

✓с-1+

САМОЛЕТ
Ла-9

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ

ОБОРОНГИЗ
1947

УПРАВЛЕНИЕ ГЛАВНОКОМАНДУЮЩЕГО ВВС
ВООРУЖЕННЫХ СИЛ СССР

Самолет Ла-9

УКАЗАНИЕ № 580

Главного инженера ВВС ВС СССР

15 января 1947 г.

О ВВЕДЕНИИ В ДЕЙСТВИЕ
КРАТКОГО ОПИСАНИЯ КОНСТРУКЦИИ
САМОЛЕТА Ла-9

Настоящее краткое описание конструкции самолета Ла-9
принять к руководству в строевых частях ВВС ВС

Зам. главного инженера ВВС ВС СССР
генерал-лейтенант ИАС *Агеев*

Начальник УТЭ ВВС ВС СССР
генерал-лейтенант ИАС *Бондаренко*

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>		<i>Стр.</i>
Общие сведения	5	Управление мотором	49
Глава I		Бензосистема	53
Планер самолета		Масляная система	54
Фюзеляж	8	Патрубки мотора	57
Лафет	10	Капот мотора	60
Фонарь	11	Глава V	
Центроплан	14	Оборудование	
Консоли крыла	17	Приборное оборудование	61
Посадочные щитки	19	Электрооборудование	63
Элерон	—	Радиооборудование	—
Оперение	—	Агрегаты электрооборудования . .	64
Управление самолетом	23	Радиополукомпас с отметчиком	
Управление триммерами	27	РПКО-10М	66
Глава II		Антенное устройство	67
Регулировочные данные		Аппарат СЧ-3М	—
Установка самолета в линию полета	28	Металлизация	68
Нивелировочные данные крыла . .	29	Кислородное оборудование	—
Регулировка элеронов	30	Сиденье пилота и прочее оборудо-	
Регулировка щитков	32	вание	—
Нивелировочные данные стабили-		Глава VI	
затора	—	Пушечное вооружение самолета	
Регулировка руля высоты	33	Установка пушек и прицела	70
Регулировка руля направления . .	—	Крепление пушек	73
Регулировка триммеров	34	Агрегаты питания пушек и отвода	
Глава III		звеньев и гильз	—
Взлетно-посадочные устройства		Пневмосистема перезаряжания и	
Амортизационная стойка шасси . .	35	управления огнем	76
Хвостовое колесо	39	Переключатель пушек	77
Подъемники шасси и хвостового ко-		Привод от синхронизатора к отрыв-	
леса	40	ному механизму пушки	78
Амортизационная стойка хвостового		Управление огнем при стрельбе . .	—
колеса	—	Подготовка пушек к стрельбе . . .	79
Гидросистема	—	Проверка момента выстрела относи-	
Глава IV		тельно лопастей винта и регули-	
Винтомоторная группа		ровка синхронного привода . . .	—
Мотор АШ-82ФН	48	Снаряжение боеприпасами и заря-	
ВИШ 105В-4	49	жание пушек	81
Моторная рама	—	Стрельба в воздухе	82
		Разряжение пушек	83
		Пристрелка пушек на самолете . .	—
		Порядок пристрелки	—

Редактор *Л. М. Согалов.*

Техн. ред. *И. М. Зудакин.*

Г80354. Подп. к печати 9/IV 1947 г. Печ. л. 5¹/₄+9 вкл. Уч.-изд. л. 9,9.
 Тип. зн. в печ. л. 52 600. Формат 70×108¹/₁₆. Бесплатно. Зак. 3006/8752.

Типография Оборонгиза.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Цельнометаллический одноместный истребитель конструкции Героя социалистического труда и лауреата Сталинской премии С. А. Лавочкина самолет Ла-9 с мотором воздушного охлаждения АШ-82ФН представляет собой модификацию самолета Ла-7 (фиг. 1 и 2).

Конструкция Ла-9 имеет следующие отличия по сравнению с самолетом Ла-7:

1. Отсутствие деревянных элементов конструкции.
2. Повышение огневой мощи стрелкового вооружения по числу огневых точек и их калибру.
3. Увеличение количества горючего вследствие повышения емкости центропланов баков и установки баков в консолях крыла.
4. Применение крыла с ламинарным профилем и без предкрылков.
5. Улучшение схемы всасывания мотора.
6. Улучшение амортизации шасси.
7. Улучшение температурного режима кабины пилота.

Температурный режим кабины улучшен благодаря повышению герметизации отсеков винтомоторной группы и отсека кабины, введением воздуха, регулируемого по желанию летчика, из специального забора размещенного над фронтовой поверхностью маслорадиатора.

Летно-тактические данные самолета улучшены частично снижением веса конструкции и, главным образом, дальнейшим повышением аэродинамических качеств самолета на больших скоростях, а именно, произведено изменение обводов фюзеляжа и сопряжений фюзеляжа с крылом (феринги); более рационально размещены и профилированы входная и выходная части туннеля маслорадиатора; улучшена обтекаемость фонаря пилота, а также применен на крыле ламинарный профиль без предкрылка и с выпрямленными законцовками.

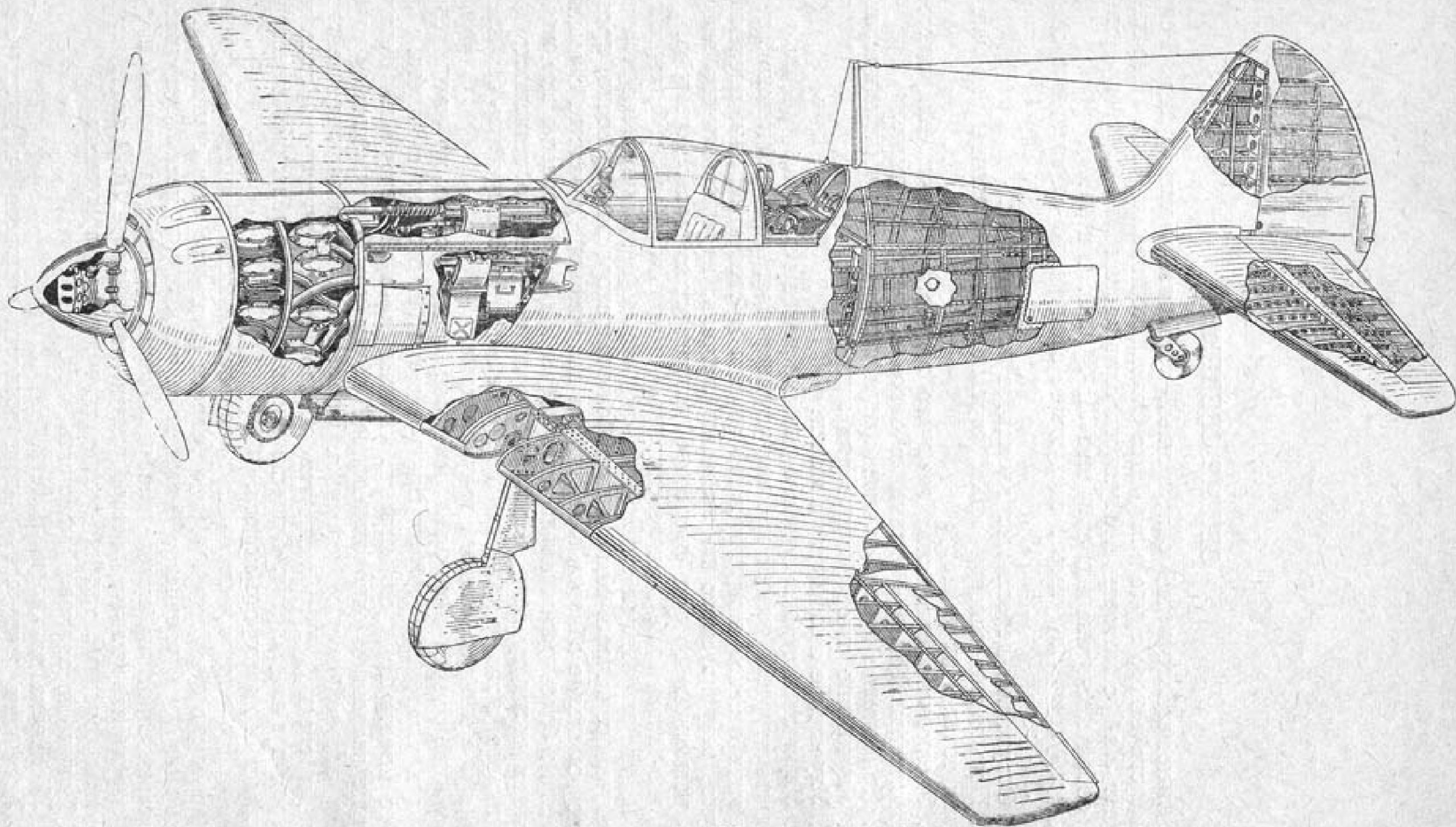
Большое значение придавалось уменьшению потерь на охлаждение мотора и тщательной герметизации отдельных отсеков самолета.

