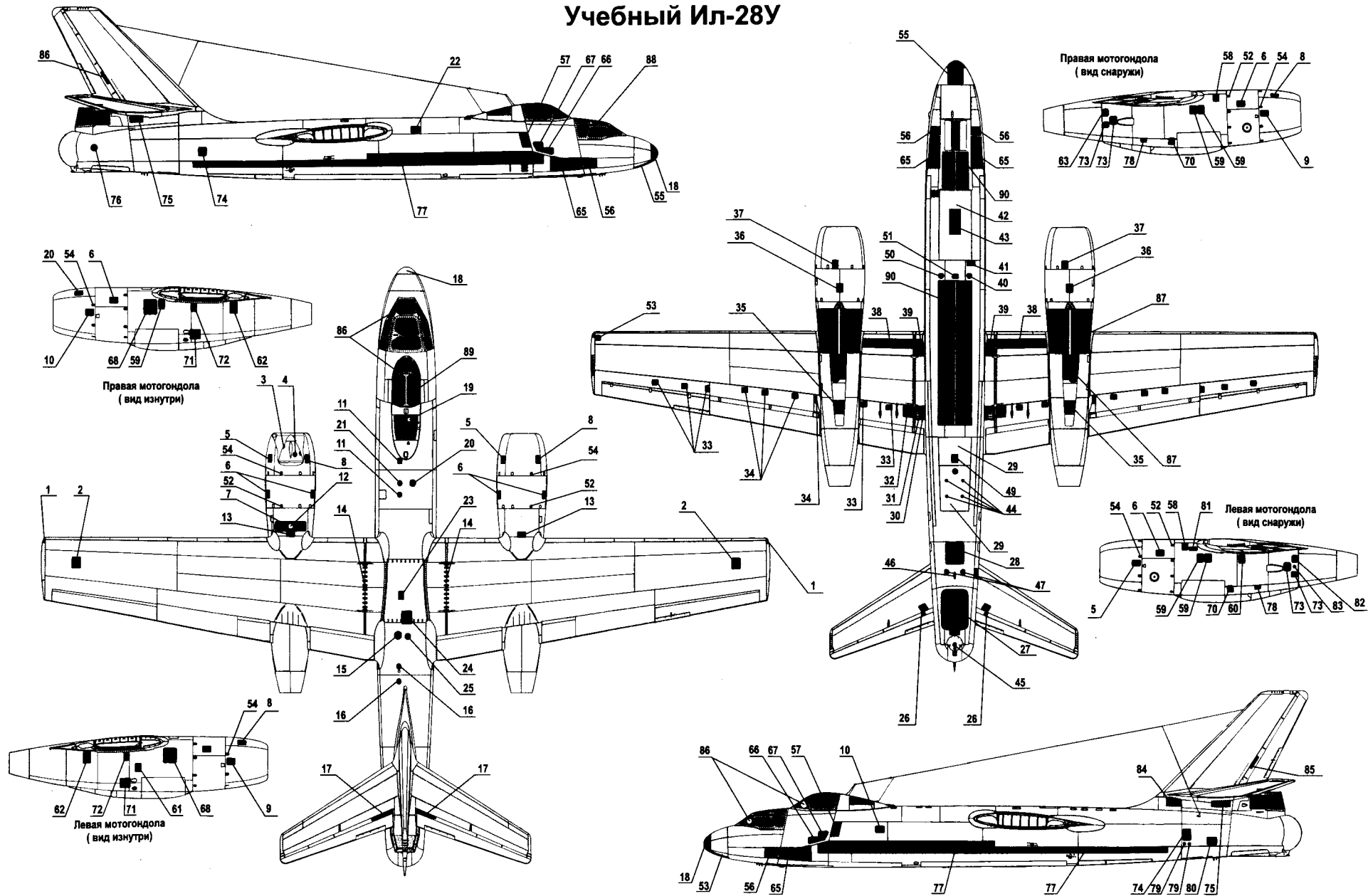


Рис. 81. Надписи на лючках самолета Ил-28У

1. АНО	2	27. Люк для входа в кормовую кабину	1	59. Стыковка удлинительных труб двигателей	4
2. Датчики ПДК-45	2	28. Люк для входа в хвостовой отсек	1	60. Перепуск	2
3. Стык труб обдува генератора	2	29. Топливные баки задней группы	2	61. Перепуск	2
4. Зонд уровня масла в коробках приводов		30. Разъем крыла	2	62. Фильтры регуляторов	2
5. Заливные горловины маслобаков	2	31. Кронштейн крепления стартовых ускорителей	2	63. Датчик указателя положения закрылков	1
6. Пусковые форсунки. Запальные свечи	4	32. Трубопроводы управления закрылками. Соединительные трубы горячего воздуха	2	64. Ролики управления	2
7. Гидробак	1	33. Управление элеронами и закрылками. Разъем трубопровода	4	65. Агрегаты гидросистемы	2
8. Заливные горловины коробок приводов	4	34. Тяги управления элеронами	14	66. Качалки управления рулем высоты	2
9. Сетки воздухозаборников двигателей	2	35. Гидроагрегаты и сервомоторы терморегуляторов	2	67. Герметические вводы в кабину	2
10. Ролики управления двигателями	1	36. Слив топлива из дренажных проводок двигателя	2	68. Пусковые агрегаты	2
11. Заливные горловины передней группы топливных баков	2	37. Топливные и масляные фильтры	2	69. Стык удлинительных труб. Установка термопар	2
12. Заливная горловина гидробака	1	38. Разъемы трубопроводов	2	70. Ролики управления верхними замками шасси	2
13. Заливка жидкости в мультипликаторы	2	39. Разъем крыла. Соединения трубопроводов	2	71. Цилиндр-подъемник шасси	2
14. Стыковые болты разъема крыла с центропланом	24	40. Электровыключатель освещения бомбового отсека	1	72. Бачки демпферов цилиндров-подъемников	2
15. Топливомер задней группы баков	1	41. Слив топлива из передней группы баков	1	73. Цилиндры управления закрылками	4
16. Заливные горловины задней группы топливных баков	2	42. Люк для подхода в нижнюю часть фюзеляжа	1	74. Аккумуляторные батареи	2
17. Механизм управления триммерами руля высоты	2	43. Радиооборудование	1	75. Качалки руля высоты и руля поворота	2
18. *Фотопулемет	1	44. Установка бомбовых лебедок	4	76. Герметические вводы кормовой кабины	1
19. Дренажный патрубок третьего бака	1	45. АНО	2	77. Наружные желоба электро- и трубопроводки	2
20. Топливомер передней группы баков	1	46. Антенна дальномера "Материк"	1	78. Приемные штуцера гидросистемы	1
21. Гидроаккумуляторы	1	47. Парашютные кассеты	2	79. *Лючки розеток аэродромного питания на левом борту фюзеляжа	2
22. Цилиндр управления верхними замками	1	48. Насос подкачки задней группы баков	1	80. *Люк на левом борту фюзеляжа для установки оборудования	1
23. Соединение трубопроводов перекачки	1	49. Слив топлива из задней группы баков	1	81. Трубопровод гидробака на левой гондоле	1
24. Рулевая машинка АП-5 элеронов	1	50. Зарядный штуцер воздушной системы	1	82. Система управления закрылками	1
25. Дренажный патрубок четвертого бака	1	51. Антенна маркерного приемника	1	83. Аварийный переключатель закрылков	1
26. Механизм триммеров руля высоты	2	52. Люки для подхода к узлам стыковки средних частей капотов	20	84. Критические трубки противообледенительной системы	1
		53. Трубка ПВД	1	85. Механизм управления триммером руля поворота	1
		54. Люки для подхода к узлам стыковки передних капотов	16	86. *Форточки	
		55. Агрегаты гидросистемы	1	87. *Створки основного шасси	
		56. Люки для подхода к оборудованию, установленному в носовых контейнерах	2	88. *Люк инструктора	
		57. Герметические вводы	2	89. *Фонарь ученика	
		58. Регуляторы наддува и разъемы труб гидробака	2	90. *Люк передней ноги шасси	
				91. *Створки бомбового отсека	

Список литературы

1. Г.В. Новожилов, Д.В. Лещинер, В.М. Шейнин и др. Самолеты ОКБ им. С.В. Ильюшина. Машиностроение, 1990. 381 с.
2. Основы конструкции самолетов. Под редакцией К.Д. Туркина. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1974. 427 с.
3. Л.М. Григорьев, А.В. Калашников. Авиационные компасы. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1960. 352 с.
4. Авиационные пушки и бомбовые выстрелы: Учебник механика военно-воздушных сил. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1968. 342 с.
5. Бабанов В.В. Проектирование поверхностей кривыми второго порядка в самолетостроении. М.: Машиностроение, 1969. 124 с.
6. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию двигателя ВК-1А. Министерство обороны СССР. Москва, 1967. 216 с.
7. Самолет ИЛ-28. Альбом формулярных и электрических схем. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1956. 124 с.
8. Самолет ИЛ-28У (учебный): Техническое описание. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1952. 141 с.
9. Самолет ИЛ-28: Техническое описание: Книга 1, 2, 3, 4. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1954.
10. А.Н. Пономарев. Конструктор С.В. Ильюшин. М.: Военное издательство, 1988. 309 с.
11. А.С. Яковлев. Рассказы авиаконструктора. М.: Государственное издательство детской литературы Министерства просвещения РСФСР, 1961.
12. А.С. Яковлев. Записки конструктора. М.: Издательство политической литературы, 1979. 300 с.
13. В.Ю. Вольфович, А.И. Кисилев и др. Турбореактивный двигатель РОЛЛС-РОЙС «НИН»-1 (100): Книга 1. Основные данные и описание конструкции, 1948.
14. Авиационные бомбовые выстрелы и подготовка их к применению: Учебник механика военно-воздушных сил. Под редакцией В.П. Харитоновой и к.т.н. А.П. Морозова. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1975. 336 с.
15. Проверено на себе. Документы, дневники, воспоминания о Герое Советского Союза, заслуженном летчике-испытателе СССР Юрии Гарнаеве. М.: Молодая гвардия, 1976. 159 с.
16. А.Н. Грацианский. Полет среди молний. К.: Молодь, 1985. 317 с.
17. Авиационный автоматический радиокompас типа АРК-5: Краткое описание и инструкция по эксплуатации и регулировке, 1961. 180 с.
18. Пригода Б.А., Кокунько В.С. Антенны летательных аппаратов. М.: Воениздат, 1964. 346 с.
19. Справочник авиационного техника. 2-е изд., испр. Воениздат, 1964. 510 с.
20. Расчет и построение контуров самолета на глазе. Под общей редакцией к.т.н. Ленкова С.С. Оборонгиз, 1960. 491 с.
21. Таликов Н.Д. В небе «Ильюшин»... М.: АДК Студия, 1997. 72 с.
22. А.Э. Нудельман. Пушки для боевых самолетов. М., 1993.
23. И.К. Костенко, С.И. Демин. Советские самолеты. Альбом для моделиста. М.: ДОСААФ, 1973.
24. Инструкция летчику по эксплуатации и пилотированию самолетов Ил-28, ИЛ-28Р, Ил-28У с двигателями ВК-1 (ВК-1А). М.: Издательство Министерства обороны СССР, 1962. 137 с.
25. Инструкция летчику по эксплуатации и пилотированию самолета Ил-28 с двигателями ВК-1А. М.: Воениздат, 1968. 338 с.
26. Виноградов Р.И., Минаев В.Н. Самолеты СССР. М.: Воениздат, 1961. 301 с.
27. Руководство по эксплуатации и ремонту самолета ИЛ-28Р. М.: Оборонгиз, 1959. 376 с.
28. Е.Г. Бугров и др. Конструкция и эксплуатация турбореактивного двигателя с центробежным компрессором типа ВК-1А, ВК-1Ф. Оборонгиз, 1958. 92 с.
29. Самолет Ил-28: Альбом основных видов, схем и чертежей. Конструкция, силовая установка, наземное оборудование. ЛКВВИА, 1951. 63 с.
30. Б. Денисов, Б. Тюрин и др. Отечественный ВМФ послевоенного периода. Минное оружие морской авиации. Морской сборник №10. 1996.
31. Аэрофотоаппараты и фотографическое оборудование: Учебник механика военно-воздушных сил. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1961. 316 с.
32. 23-мм авиационная пушка ГШ-23Л: Техническое описание и инструкция по эксплуатации, 1978.
33. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов. Машиностроение, 1971. 415 с.
34. Ю.Л. Коршунов, А.А. Стронов. Торпеды ВМФ СССР. С.-П.: Гангут. 1994.