Вес конструкции значительно снижен заменой дерева на металл, а также введением однолонжеронной схемы крыла и частичным изменением силовой схемы фюзеляжа. Кроме того, на отдельных деталях малой и средней нагруженности предполагается применить листовой электрон и в виде литья. Существенно изменена и облегчена конструкция шасси и хвостового колеса.

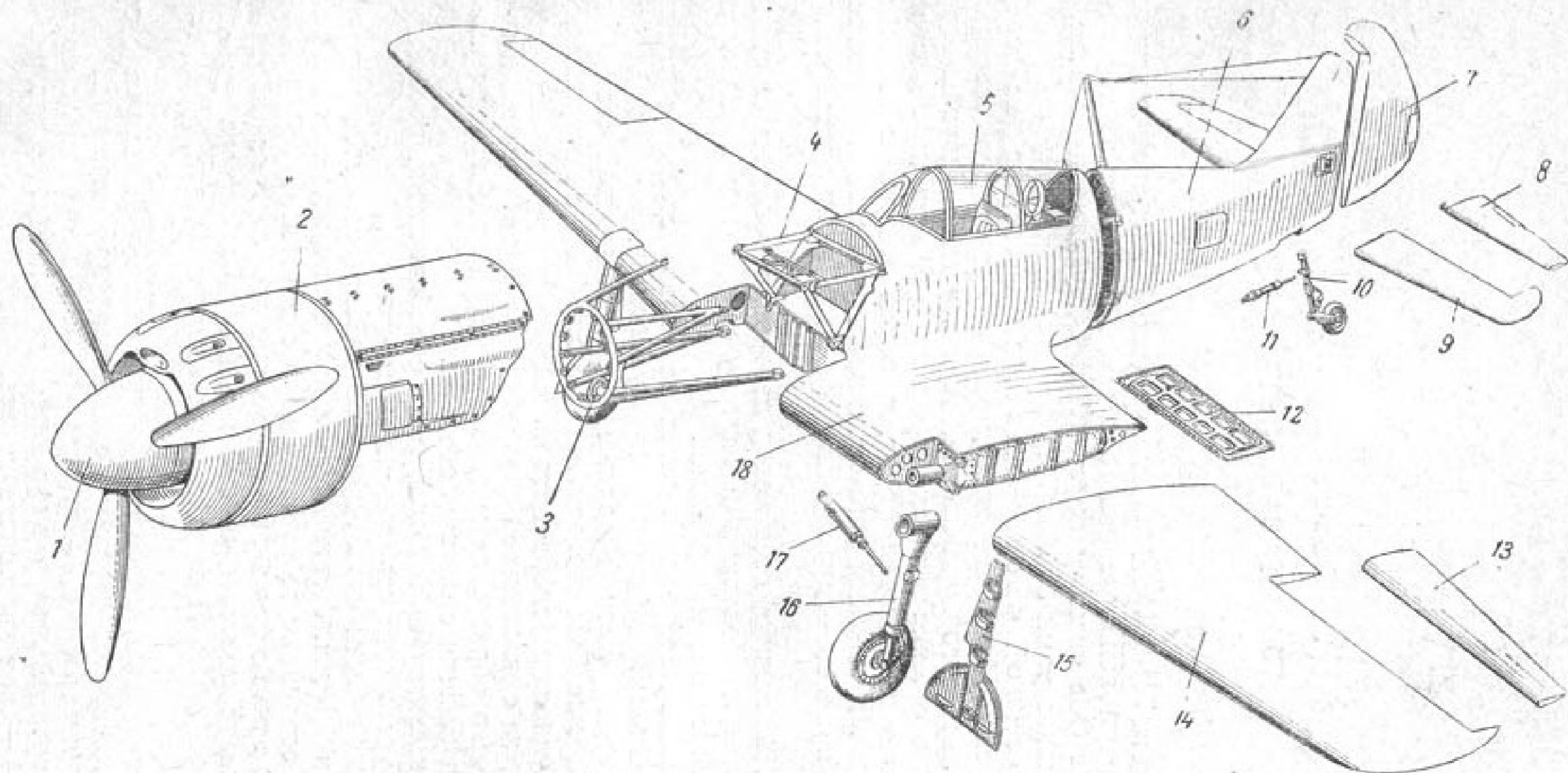
Снижение веса конструкции дало возможность значительно увеличить полезную нагрузку в общем балансе полетного веса самолета. Полезная нагрузка увеличена вследствие увеличения веса боеприпасов и, главным образом, вследствие увеличения количества горючего.

В результате указанных мероприятий на самолете Ла-9 значительно повышены основные тактико-технические данные, а именно:

1. Повышена залповая мощность огня.
2. Увеличена дальность полета.
3. Увеличена живучесть и долговечность самолета и значительно повышены летные свойства самолета.



Фиг. 1. Общий вид самолета Ла-9.



Фиг. 2. Схема разъема самолета на основные агрегаты.

1 — кок винта; 2 — капот мотора; 3 — моторная рама; 4 — передняя часть фюзеляжа с лафетом; 5 — фонарь; 6 — хвостовая часть фюзеляжа; 7 — руль направления; 8 — руль высоты; 9 — стабилизатор; 10 — амортизационная стойка хвостового колеса; 11 — подъемник хвостового колеса; 12 — посадочный щиток; 13 — элерон; 14 — консоль крыла; 15 — щиток шасси; 16 — амортизационная стойка шасси; 17 — подъемник шасси; 18 — центроплан.

ПЛАНЕР САМОЛЕТА

Фюзеляж

Фюзеляж самолета Ла-9 (фиг. 3) металлический, клепаной конструкции, разъемный полумонок овалового сечения и состоит из передней и хвостовой частей. Обе части стыкуют четырьмя узлами на болтах, в разьеме между шпангоутами № 7 и 7а.

Каркас передней части фюзеляжа состоит из семи основных и четырех добавочных шпангоутов Г-образного сечения, штампованных из листового дуралюмина, двух верхних и двух нижних лонжеронов углового сечения и шести стрингеров. К верхним лонжеронам приклепана панель, которая образует борта кабины и является переходом к фонарю. К нижним лонжеронам, на участке между шпангоутами № 4 и 7, приклепан дуралюминовый лист, являющийся полом кабины пилота.

Передняя часть фюзеляжа крепится к центроплану четырьмя стальными узлами: двумя на болтах к переднему лонжерону и двумя на заклепках к задней стенке центроплана.

К передней части фюзеляжа крепится на узлах стальная фермалафет, на которой монтируют специальную установку.

Шпангоуты передней части фюзеляжа не имеют нижней части. Это оставляет нижние лонжероны свободными для стыковки с центропланом и для установки туннеля маслорадиатора.

Все шпангоуты, за исключением шпангоута № 2, не имеют верхней части, вследствие чего образуется просторный вырез для кабины пилота и для установки фонаря с задним обзором.

Верхняя часть шпангоута № 2 совместно с добавочными профилями и обшивкой образует жесткость под козырек фонаря.

Обшивка передней части фюзеляжа изготовлена из листов дуралюмина толщиной 2 и 1,5 мм. Листы обшивки приклепаны впотай к элементам каркаса и соединены внахлестку друг с другом.

Каркас хвостовой части фюзеляжа состоит из девяти шпангоутов и четырех полурам, штампованных из листового дуралюмина, 13 стрингеров, двух верхних и двух нижних лонжеронов углового сечения.

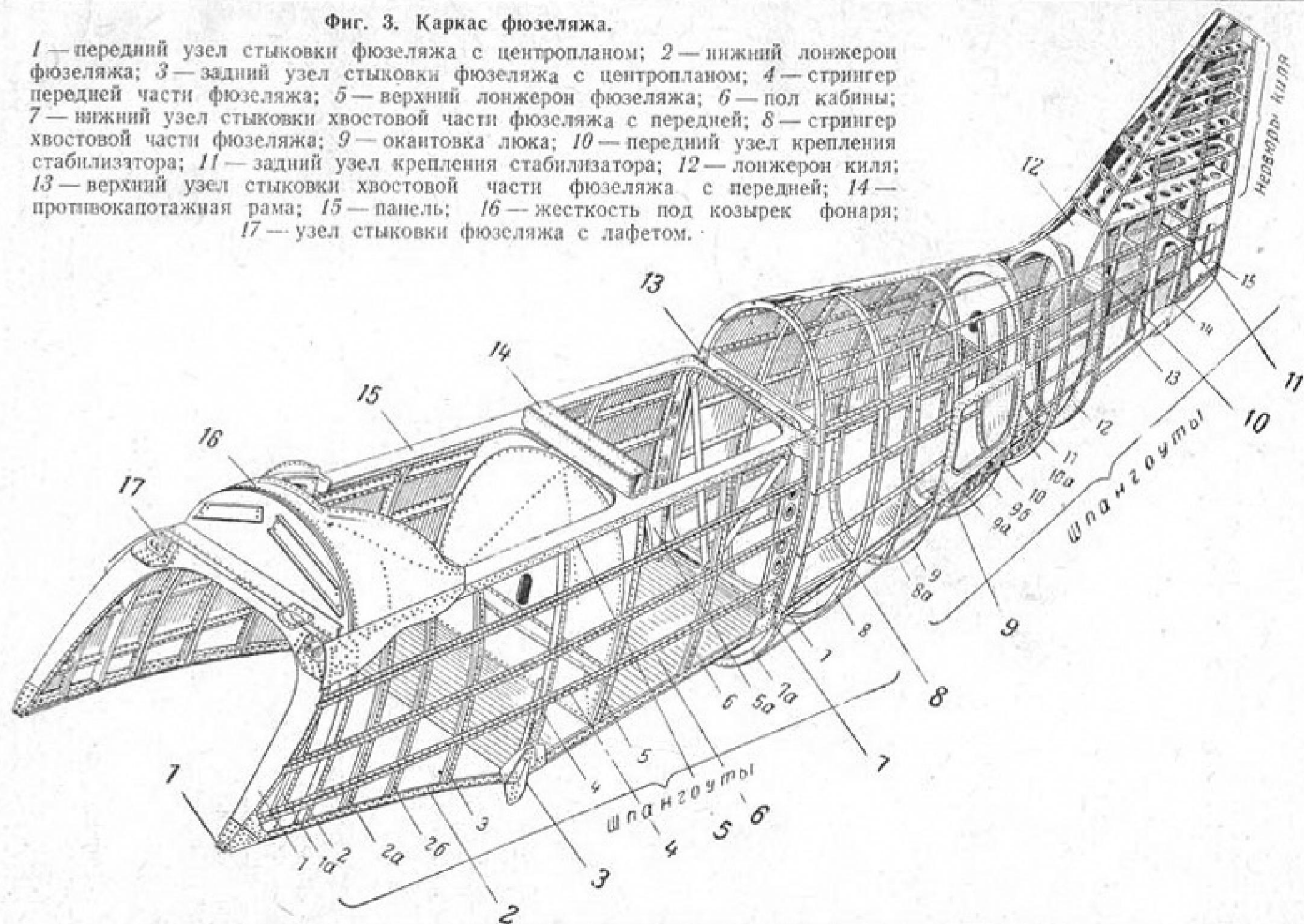
Киль изготовлен за одно целое с хвостовой частью фюзеляжа и состоит из лонжерона, носков нервюр и одной торцевой нервюры.

Между шпангоутами № 9 и 10, стрингером № 4 и нижним лонжероном расположен бортовой люк, между нижними лонжеронами и шпангоутами № 12 и 14 — люк хвостового колеса.

На торцах лонжеронов хвостовой части фюзеляжа, у шпангоута № 7а, установлены стыковые узлы для стыковки с передней частью. На шпангоутах № 10, 12, 14 и 15 установлены узлы крепления подъем-

Фиг. 3. Каркас фюзеляжа.

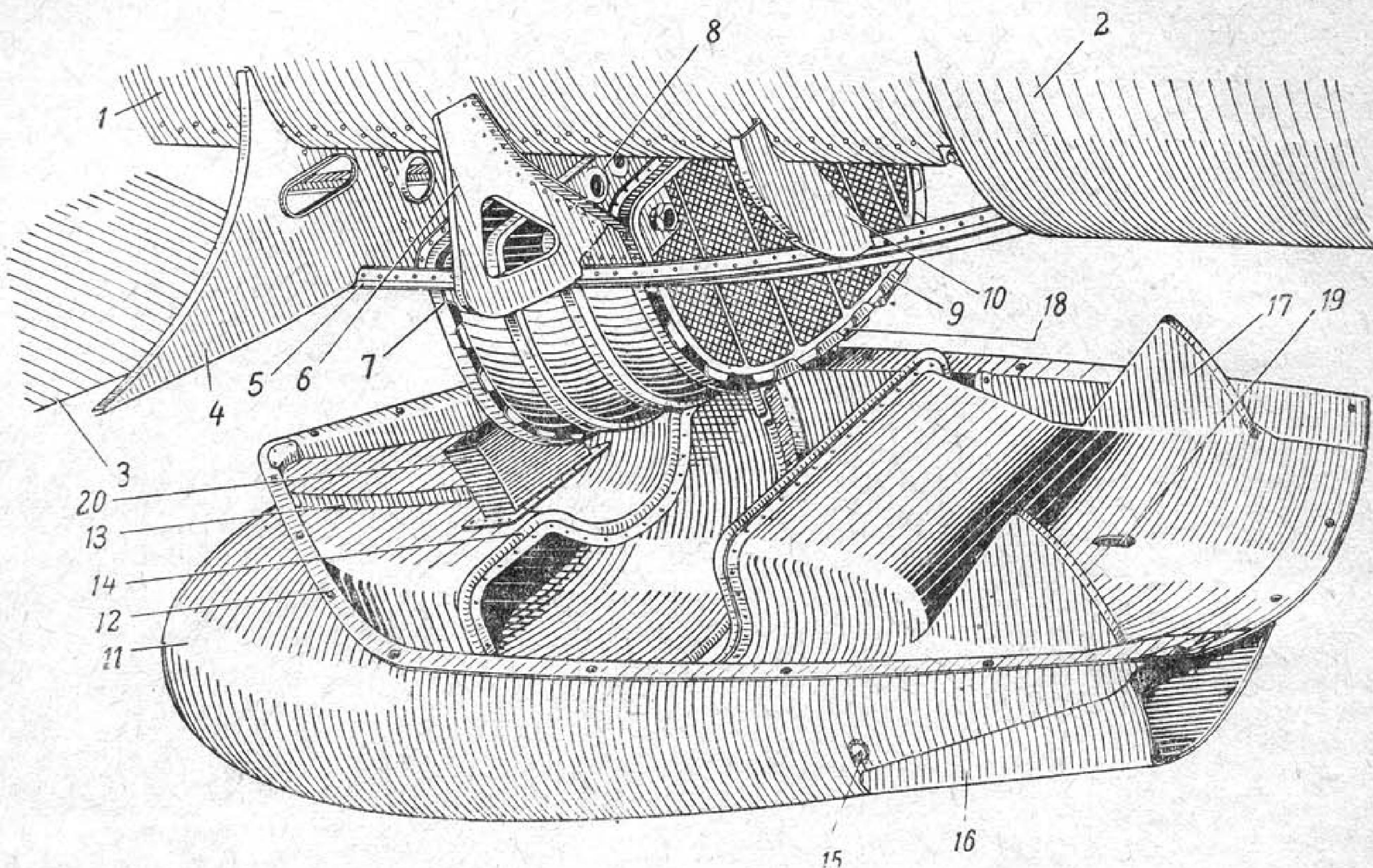
1 — передний узел стыковки фюзеляжа с центропланом; 2 — нижний лонжерон фюзеляжа; 3 — задний узел стыковки фюзеляжа с центропланом; 4 — стрингер передней части фюзеляжа; 5 — верхний лонжерон фюзеляжа; 6 — пол кабины; 7 — нижний узел стыковки хвостовой части фюзеляжа с передней; 8 — стрингер хвостовой части фюзеляжа; 9 — окантовка люка; 10 — передний узел крепления стабилизатора; 11 — задний узел крепления стабилизатора; 12 — лонжерон киля; 13 — верхний узел стыковки хвостовой части фюзеляжа с передней; 14 — противокапотажная рама; 15 — панель; 16 — жесткость под козырек фонаря; 17 — узел стыковки фюзеляжа с лафетом.