35. Шавров В.Б. История конструкции самолетов в СССР (1938-1950 гг.). М.: Машиностроение, 1978. 440 с.
36. Ученый и конструктор С.В. Ильюшин. М.: Наука, 1978.
37. П.Т. Асташенков. Конструктор легендарных Илов. М.: Издательство политической литературы, 1972. 118 с.
38. А.Б. Краснов. Секреты неотразимых атак. М.: Воениздат, 1991. 271 с.
39. А.Б. Широкопад. Флот, который уничтожил Хрущев. М.: АСТ, ОАО ВЗПИ, 2004. 440 с.
40. Morgala Andrzej. Polskie samoloty wojskowe 1945-1980 – W-wa 1981-Wydawn. MON. 480 il.
41. Ryszard Kaczkowski. Lotnictwo w dzialaniach na morzu. Wydawnictwo MON, Warszawa, 1986. 256 il.
42. Jerzy Swidzinski. Odrzutowy samolot bombowy IL-28. Wydawnictwo MON TBU nr 47, Warszawa, 1977.
43. Piotr Butowski, Wacław Hols. Samolot myśliwsko-szturmowy Lim-6bis. TBU 117. Wydawnictwo MON, 1987. 16 il.
44. Tadeusz Krolkievicz. Polski samolot i barva, Wydawnictwo MON, Warszawa, 1981. 199 il.
45. Biblioteczka Skrzydalek Polski. Jerzy Grzegorzewski. Współczesne samoloty myśliwskie. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Warszawa, 1988.
46. Wilfried Kopenhagen. Sowjetische bombenflugzeuge. Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, Berlin, 1989. 208 s.
47. Wilfried Kopenhagen. Flugzeuge und Hubschrauber der NVA von 1956 bis 1970. Militärverlag der DDR, 1988. 160 s.
48. Karl-Heinz Eyermann. Strahltrainer. Illustrierte Reihe für den Typensammler mit plastischen Vierseitenrissen von Ralf Swoboda. Deutscher Militärverlag. Berlin, 1971. 245 s.
49. Karl-Heinz Eyermann. Bomber Raketen-träger Seeflugzeuge. Illustrierte Reihe für den Typensammler mit plastischen Vierseitenrissen von Ralf Swoboda. Deutscher

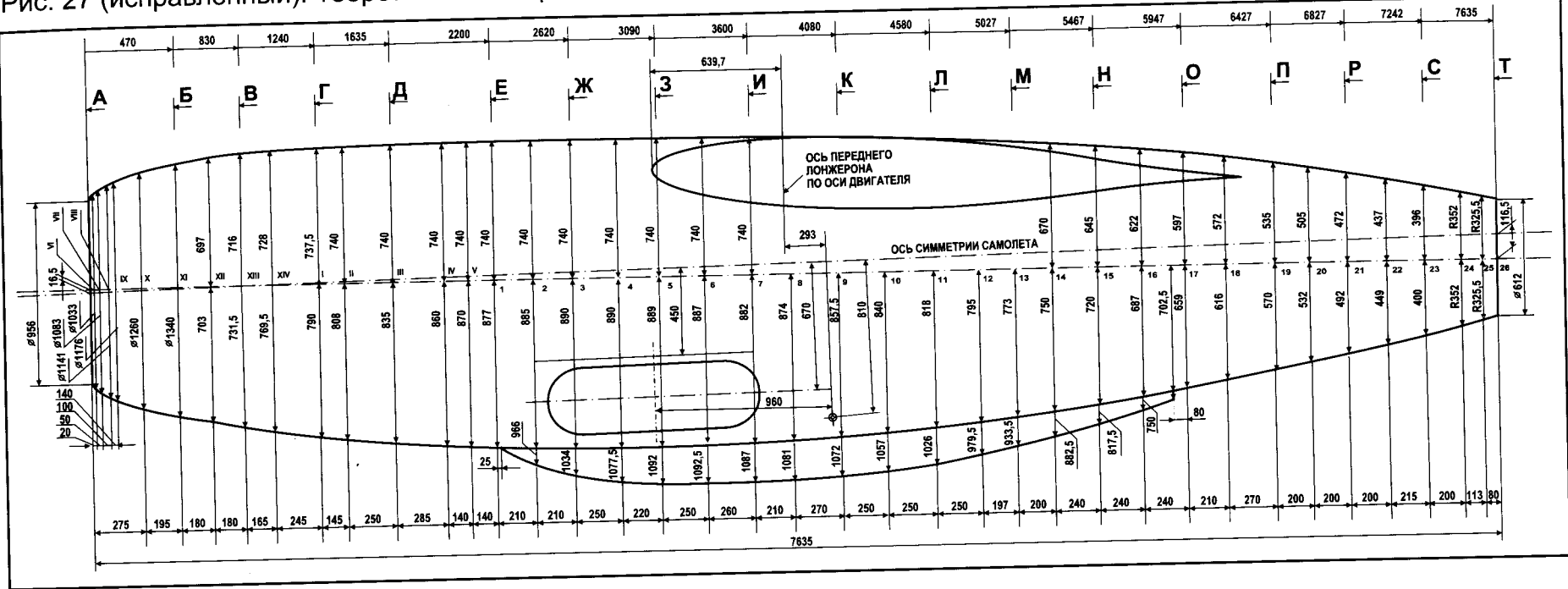
Militärverlag. Berlin, 1969. 128 s.

50. Václav Nemeček. Česko-Slovenská letadla (II) 1945-1984. Nase vojsko, Praha. 246 s.
51. Václav Sorel. Letadla československých pilotů. Ilustroval Jaroslav Velc. Albatros, Praha. 1986. 448 s.
52. Václav Nemeček. Vojenská letadla (IV) 1980, Nase vojsko Praha.
53. Martin Velek, Miloslav Pajer, Jan Krumbach. Ilustrovaná historie letectví. Ilusin IL-28, Vickers Wellington, Marsel Bloh MB-200. Nase vojsko Praha, 1987.

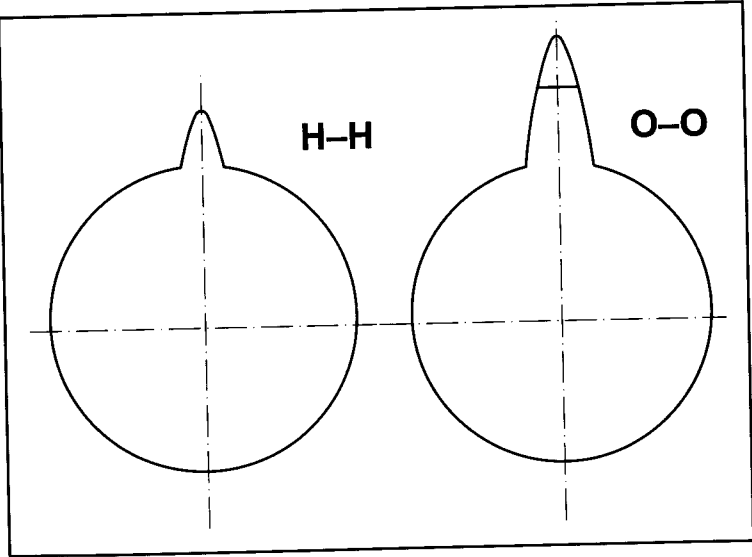
ЖУРНАЛЫ

1. Авиация и время, № 1. 1997.
2. Авиация и время, № 4. 1998.
3. АэроХобби, № 3. 1994.
4. Авиация и космонавтика, № 3. 1999.
5. Крылья Родины, № 3. 1987.
6. Крылья Родины, № 2. 1979.
7. Моделист-конструктор, № 3. 1973.
8. Мир Авиации, № 2. 1997.
9. Крылья Родины, № 5. 1976.
10. Крылья Родины, № 2. 1968.
11. Крылья Родины, № 10. 2003. Н. Якубович. Фронтовой бомбардировщик Ил-28.
12. Самолет, лето 1992.
13. Technika lotnicza i astronautyczna, 10/88.
14. AIR FAN 146. Janvier, 1991. 32F
15. REPLIC 65. Janvier, 1997.
16. Le Fana de L'Aviation 263 Octobre 1991-26 F.
17. Zlínk. Siebel Si-204, Su-17. 1992. Ceska republika.
18. Repules 2-1976 Budapest.

Рис. 27 (исправленный). Теоретический чертёж мотогондолы



К странице 62.



К странице 22.

Сечения Н-Н и О-О (исправленные)

ОГЛАВЛЕНИЕ

История создания самолета Ил-28	4
Техническое описание самолета Ил-28	18
Фюзеляж	19
Крыло	44
Хвостовое оперение	54
Капоты, мотогондолы	62
Силовая установка	72
Взлетно-посадочные устройства	78
Модификации	83
Наземное оборудование	119
Список литературы	134
<i>Приложение. Чертежи самолета</i>	

Научно-популярное издание

Леонид Петрович Мекердичан, Александр Иосифович Пелех
Фронтовой бомбардировщик Ил-28

Художественный редактор И. В. Князев
Технический редактор Л. А. Лазутина
Художник А. П. Кондаков
Корректор Л. В. Казак

Свидетельство о гос. регистрации 33 № 004 от 23.08.01

Подписано в печать 08. 09. 2004. Бумага офсетная. Формат 60х84/8.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 15,81+3,72 вкл.
Усл. кр.-отт. 16,74+9,3 вкл. Уч.-изд. л. 20,48.
Тираж 3000 экз. Зак. № 555/186.

Издательство «Дикое Поле»

69063, Украина, г. Запорожье, ул. Чекистов, 31-А.
Тел.: (0612) 13-75-05; факс 13-75-95

Отпечатано в ООО «Навчальний друк».

61001, г. Харьков, ул. Державинская, 38.

Свидетельство о гос. регистрации ХК № 58 от 10.06.02.

Мекердичан Л. П., Пелех А. И..

М43 Фронтовой бомбардировщик Ил-28/Под ред. ак. Г.В.Новожилова. –
Запорожье: Дикое Поле, 2004. – 136 с., ил.

В иллюстрированном альбоме «Фронтовой бомбардировщик Ил-28» представлена история создания самолета и подробное описание его конструкции. Издание иллюстрировано большим количеством ранее не публиковавшихся схем и фотографий. Для широкого круга читателей, интересующихся авиацией, авиамоделлистов.

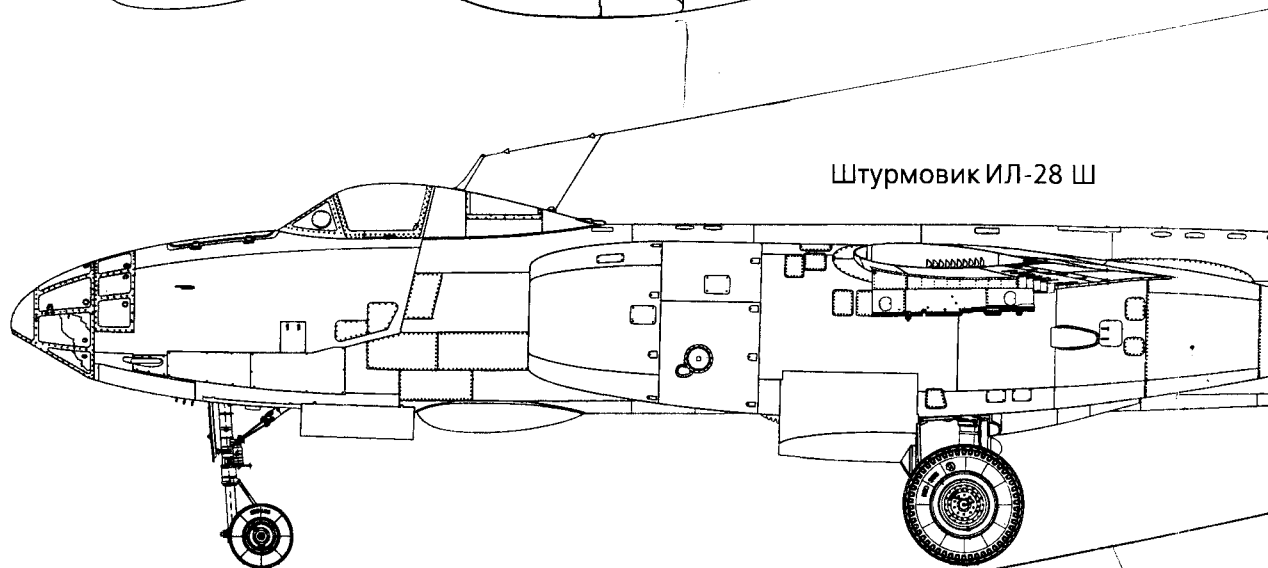
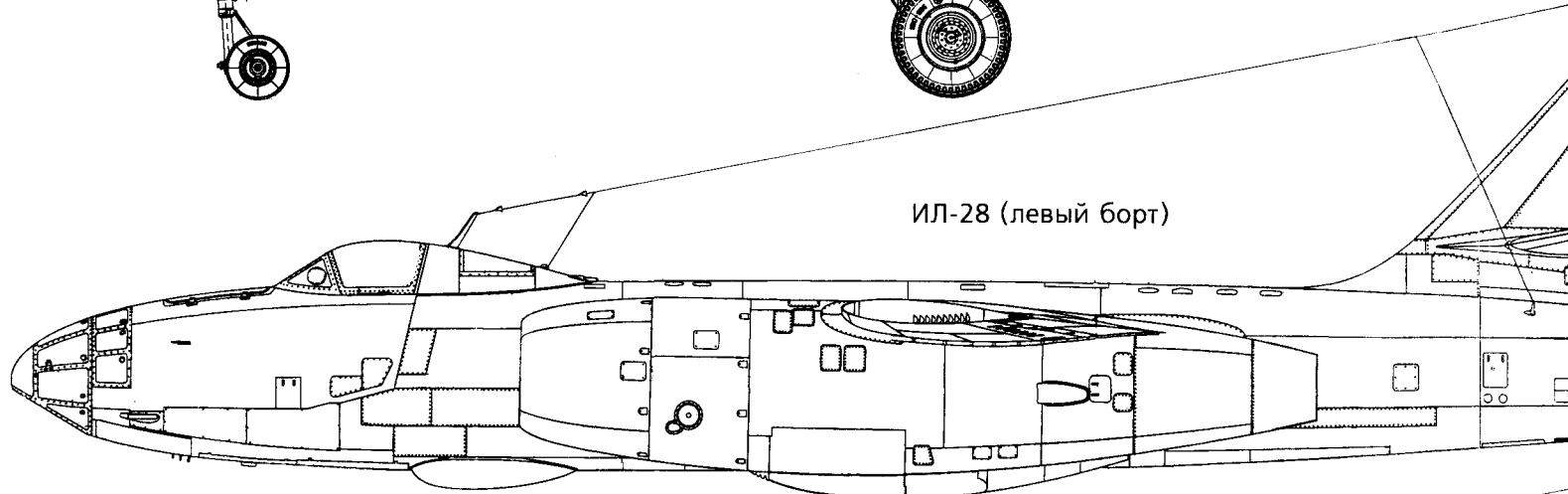
ББК 63.3 (2) 622.43 + 68.65 2) 13-1