ника и амортизационной стойки хвостового колеса, узлы для навески стабилизатора и руля направления.

Каркас хвостовой части и киля обшит листовым дуралюмином толщиной 1,5 мм. Листы обшивки соединены друг с другом внахлестку и приклепаны к элементам каркаса потайными заклепками.

В нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 4, 7 установлен легкий металлический каркас, к которому подвешивается масляный радиатор и его туннель (фиг. 4).



Фиг. 4. Установка маслорадиатора и туннеля.

1 — передняя часть фюзеляжа; 2 — задняя часть фюзеляжа; 3 — центроплан; 4 — стенка; 5 — профиль; 6 — диафрагма; 7 — передняя лента крепления маслорадиатора; 8 — стенка; 9 — задняя лента крепления маслорадиатора; 10 — диафрагма; 11 — туннель; 12 — отверстия для винтов крепления; 13 — угольник; 14 — резиновая прокладка; 15 — ось вращения совка; 16 — совок; 17 — щека; 18 — резиновая прокладка; 19 — отверстия для тяги управления совком; 20 — заборник воздуха вентиляции кабины.

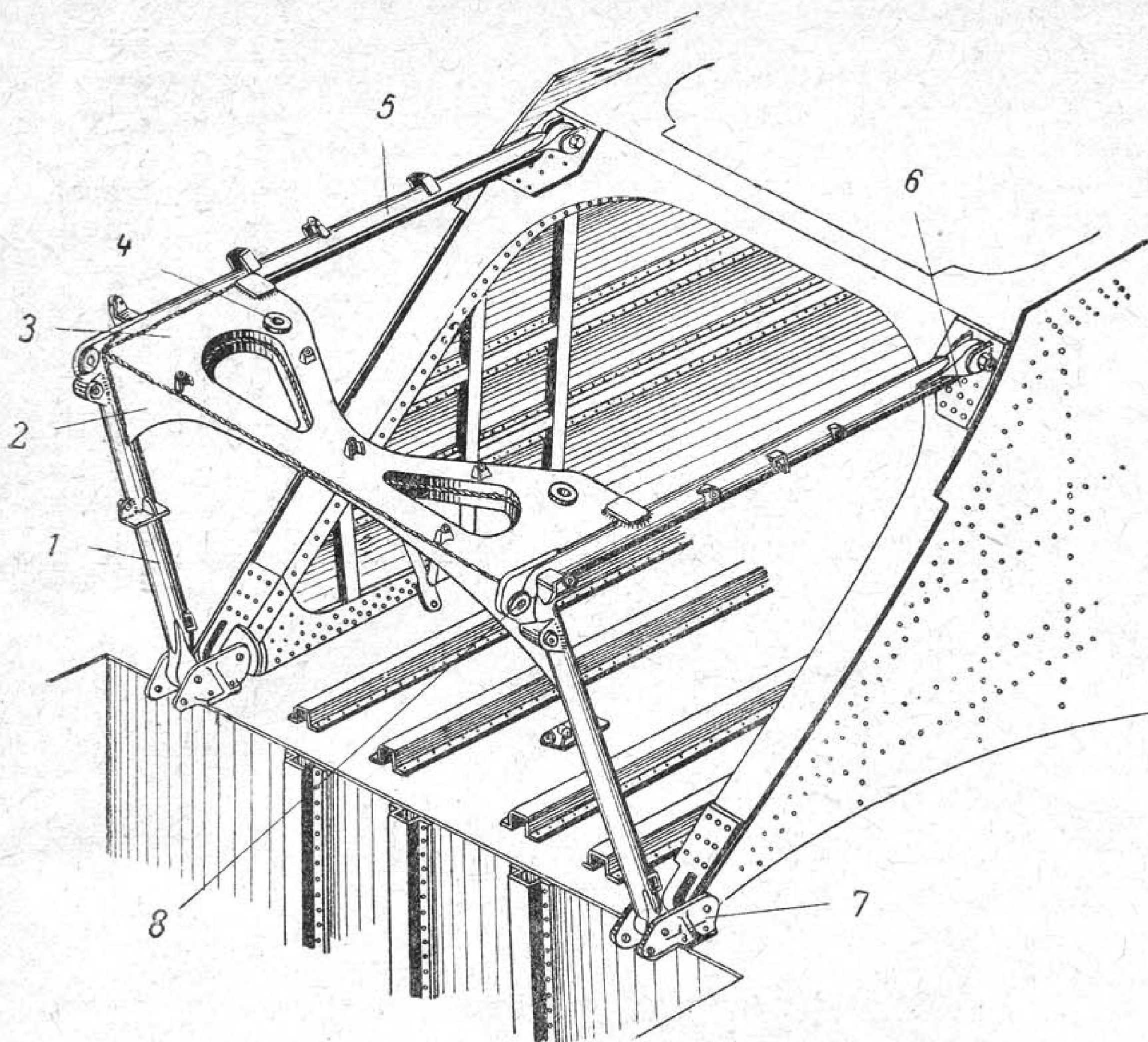
Туннель маслорадиатора изготовлен из материала АМцП-Л1 и Л1,2. Передний внутренний диффузор является заборником, обеспечивающим наиболее рациональный подвод струи воздуха к сотам радиатора. На передней части туннеля установлен заборник воздуха для вентиляции кабины. Задний диффузор предназначен для отвода струи воздуха из радиатора плавным потоком под фюзеляж.

Лафет

Лафет (фиг. 5) представляет собой сварную ферму, к которой прикреплены моторама и установка вооружения самолета.

Лафет сварной и состоит из двух продольных труб, жесткой панели и двух подкосов, изготовленных из стали С30ХГСА-Т40×36, панели и кницы, изготовленных из листовой стали С30ХГСА-Л2. Лафет термически обработан до $\sigma_b = 110—135 \text{ кг/мм}^2$.

Лафет стыкуют при помощи болтов в четырех точках фюзеляжа и центроплана.



Фиг. 5. Лафет.

1 — подкос; 2 — кница; 3 — панель; 4 — втулка; 5 — продольная труба; 6 — узел фюзеляжа; 7 — узел центроплана; 8 — узел крепления моторамы.

Фонарь

Фонарь кабины пилота (фиг. 6) установлен между шпангоутами № 2 и 7 и фюзеляжа. Фонарь состоит из козырька, подвижной створки, неподвижной задней части и рельсов.

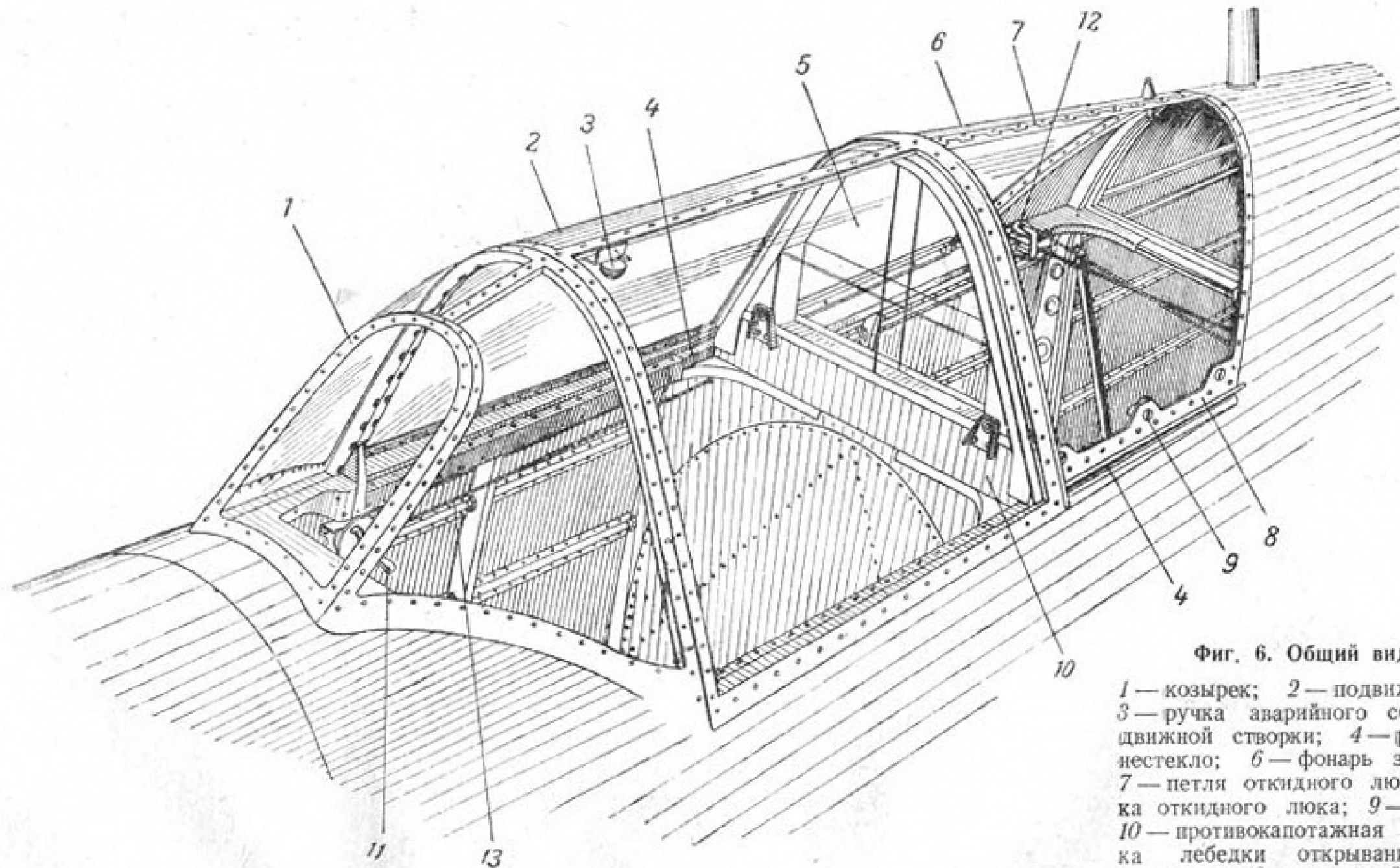
Козырек, подвижная створка и задняя часть фонаря состоят из стальных трубчатых каркасов (из стали С1271А), к которым с помощью болтов и дуралюминовых наружных окантовок прикреплены стекла (плексиглас). Козырек неподвижно закреплен болтами на переднем борту кабины; спереди в козырьке установлено переднее бронестекло толщиной 55 мм.

Задняя часть фонаря расположена между шпангоутами фюзеляжа № 5 и 7 за кабиной и закреплена также неподвижно на обшивке фюзеляжа.

Для подхода к радиоаппаратуре и к резервуару гидросистемы в задней части фонаря с левой стороны имеется люк на петлях, который запирается внизу двумя винтовыми замками.

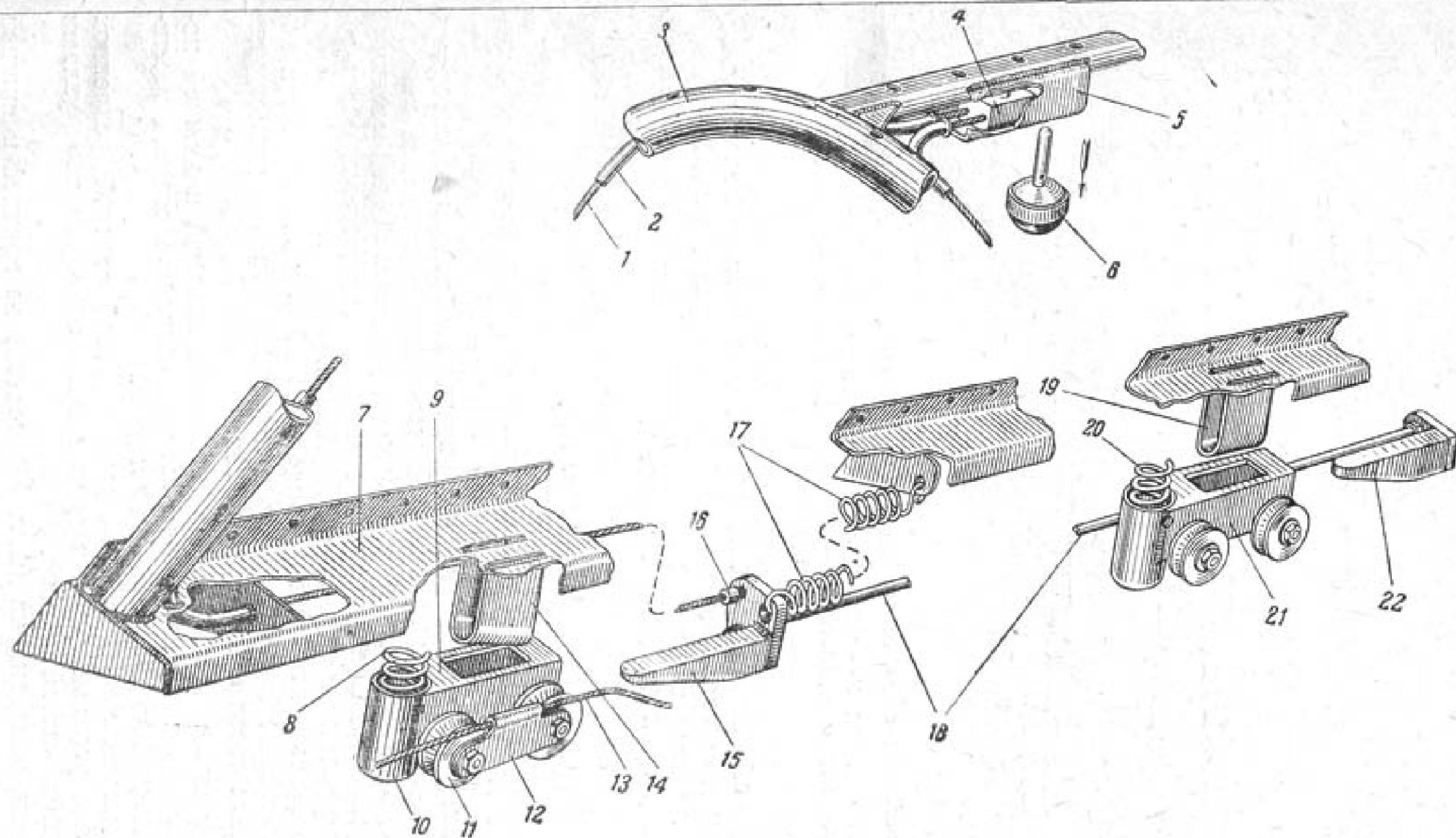
Между шпангоутом № 5 и дужкой каркаса задней части фонаря установлено заднее бронестекло толщиной 66 мм, закрепленное в стальных кронштейнах. Стекло является как бы продолжением бронеспинки.

Подвижная створка состоит из каркаса, изготовленного из стальных труб, и остеклена плексигласом. Створка при помощи ушков и



Фиг. 6. Общий вид фонаря.