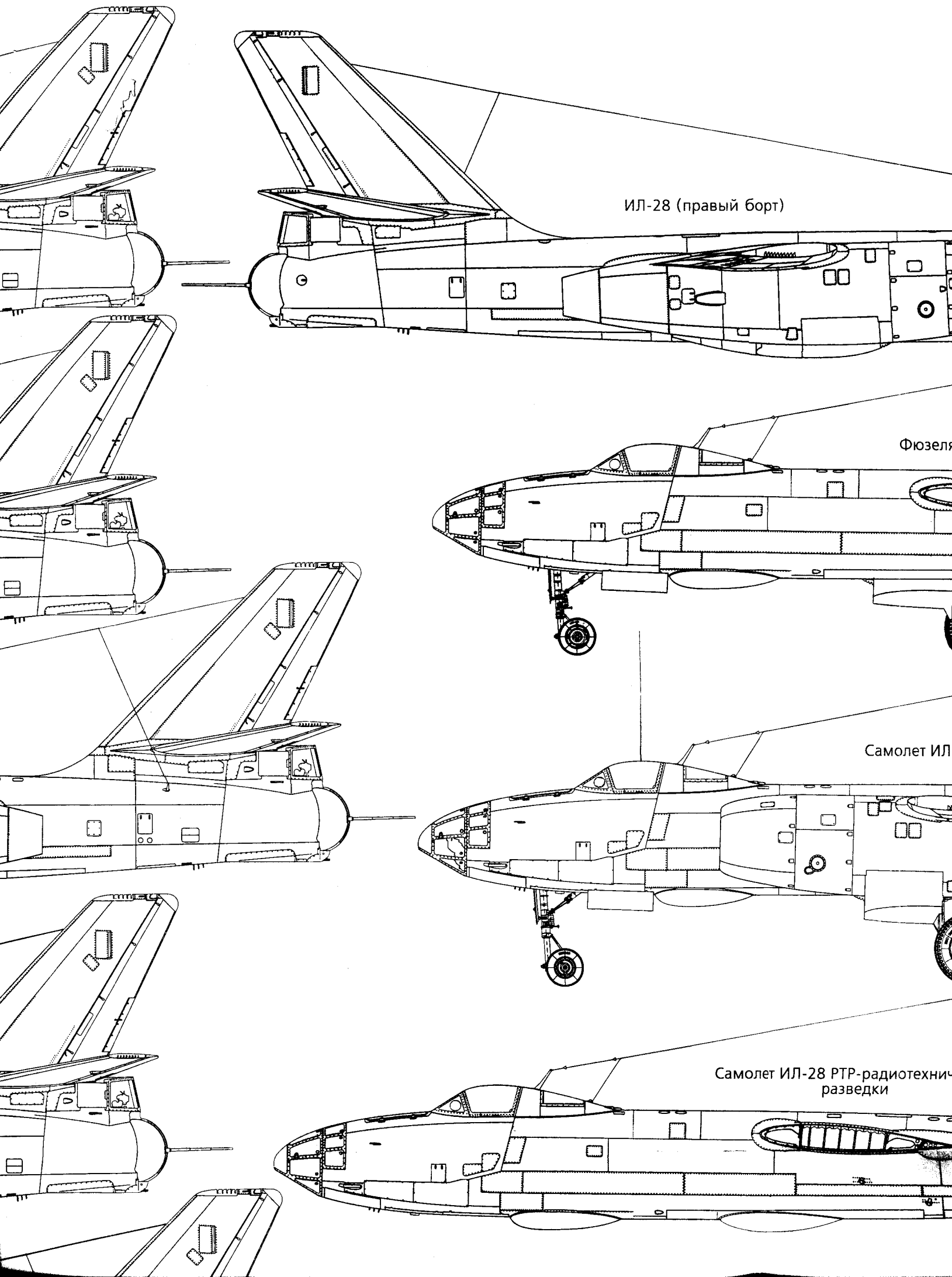
ISBN 966-8132-19-X

УДК 358.422 (47) (091)

Свои замечания, пожелания и предложения просьба высылать по адресу:
Украина, 69057, г. Запорожье, ул. Гагарина, 2, кв. 20, Мекердичану Л.П.
E-mail: notek@zaporozhye.net

© Чертежи по архивным материалам выполнены Мекердичаном Л. П.



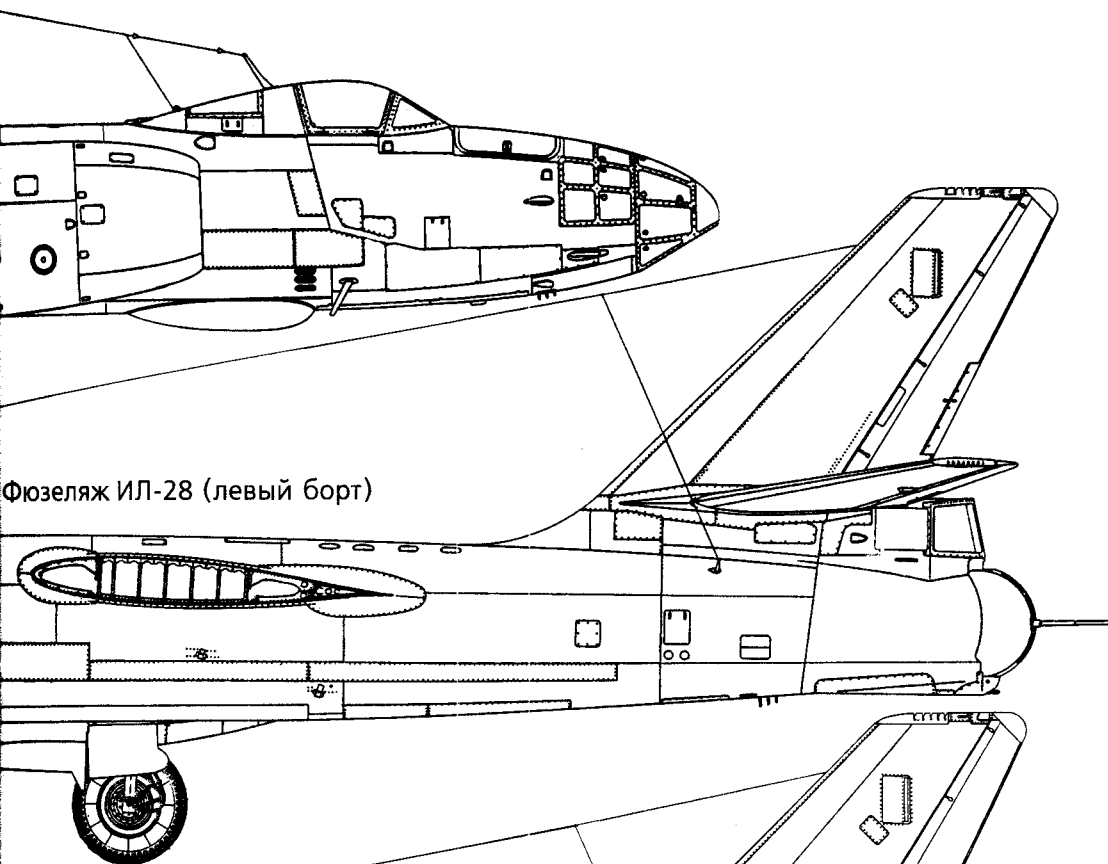


ИЛ-28 (правый борт)

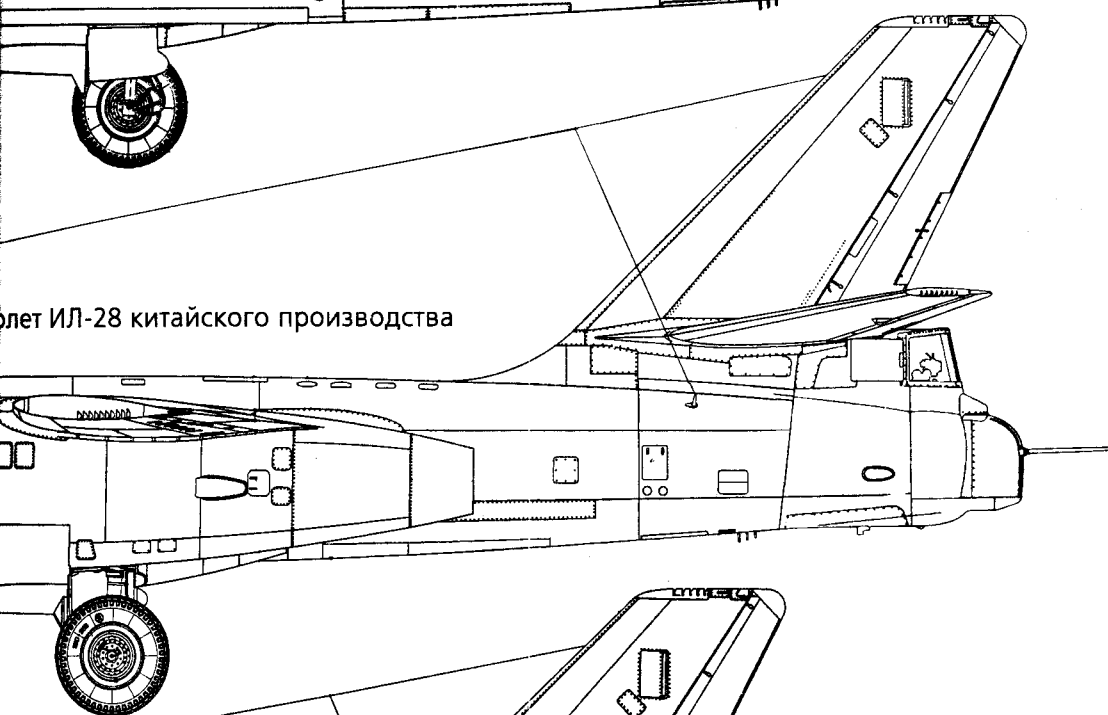
Фюзеляж

Самолет ИЛ-28

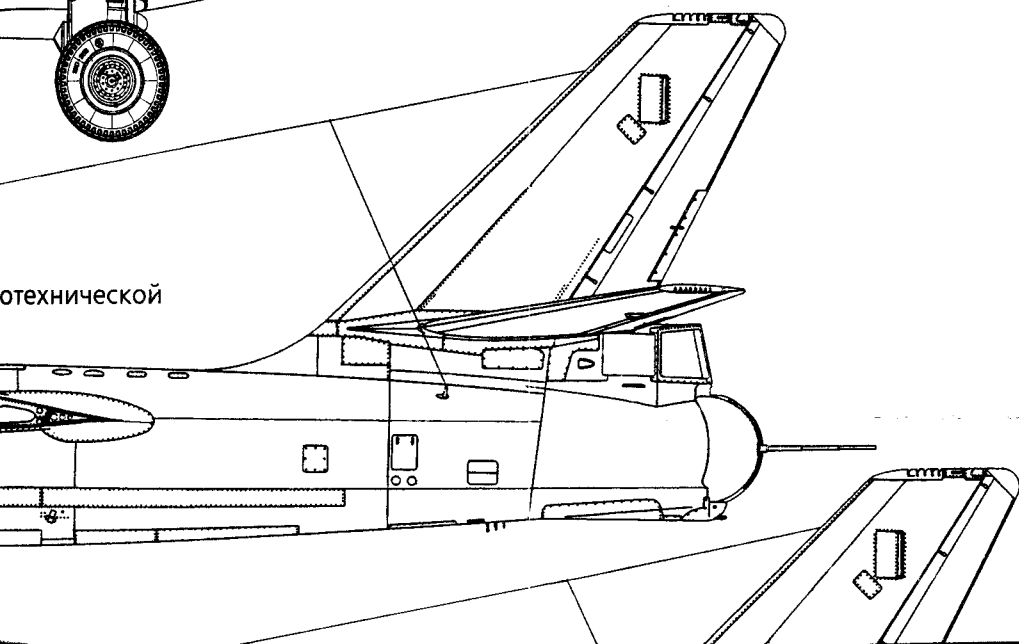
Самолет ИЛ-28 РТР-радиотехнической
разведки



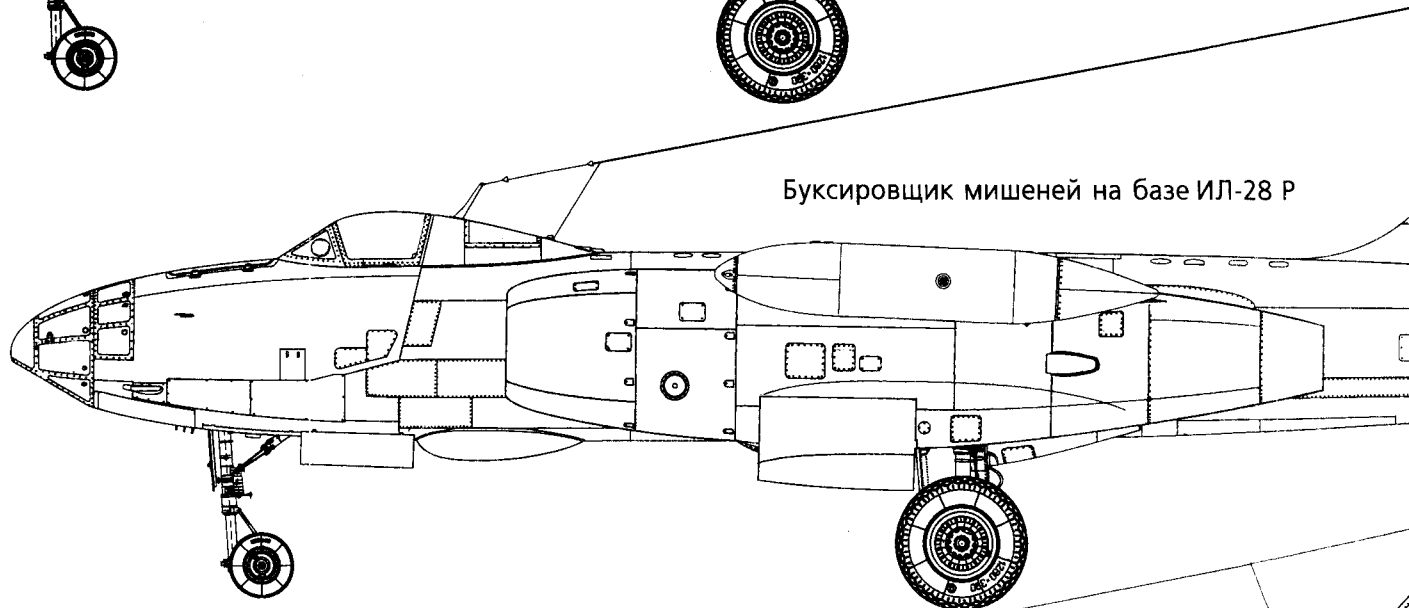
Фюзеляж ИЛ-28 (левый борт)