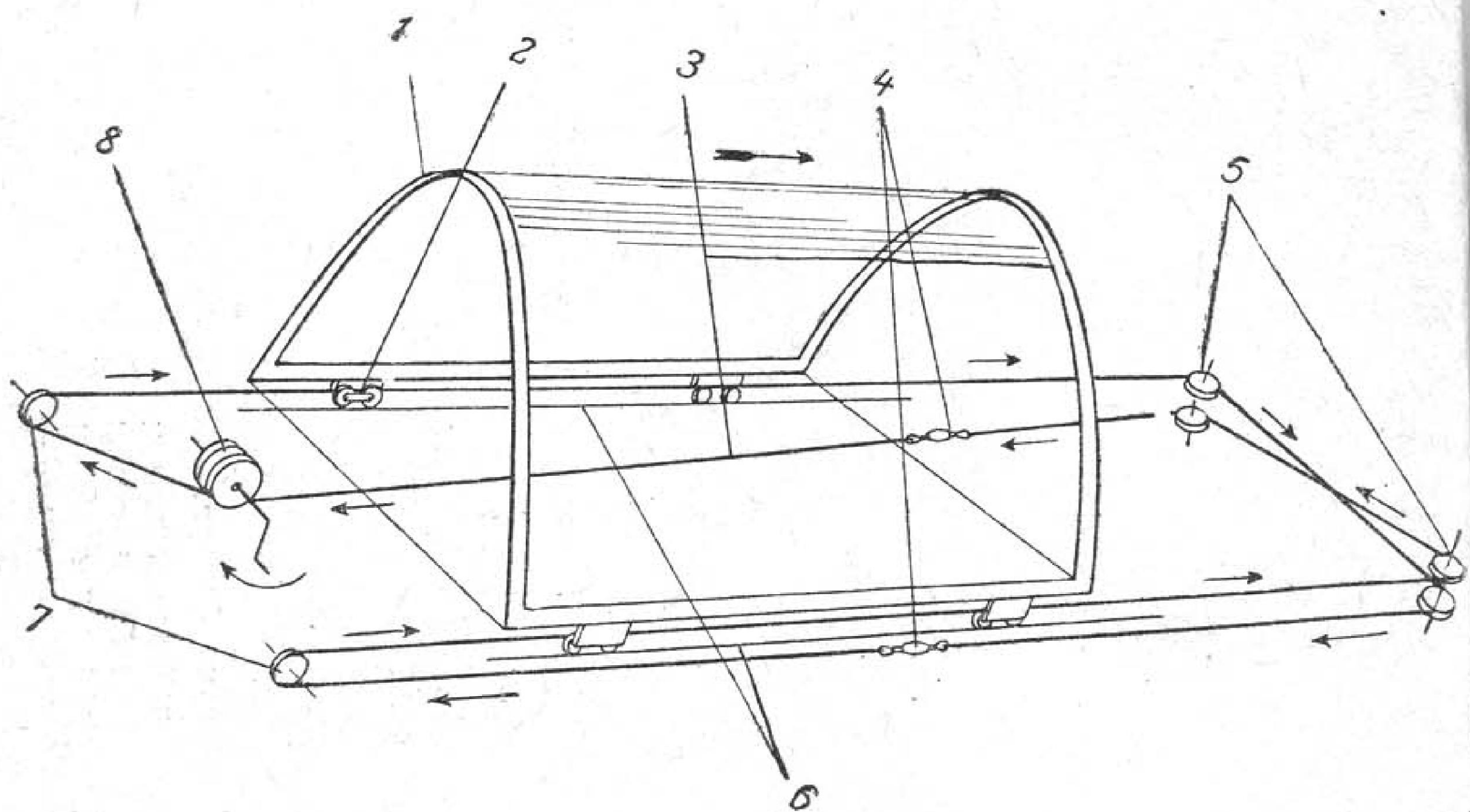
1 — козырек; 2 — подвижная створка; 3 — ручка аварийного сбрасывания подвижной створки; 4 — рельс; 5 — бронестекло; 6 — фонарь заднего обзора; 7 — петля откидного люка; 8 — створка откидного люка; 9 — замок «Дзус»; 10 — противокапотажная рама; 11 — ручка лебедки открывания подвижной створки; 12 — кронштейн с роликами открывания створки; 13 — трос.



Фиг. 7. Механизм аварийного сбрасывания подвижной створки фонаря.

1 — трос; 2 — направляющая трубка; 3 — передняя рамка каркаса створки; 4 — ползунок; 5 — коробочка; 6 — ручка; 7 — панель; 8 — пружина; 9 — передняя каретка; 10 — гнездо пружины; 11 — ролик; 12 — сережка; 13 — трос к лебедке; 14 — переднее ушко; 15 — передний клин; 16 — ушко троса; 17 — пружина; 18 — тяга; 19 — заднее ушко; 20 — пружина; 21 — задняя каретка; 22 — задний клин.

клиньев закрепляется в каретках, передвигающихся на роликах по швеллерным рельсам с помощью троса, идущего от барабана лебедки, закрепленного в сережках передних кареток. Лебедка вращается рукой



Фиг. 8. Принципиальная схема открывания и закрывания подвижной створки фонаря.

1 — подвижная створка; 2 — заделка троса к сережке; 3 — трос; 4 — тандеры; 5 — задние ролики; 6 — рельсы; 7 — передние ролики; 8 — лебедка (момент открывания).

Аварийное сбрасывание (фиг. 7) створки фонаря производится выдергиванием вниз аварийной ручки (клина), установленной на верхнем профиле каркаса створки (изнутри). Схема открывания и закрывания створки фонаря показана на фиг. 8.

Центроплан

Центроплан (фиг. 9) является основным силовым агрегатом самолета.

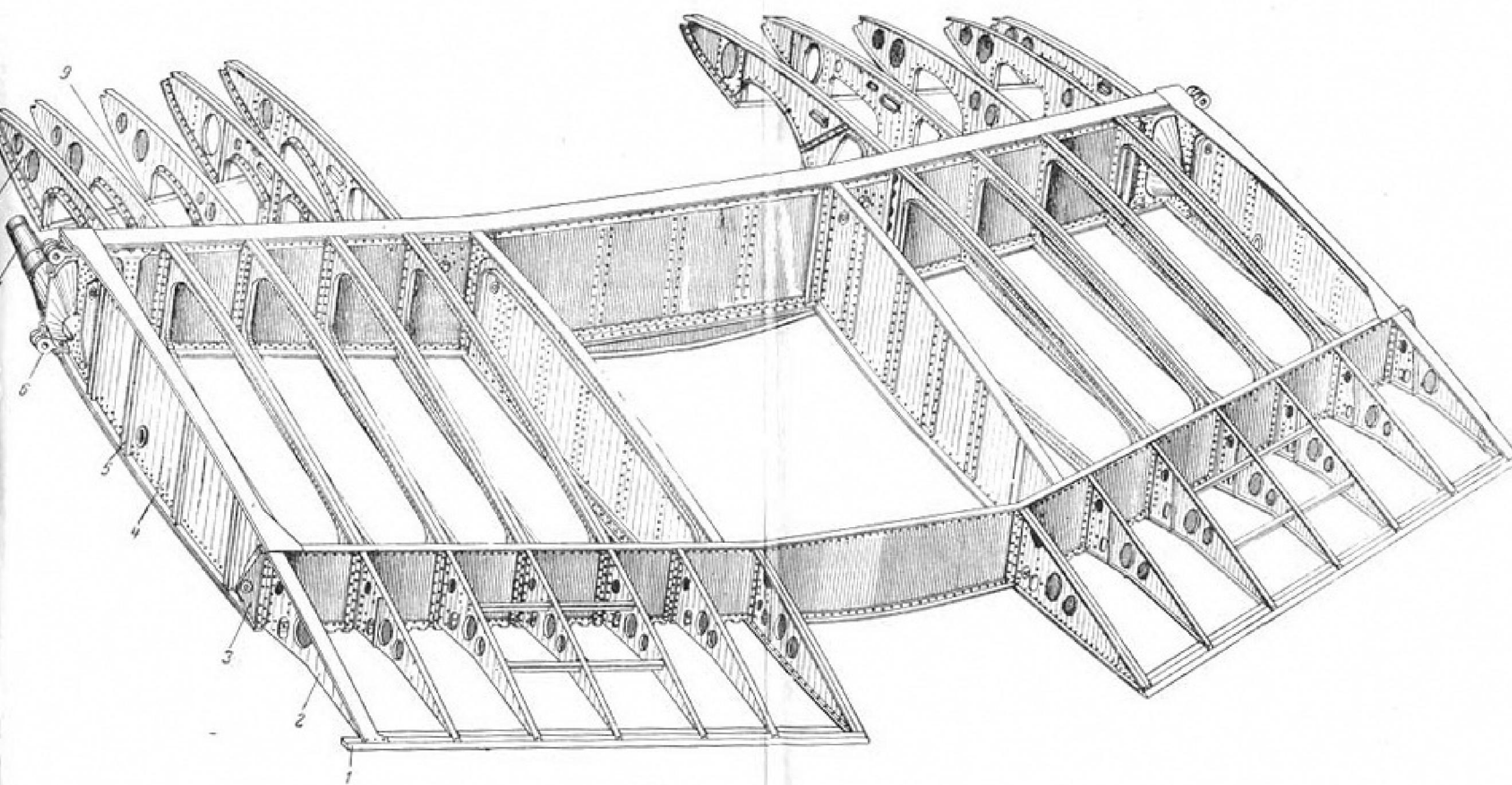
К центроплану с помощью узлов крепятся консоли крыла, моторамы, лафет, фюзеляж, шасси и закрылки. Конструкция центроплана цельнометаллическая, каркас состоит из одного лонжерона, задней стенки и 12 разрезных нервюр. Средние части нервюр имеют вырезы, образующие кессон для установки крайних бензобаков.

В лобовой части центроплана установлено 10 носков нервюр, к которым в вырезах анкерными гайками крепятся желоба для размещения амортизационных стоек при уборке шасси.

Лонжерон центроплана (фиг. 10) состоит из верхней и нижней полок таврового сечения, изготовленных из хроманселевой стали и термически обработанных до $\sigma_b = 120—140 \text{ кг/мм}^2$.

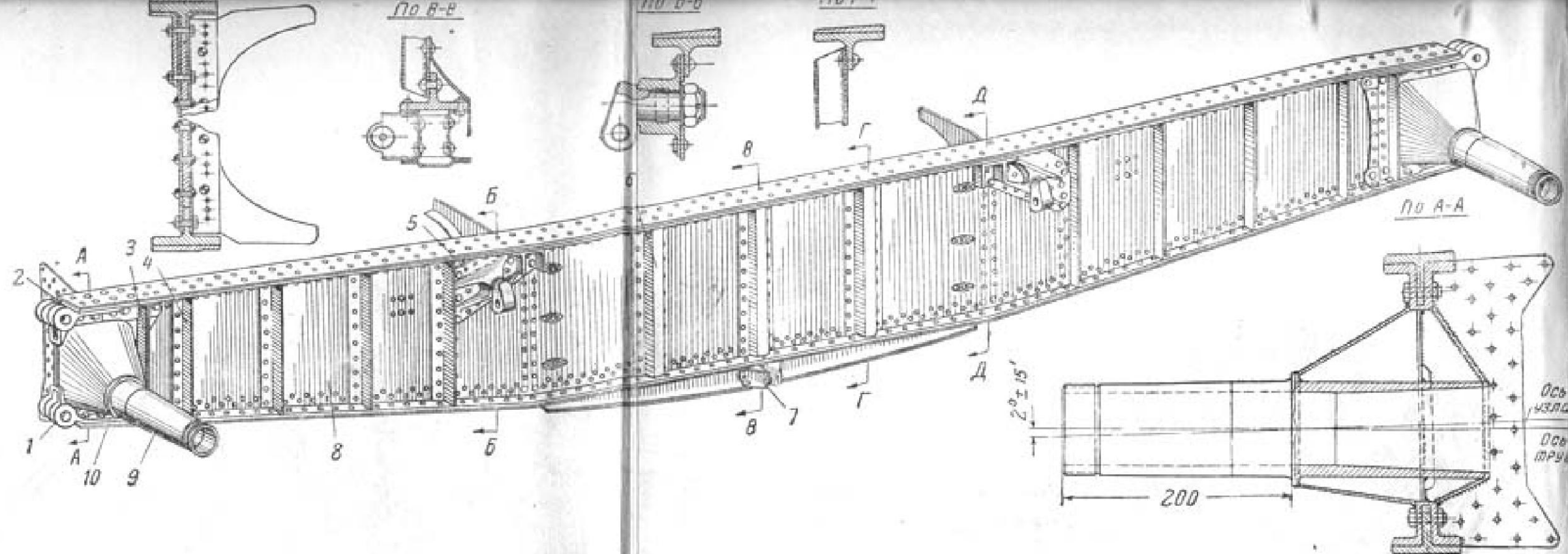
Полки соединены между собой дуралюминовой стенкой, усиленной дуралюминовыми угольниками, являющимися одновременно узлами крепления средних частей нервюр.

Задняя стенка центроплана (фиг. 11) состоит из верхней и нижней полок, образованных прессованными дуралюминовыми уголками, дуралюминового листа, усиленного аналогично стенке переднего лонжерона.



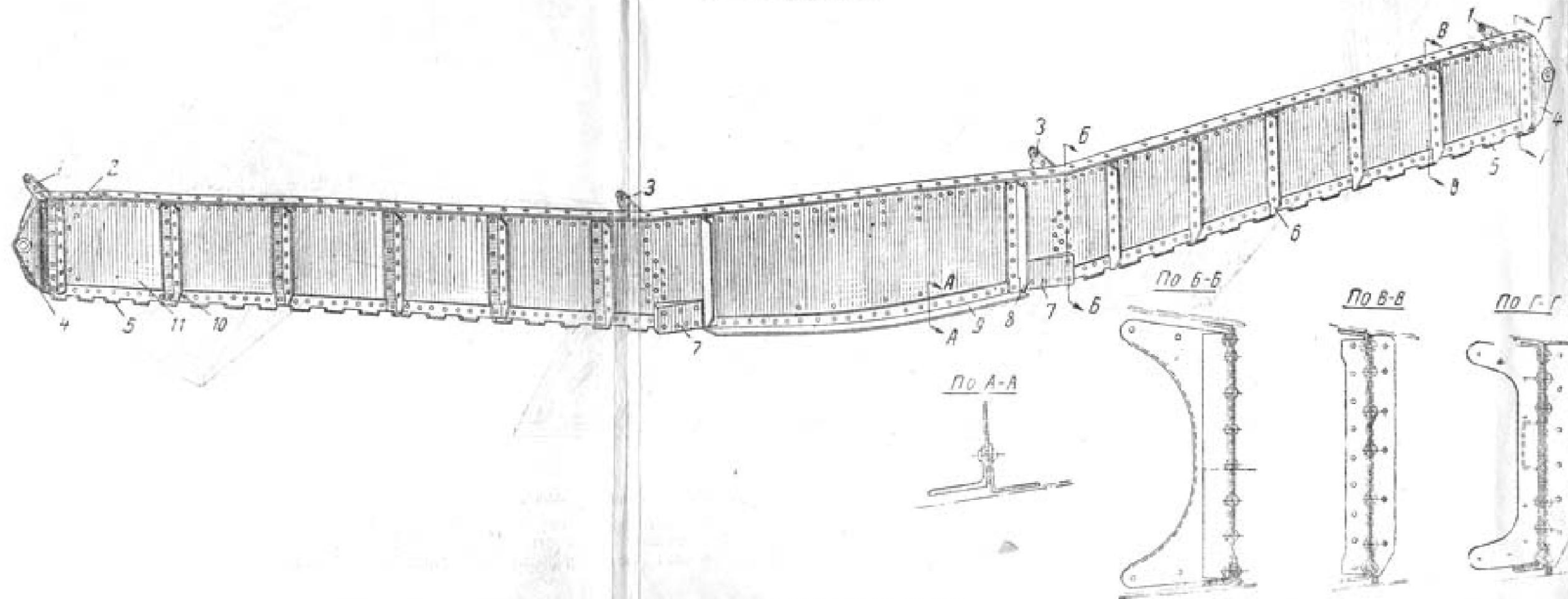
Фиг. 9. Каркас центроплана.

1 — хвостовой стрингер; 2 — хвостовая часть нервюры; 3 — задняя стенка;
4 — средняя часть нервюры; 5 — профиль жесткости; 6 — передний лонжерон;
7 — опора стойки шасси; 8 — носовая часть нервюры; 9 — окантовка жолоба.



Фиг. 10. Передний лонжерон центроплана.