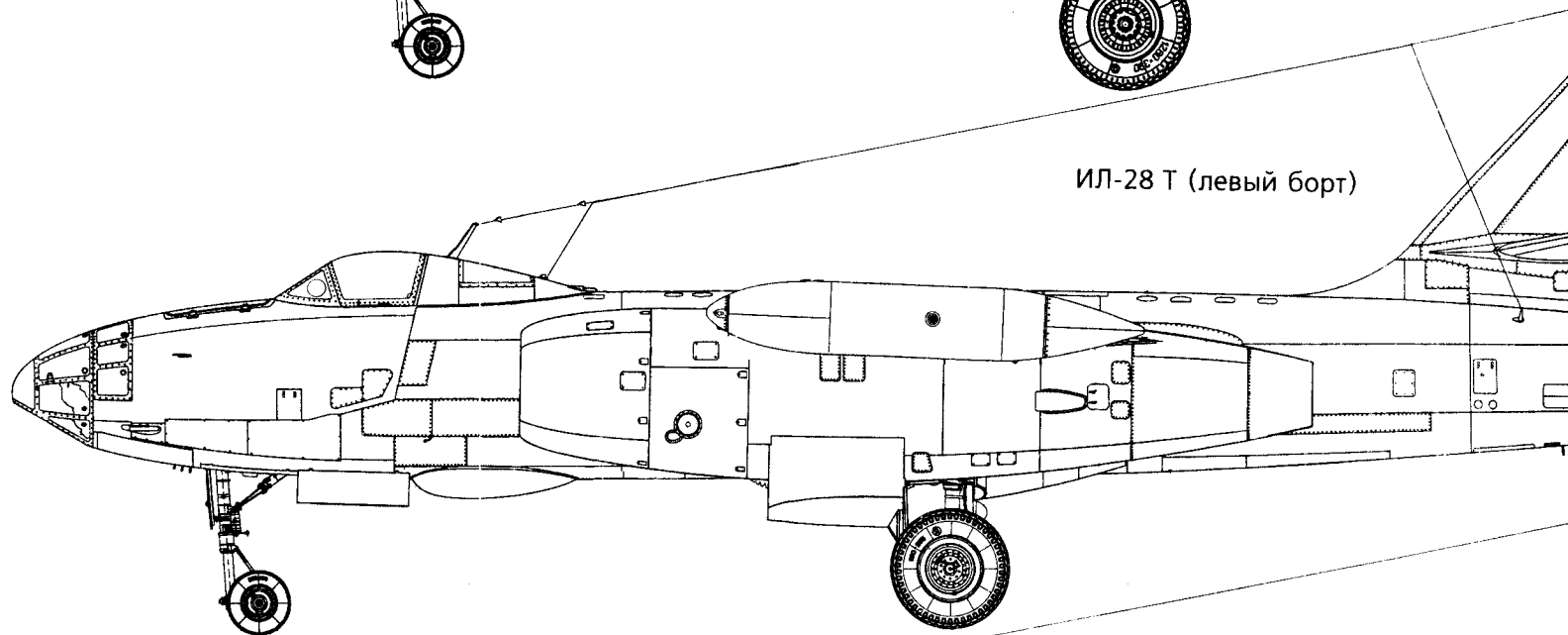
Фюзеляж ИЛ-28 китайского производства



Фюзеляж ИЛ-28 (левый борт)



Буксировщик мишеней на базе ИЛ-28 Р



ИЛ-28 Т (левый борт)

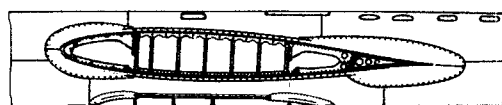


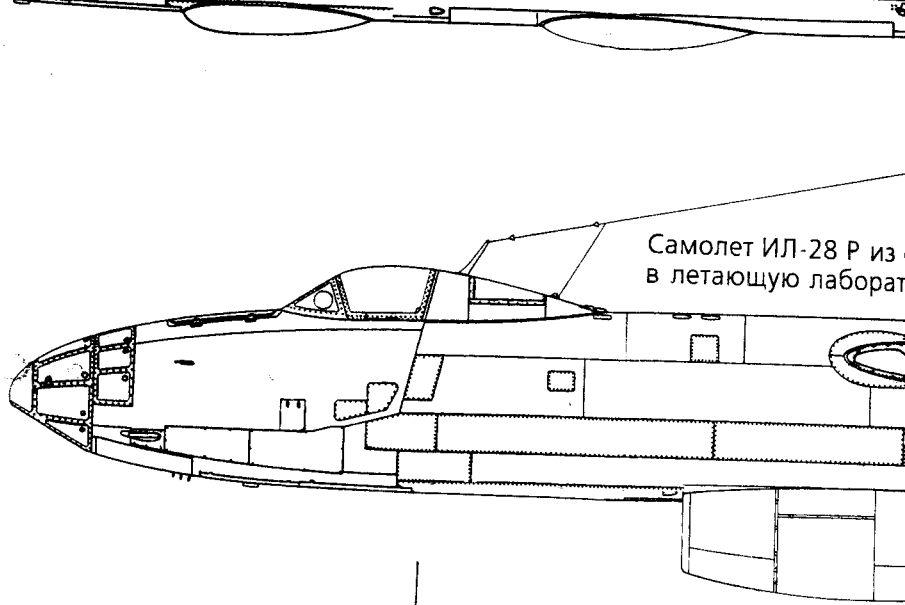
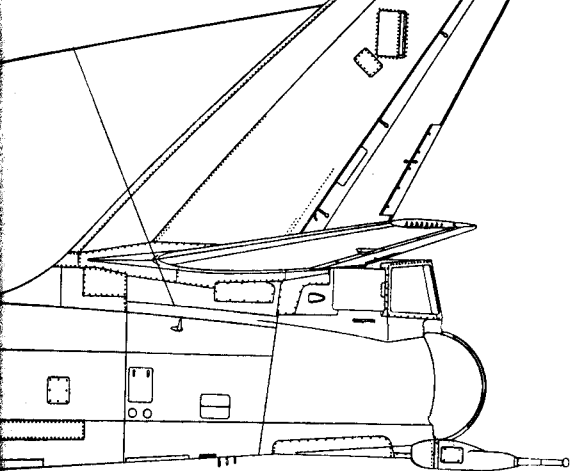
ИЛ-28 ЛЛ предназначенный для доводки
РЛС "Сокол" самолетов ЛА-200 Б и ЯК-120



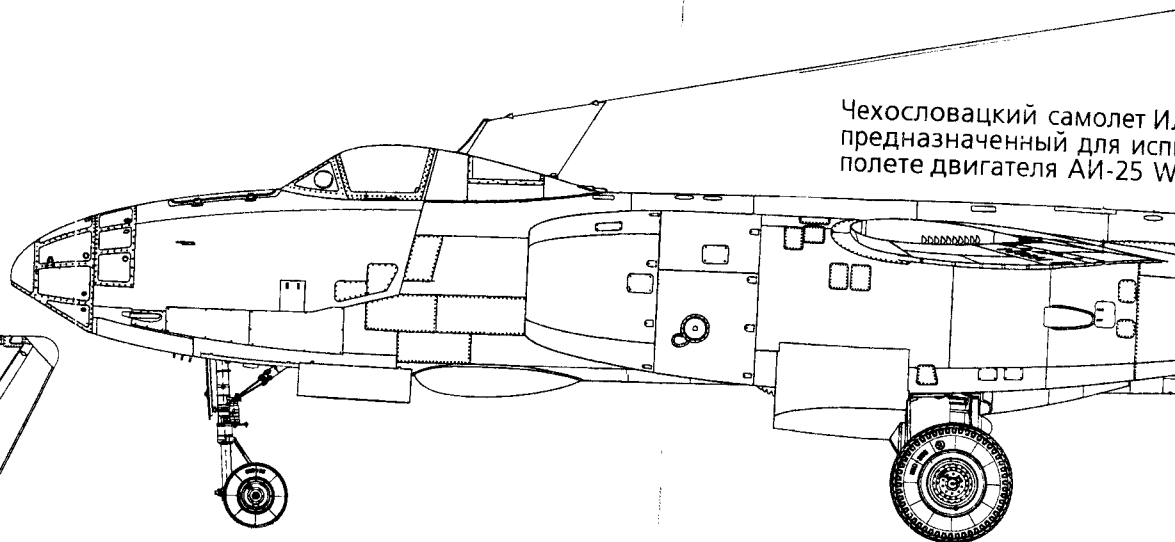
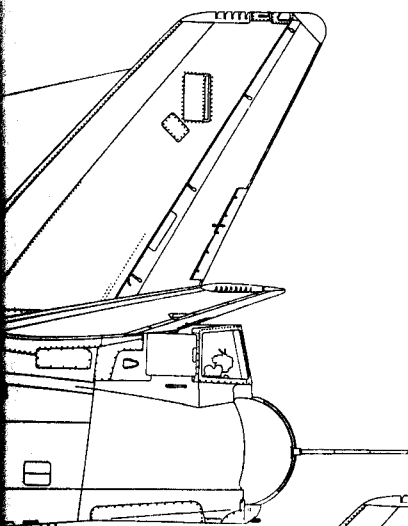
Учебный самолет ИЛ-28 У

Установка наружных балочных
держателей БД-4

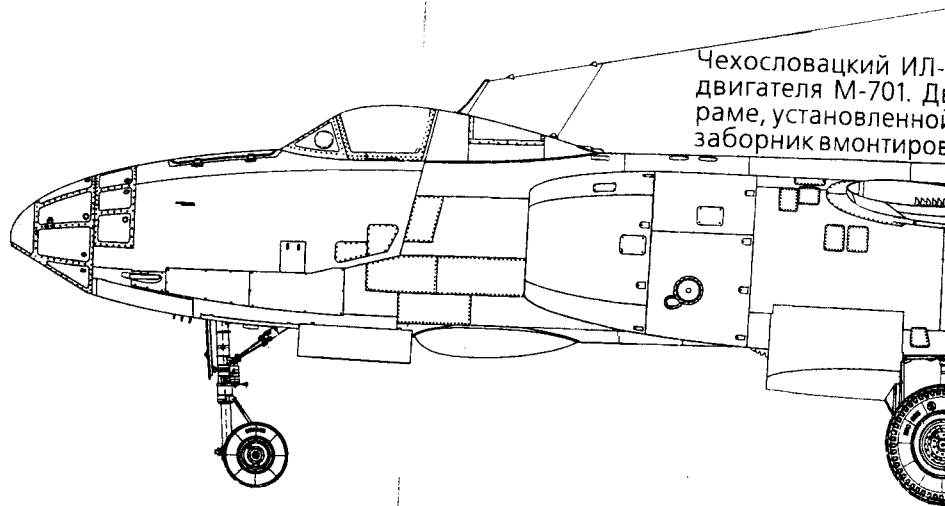
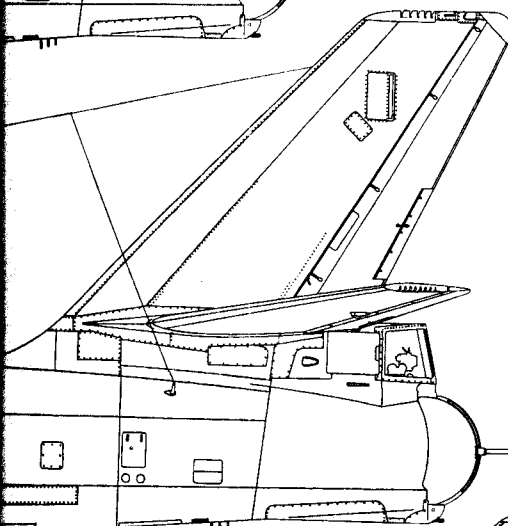




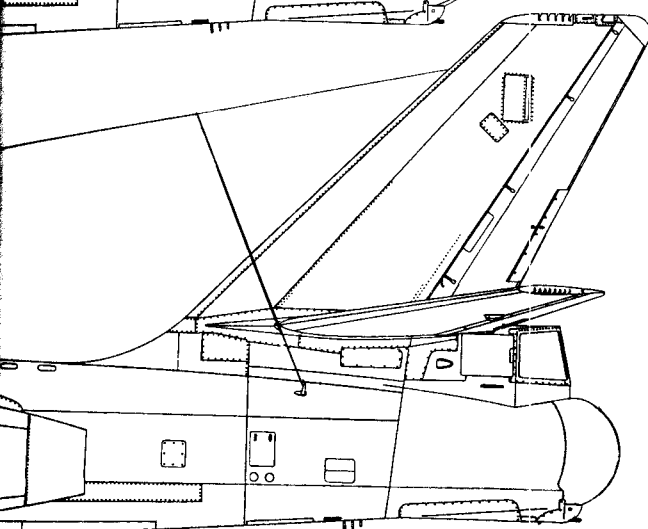
Самолет ИЛ-28 Р из
в летающую лаборат



Чехословацкий самолет И.
предназначенный для исп
полете двигателя АИ-25 W



Чехословацкий ИЛ-
двигателя М-701. Д
раме, установленной
заборник вмонтирован



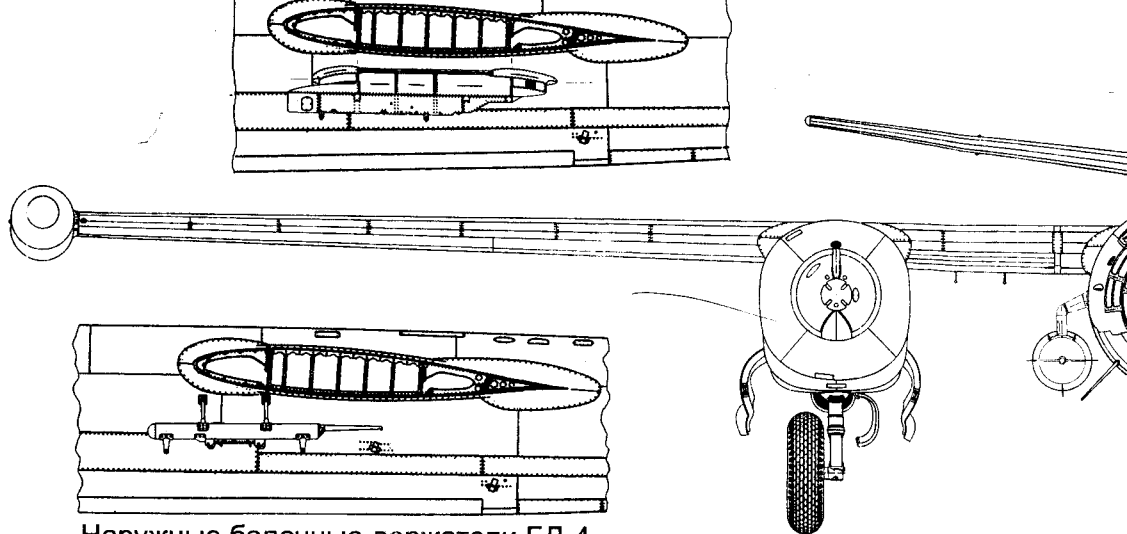
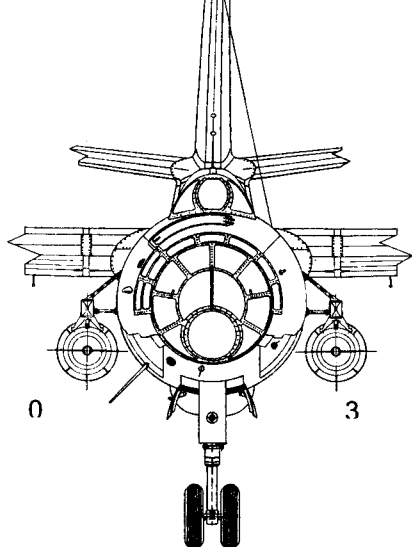
Летающая лаборатория ИЛ-28 ПП

лет ИЛ-28 Р из состава ВВС ГДР переоборудованный
ающую лабораторию для отработки ТРД (014)

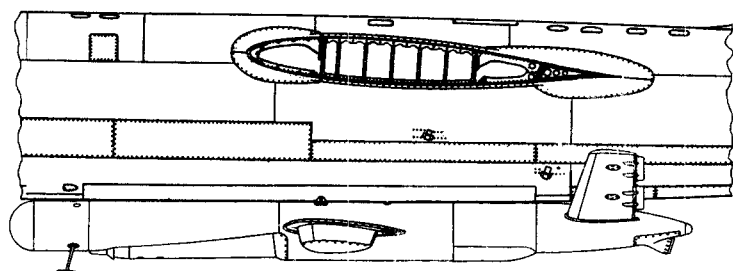
цкий самолет ИЛ-28 ЛЛ
ченый для испытаний в
игателя АИ-25 W

ехословацкий ИЛ-28 ЛЛ для испытания в полете
игателя М-701. Двигатель закреплен на силовой
ме, установленной вместо установки ИЛ-К6. Воздухо-
борник вмонтирован на месте стрелка.

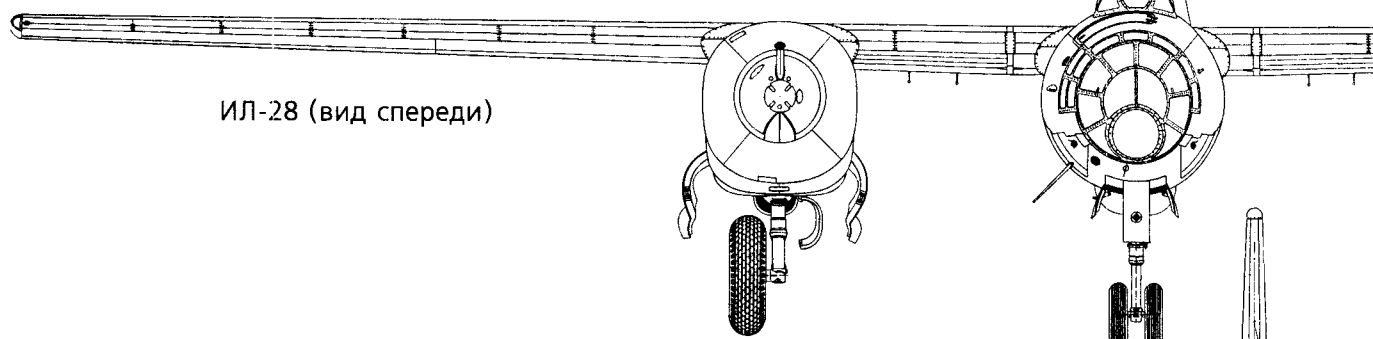
ЛЛ для



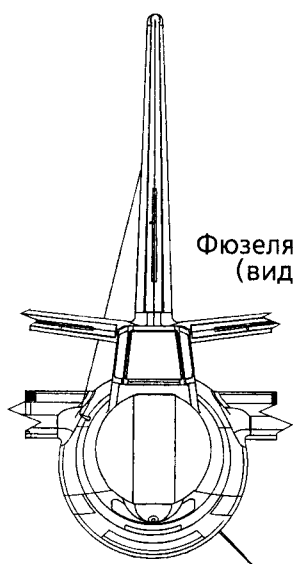
Наружные балочные держатели БД-4



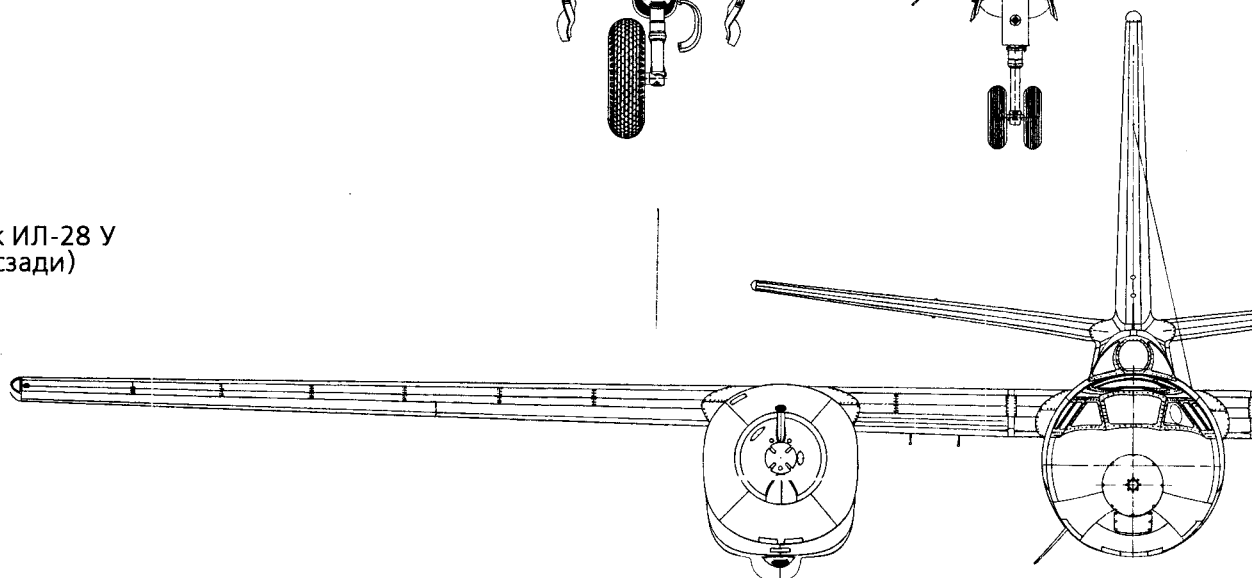
Подвеска РАМТ-1400 под фюзеляжем Ил-28

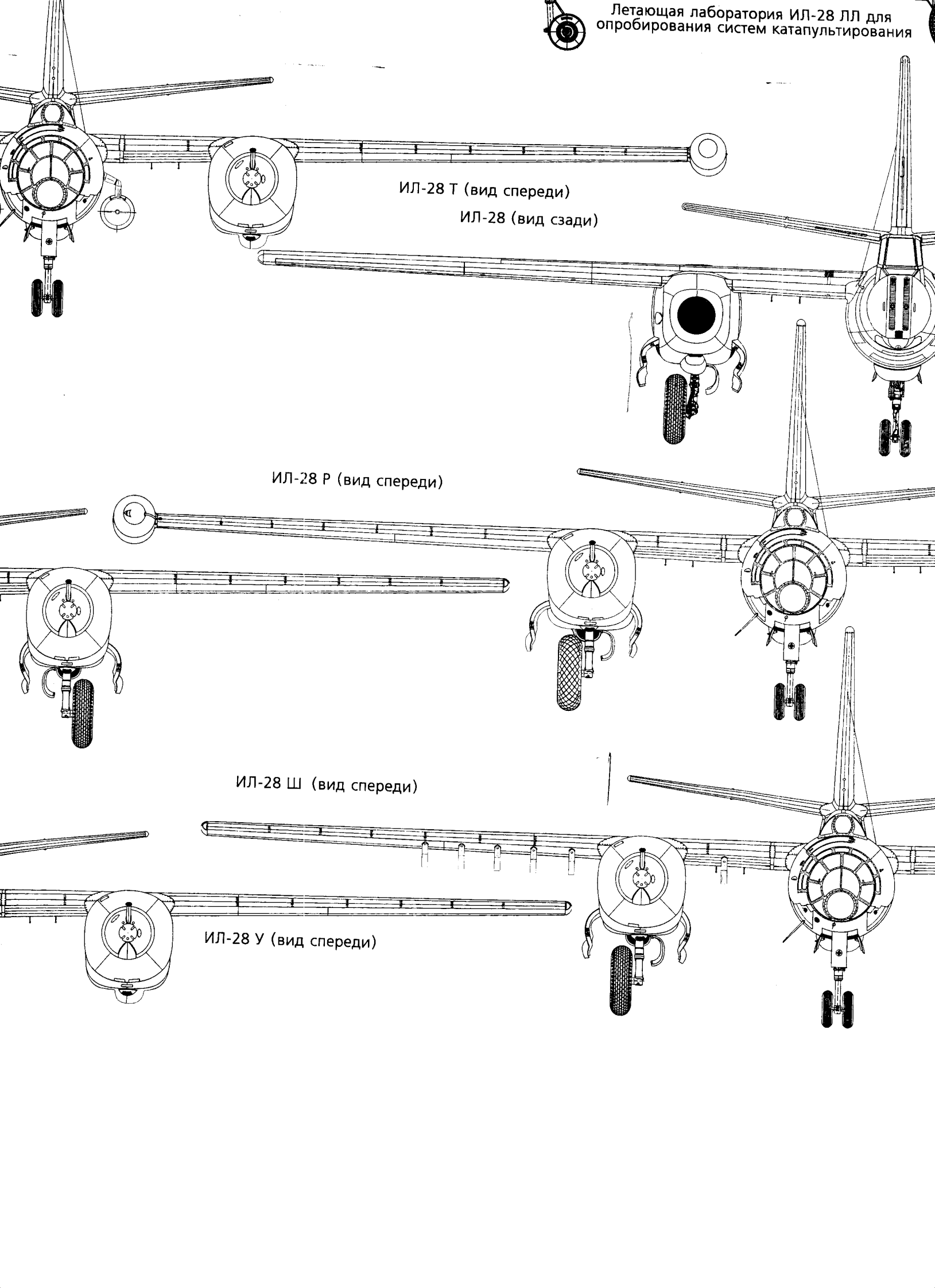


ИЛ-28 (вид спереди)



Фюзеляж ИЛ-28 У
(вид сзади)





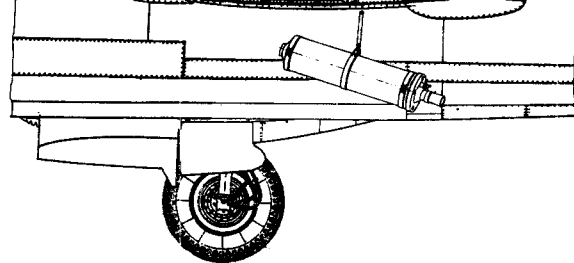
ИЛ-28 Т (вид спереди)

ИЛ-28 (вид сзади)

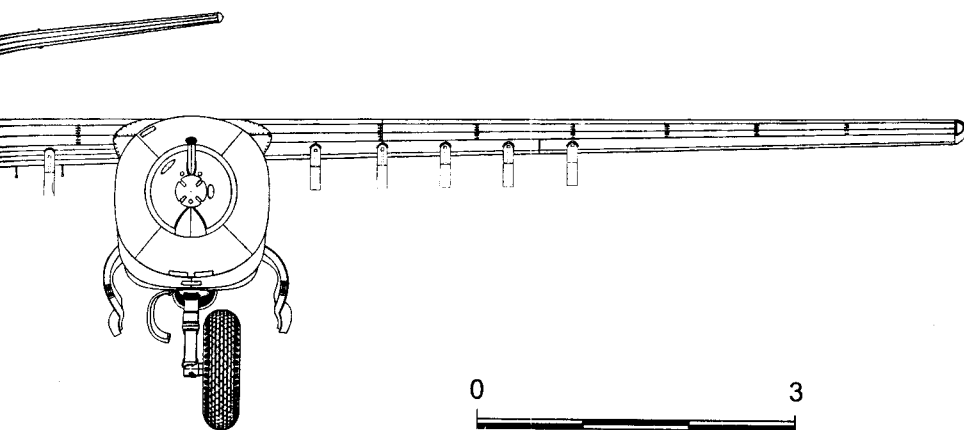
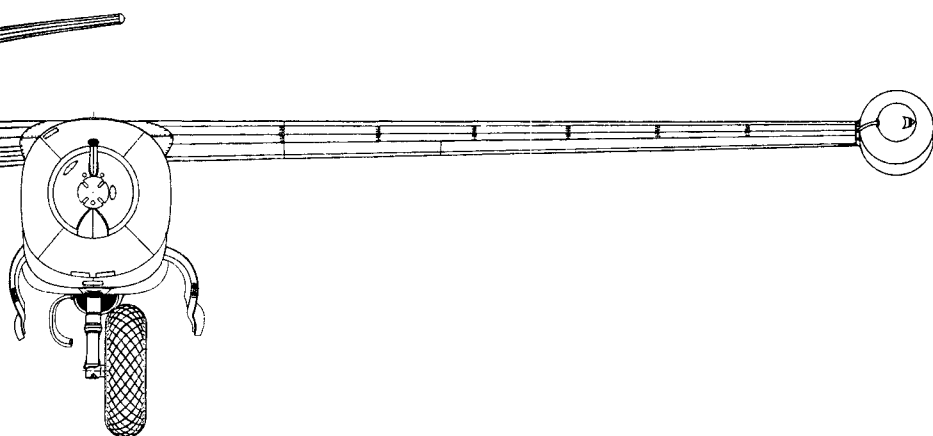
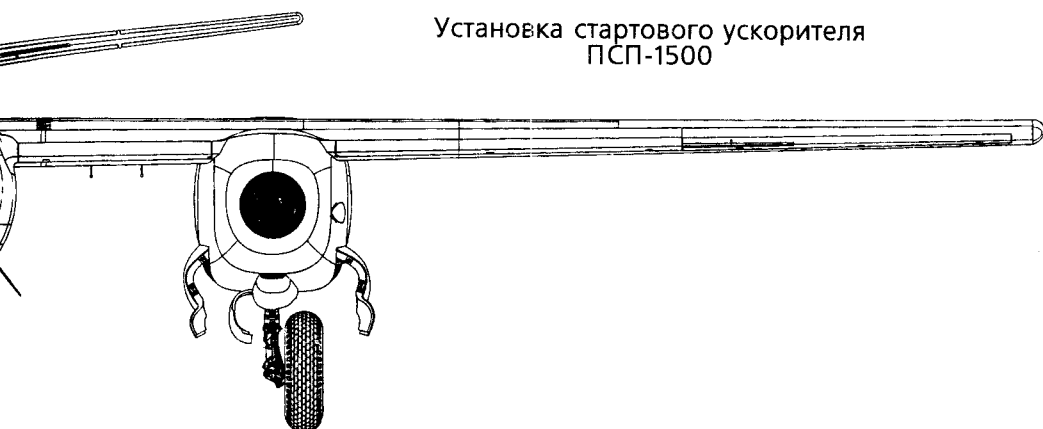
ИЛ-28 Р (вид спереди)

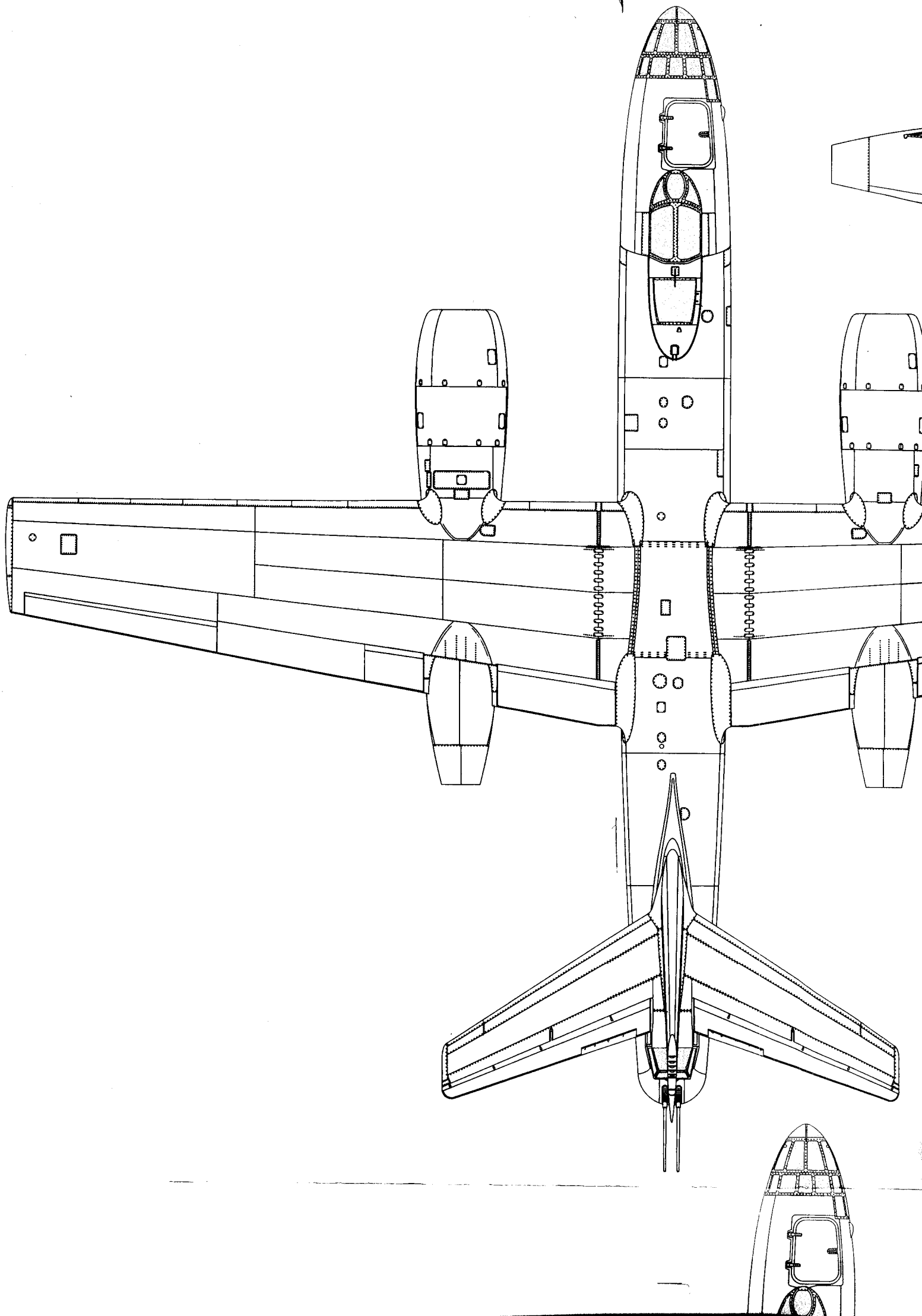
ИЛ-28 Ш (вид спереди)

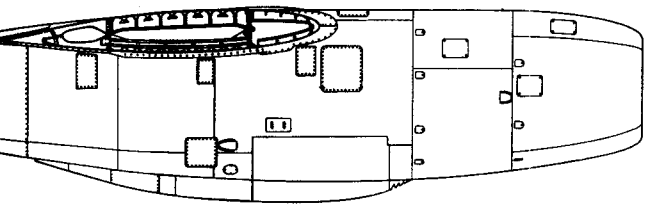
ИЛ-28 У (вид спереди)



Установка стартового ускорителя
ПСП-1500

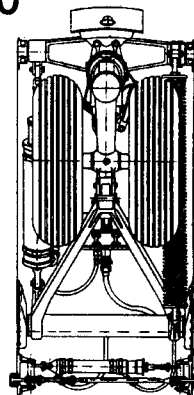




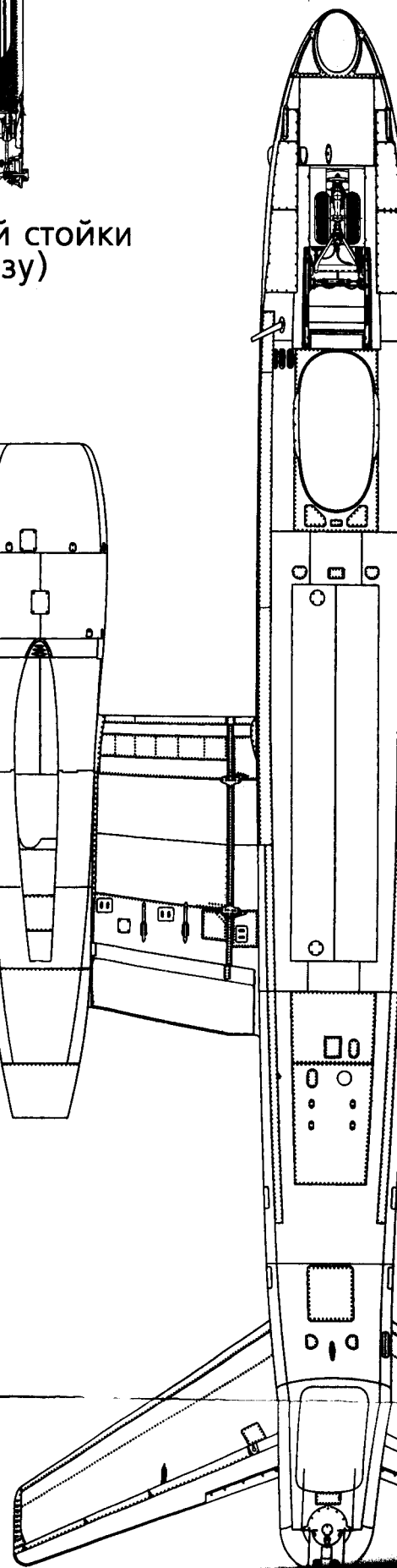
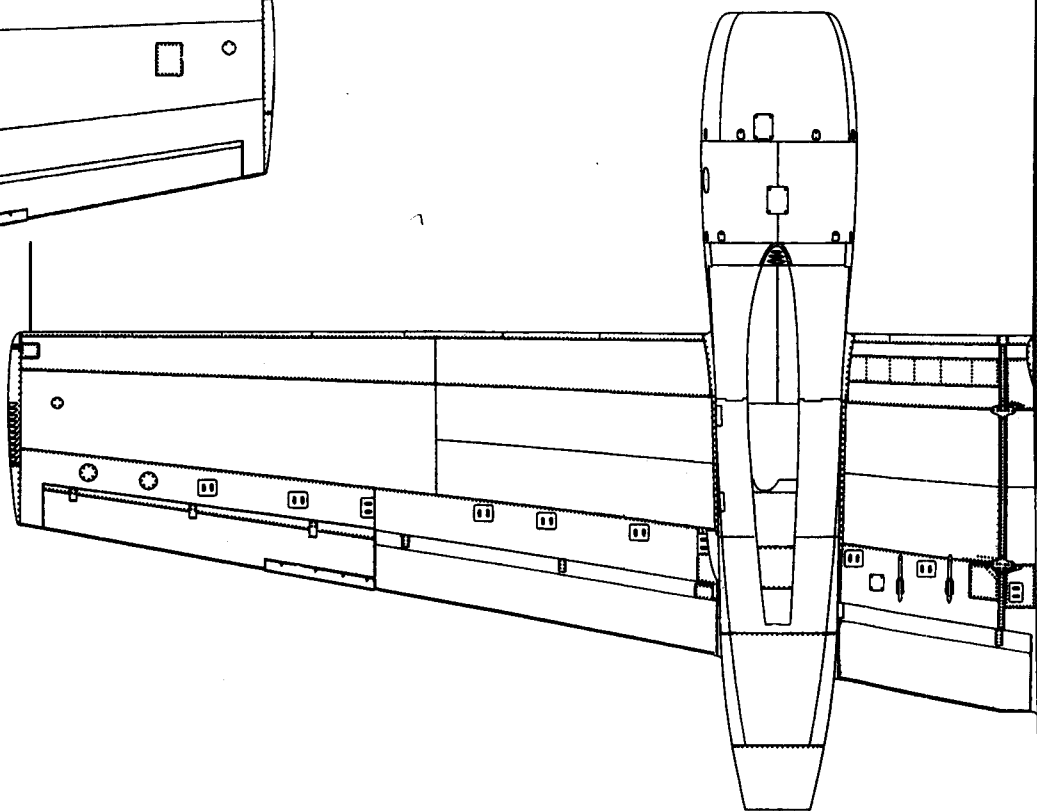
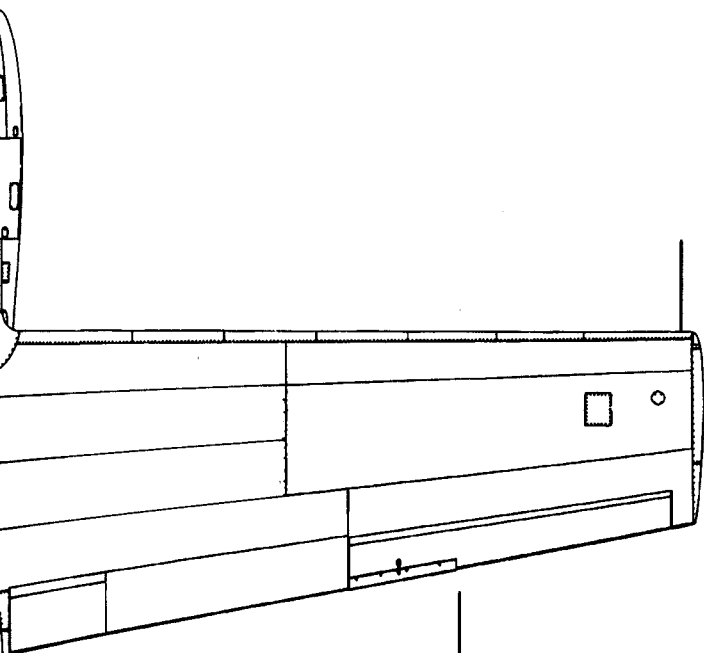


Мотогондола ИЛ-28
(вид со стороны фюзеляжа)

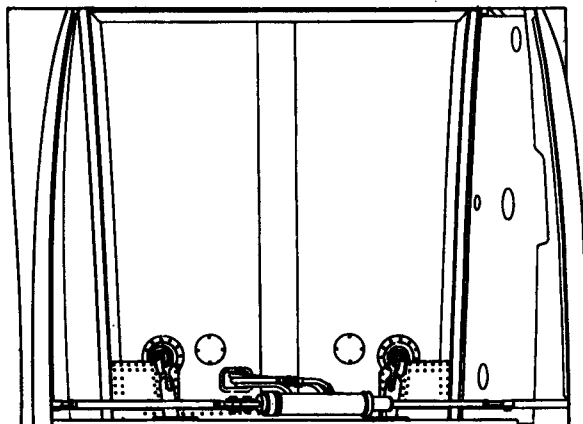
М 1:40



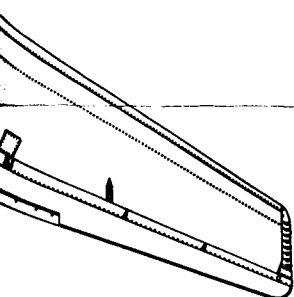
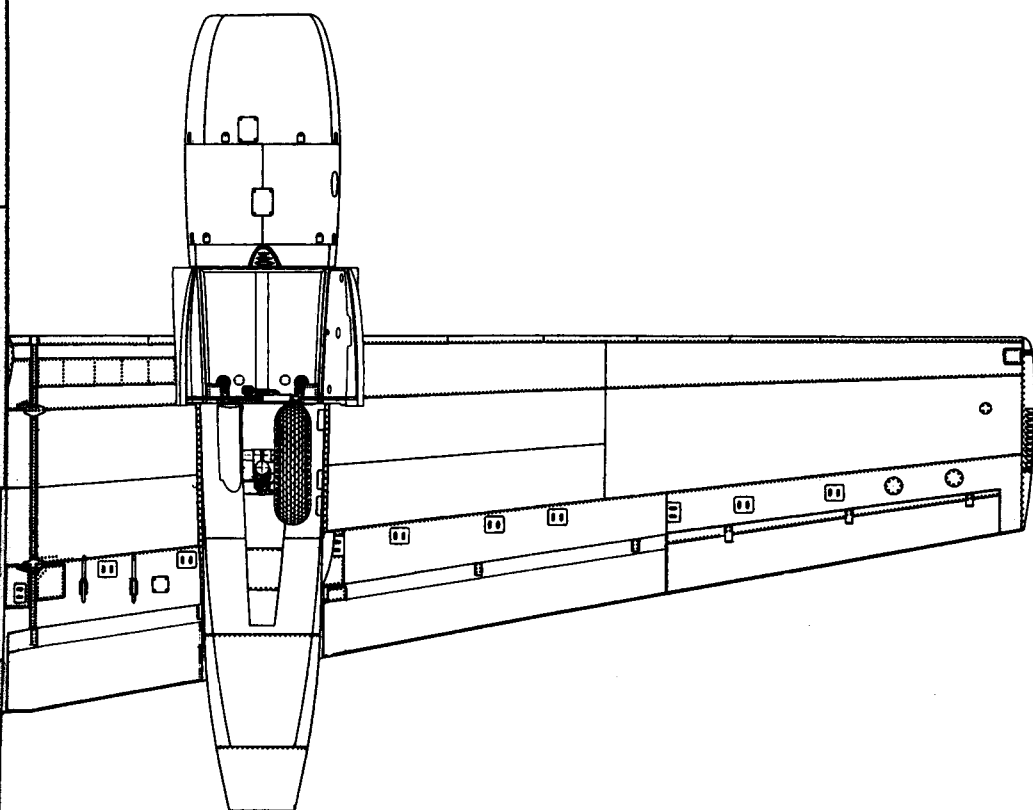
Ниша носовой стойки
(вид снизу)

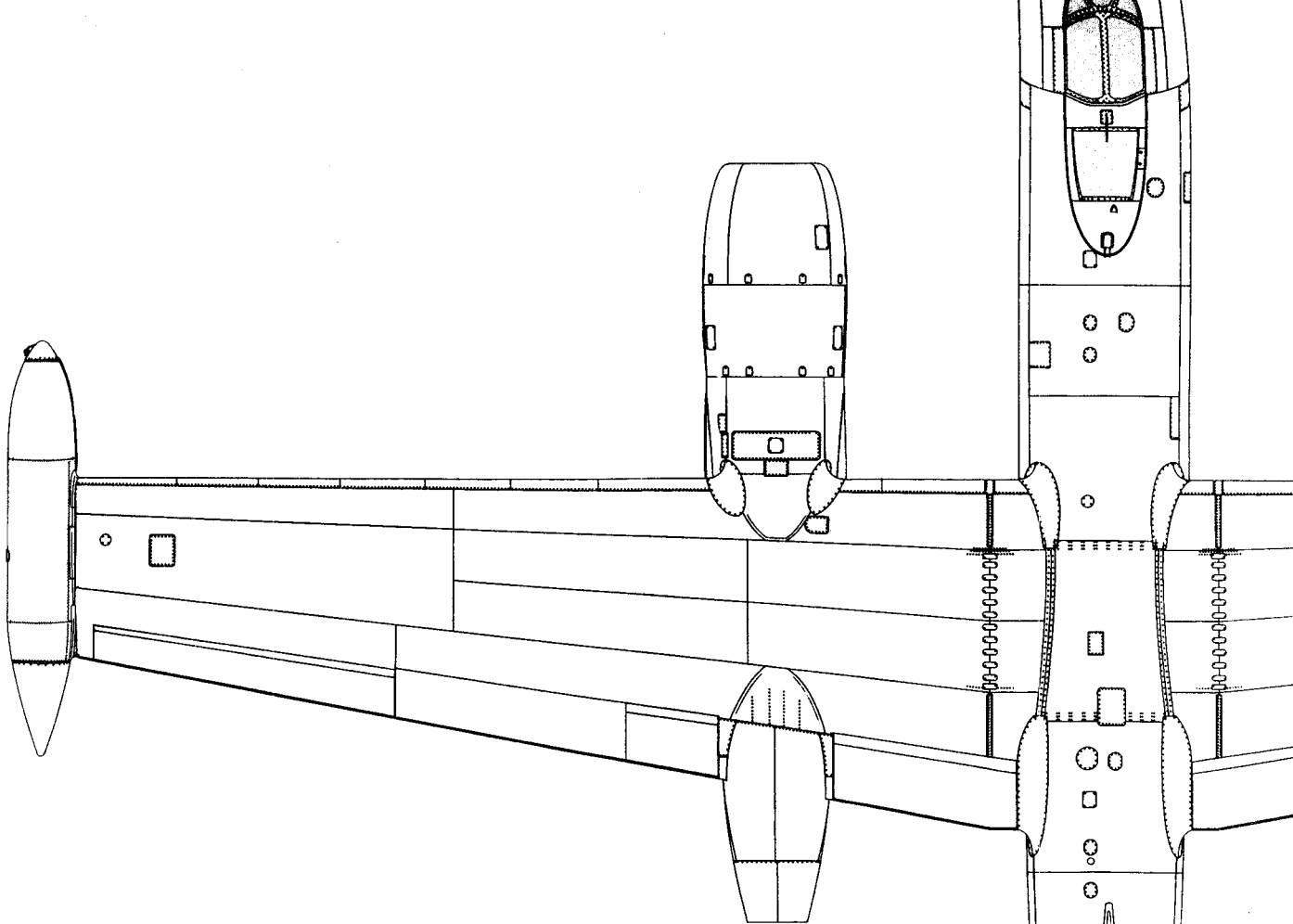


М 1:40

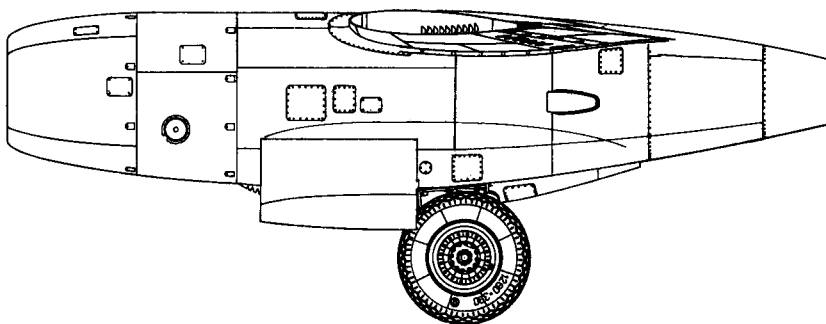


Ниша колеса
основной стойки
(вид снизу)

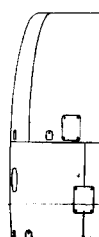
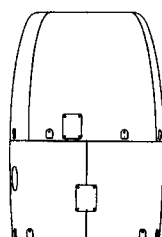
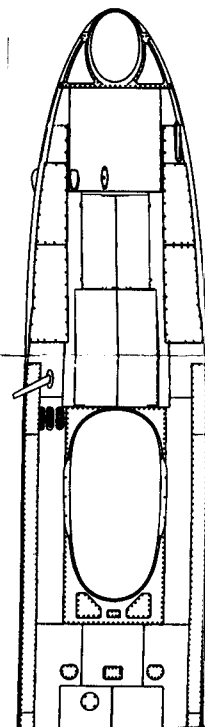
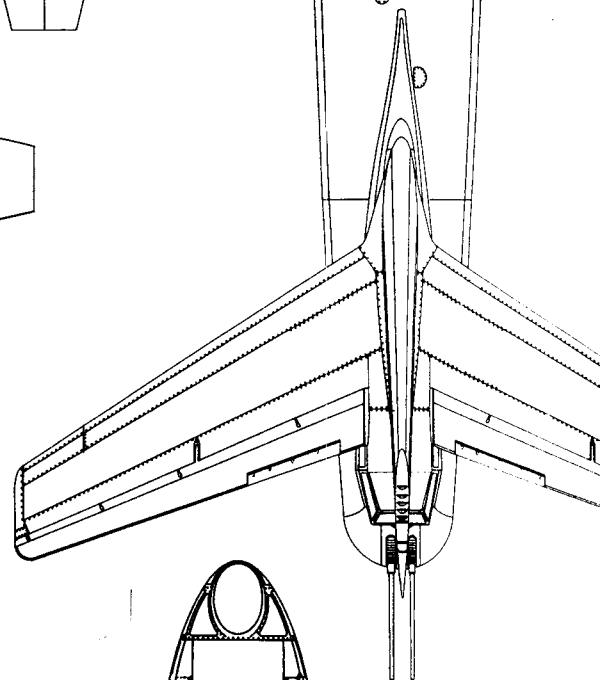
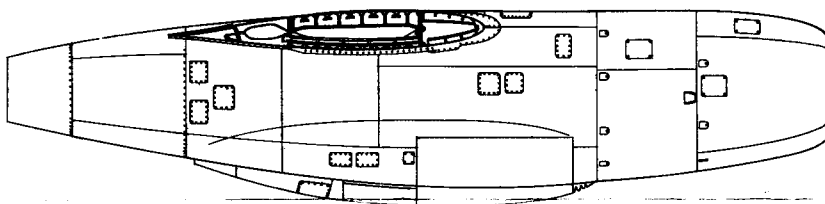


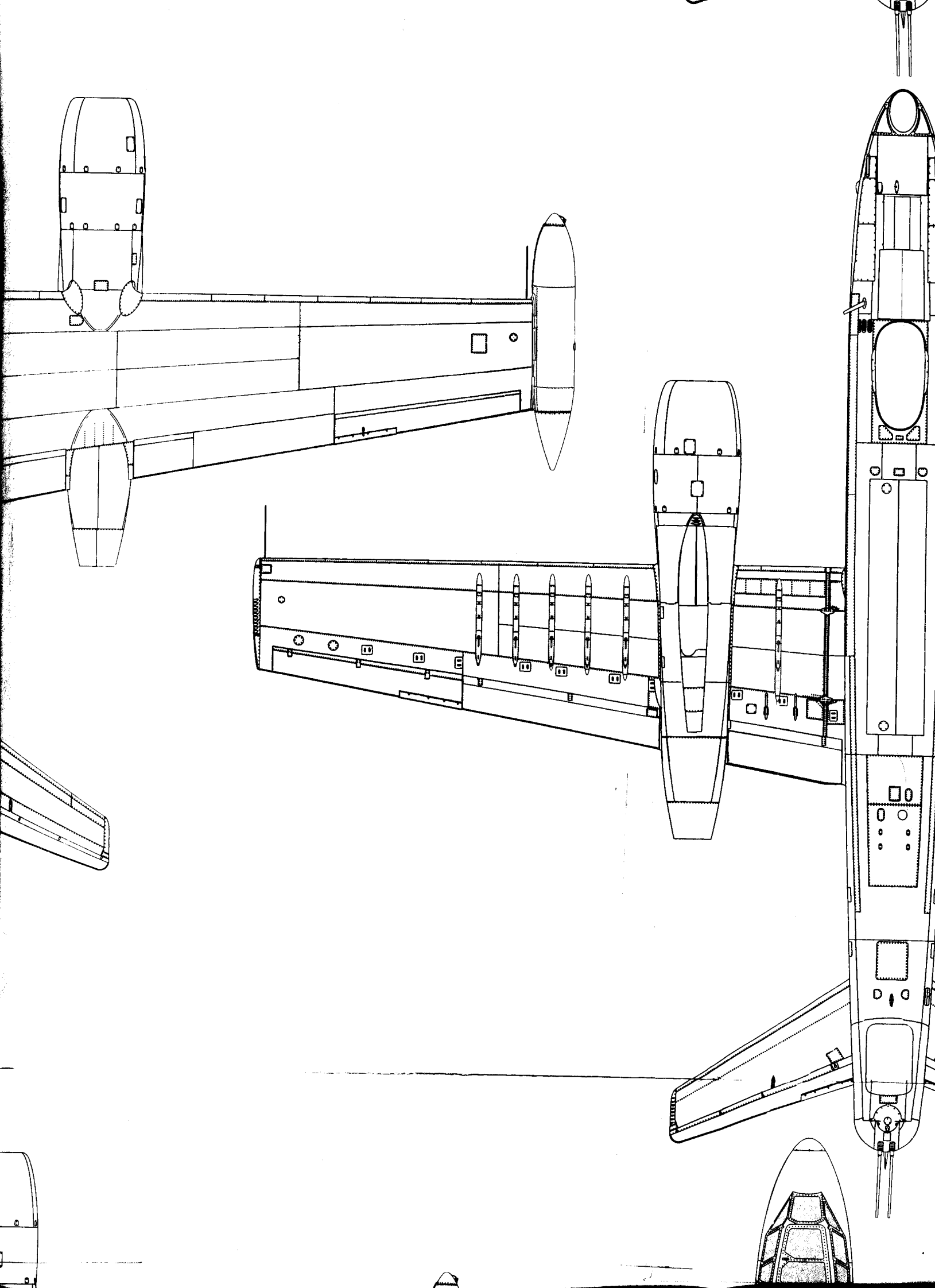


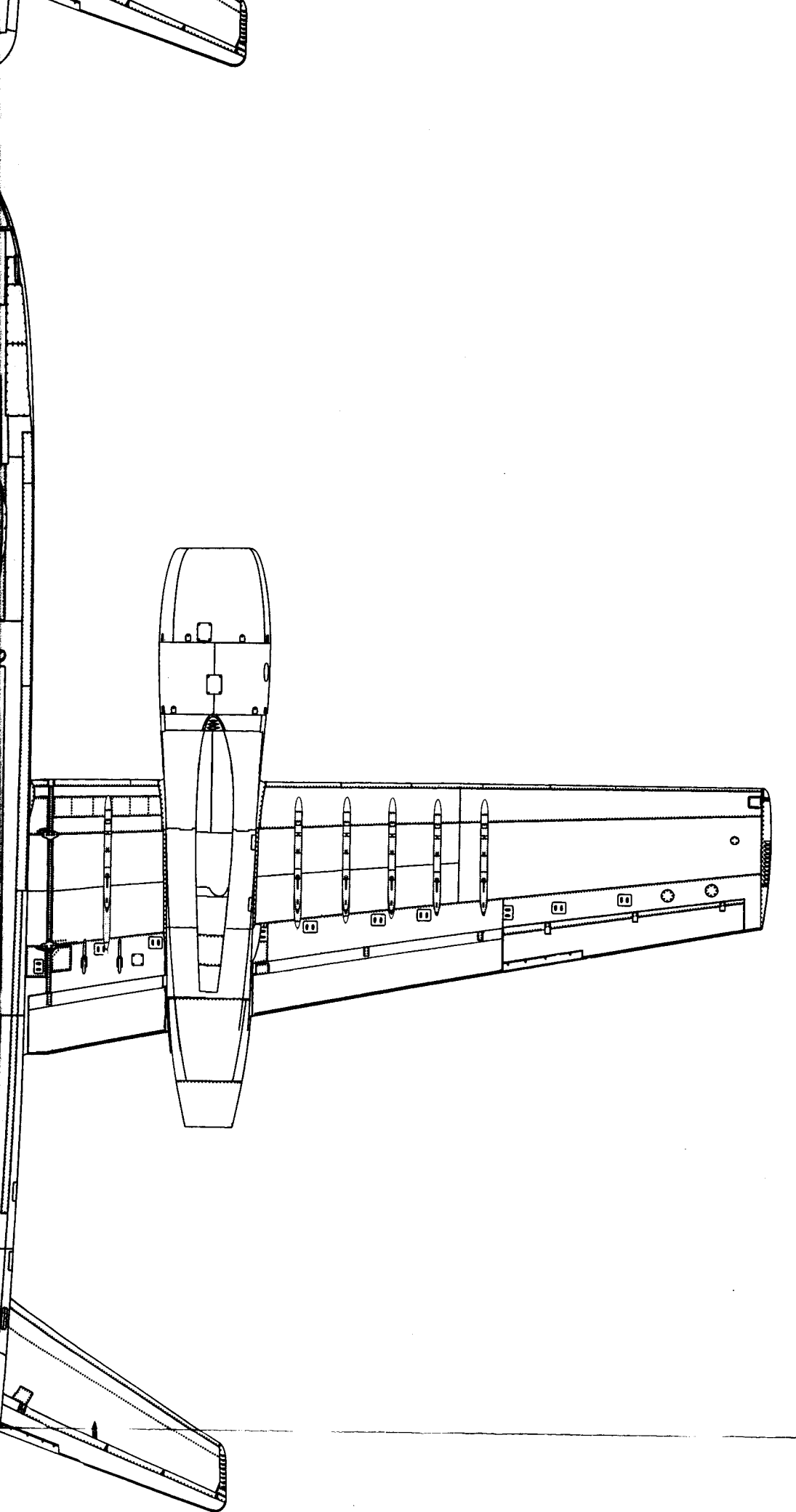
(вид снаружи)

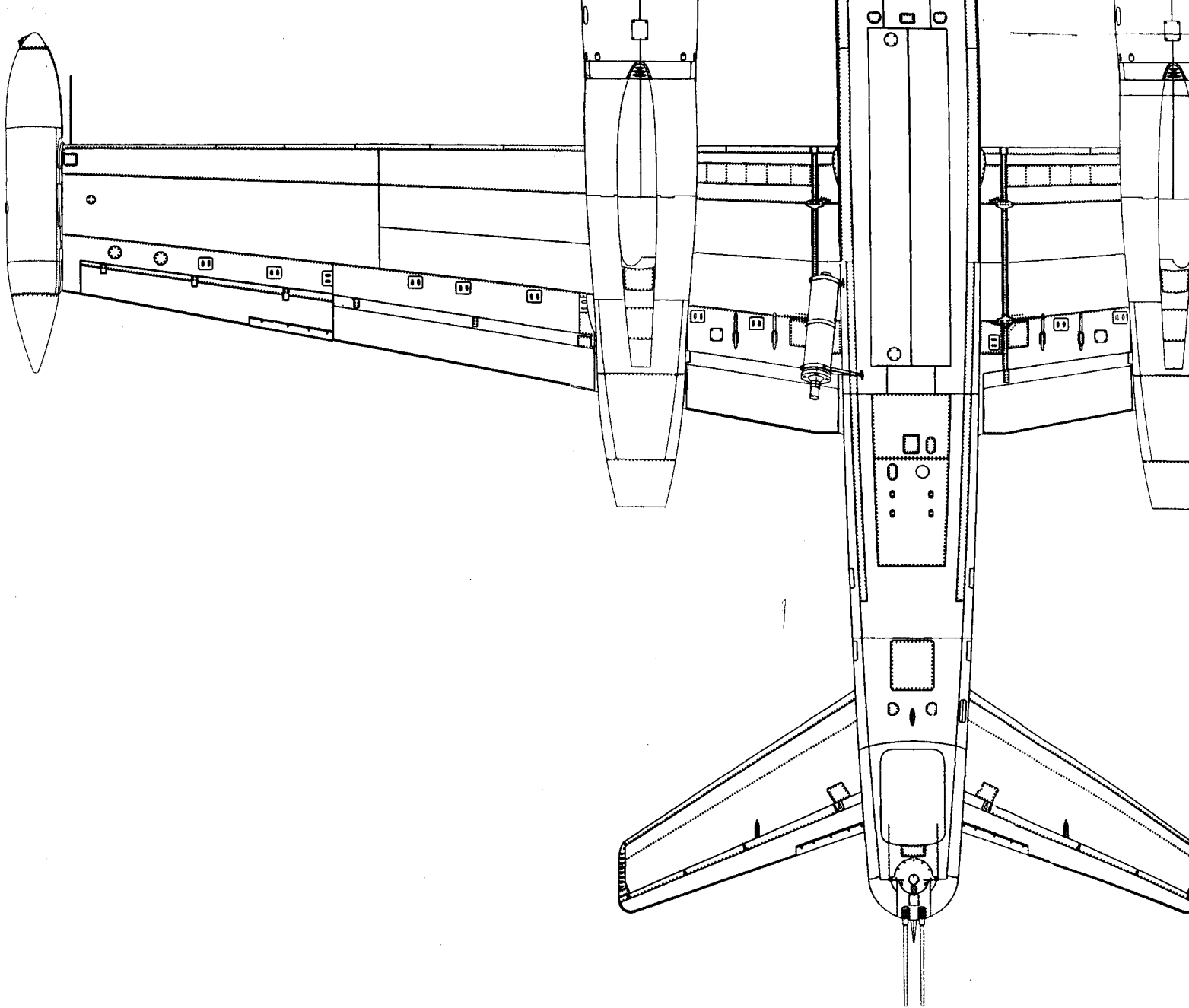


Моторгондола ИЛ-28 Р
(вид со стороны фюзеляжа)

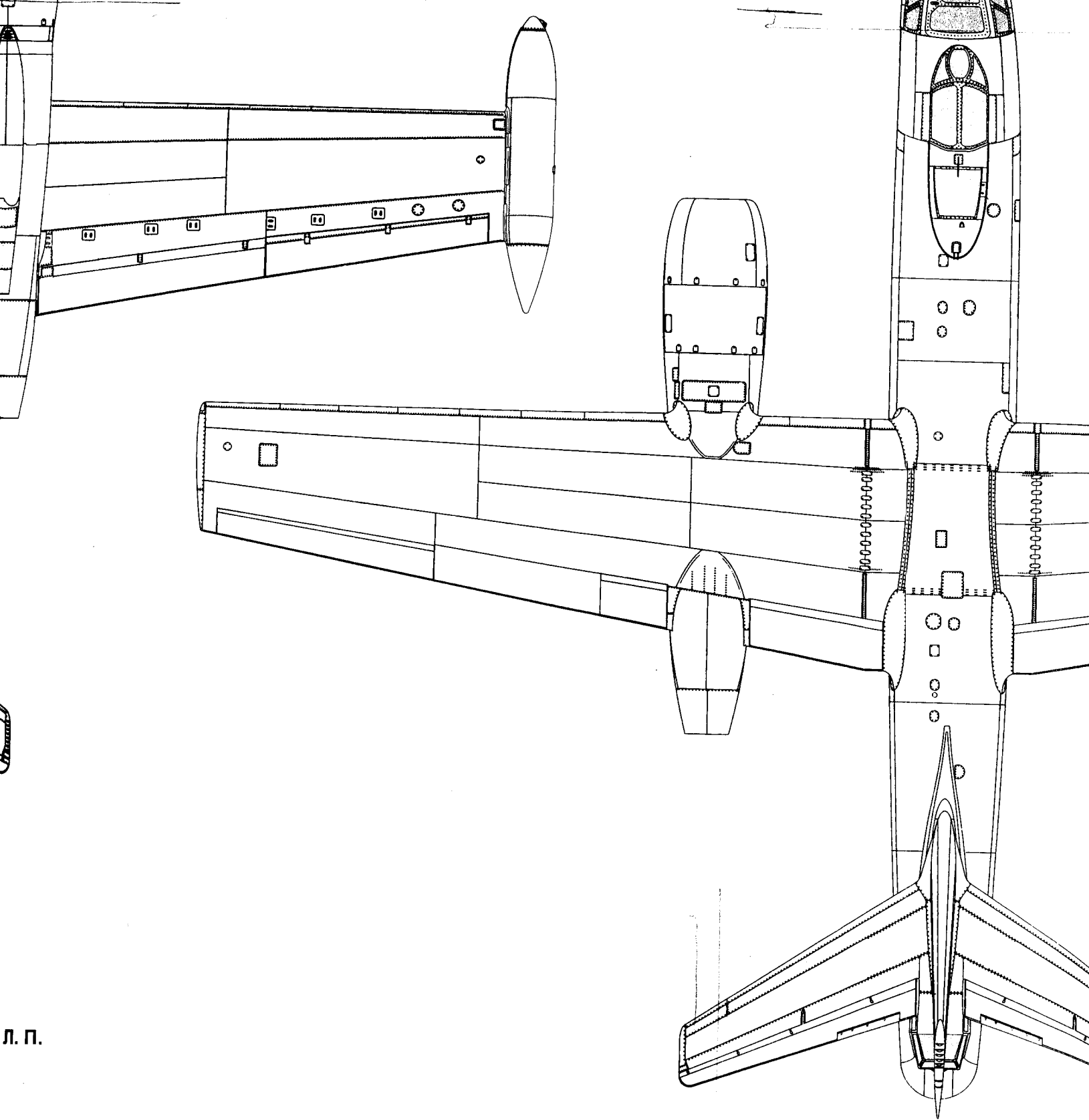








© Чертежи по архивным материалам выполнены Мекердичаном



Л. П.