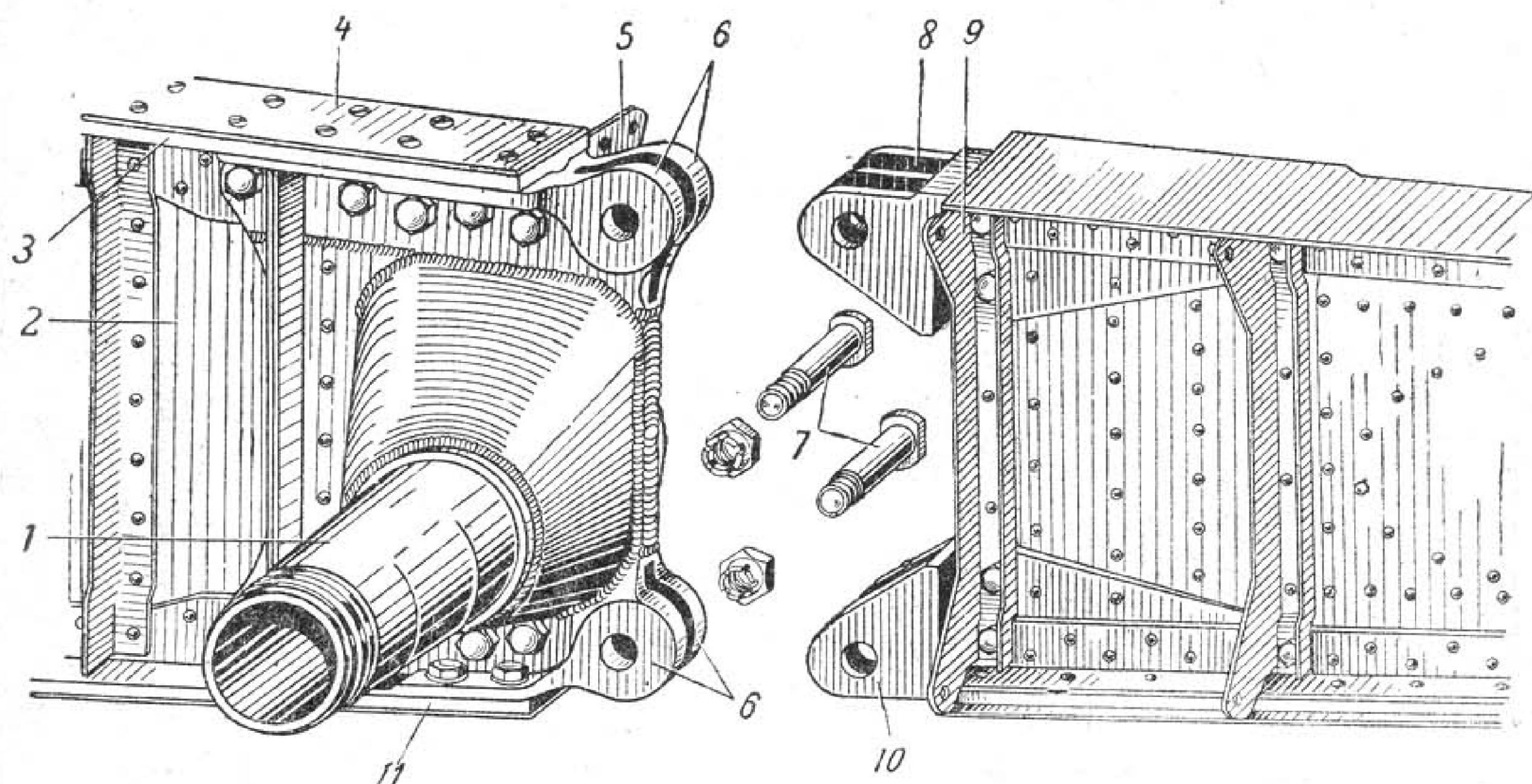
1 — стыковой узел; 2 — верхняя полка; 3 — уголок; 4 — уголок; 5 — узел подъемника шасси; 6 — профиль; 7 — ушко; 8 — стенка; 9 — опора стойки шасси; 10 — нижняя полка.



Фиг. 11. Задняя стенка центроплана.

1 — уголок; 2 — верхняя полка; 3 — уголок; 4 — стыковой узел; 5 — нижняя полка; 6 — стойка; 7 — бобышка; 8 — стойка; 9 — уголок; 10 — нижняя полка.

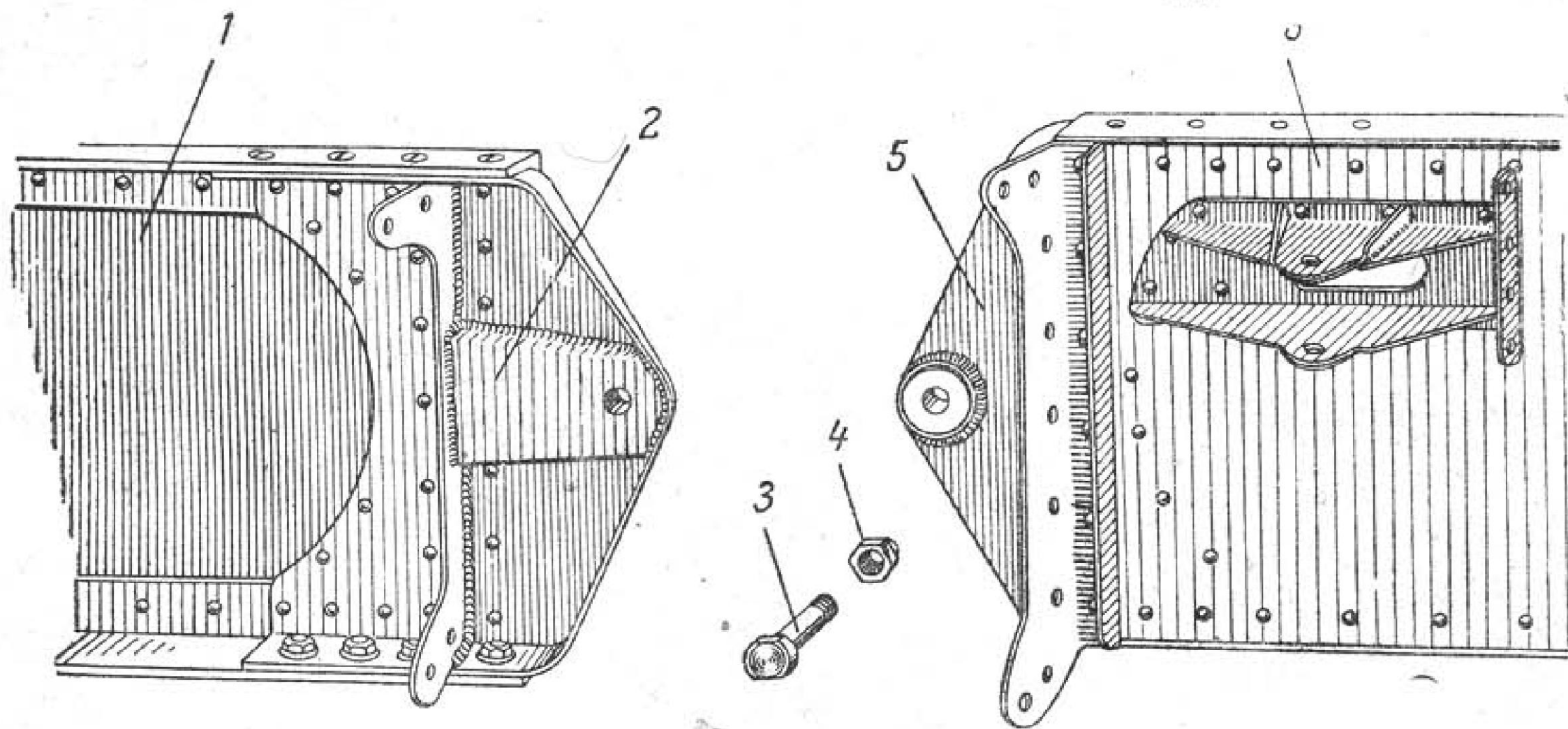
По торцам лонжерона и задней стенке установлены узлы стыковки консолей крыла с центропланом (фиг. 12 и 13). Узлы консоли крыла крепятся к лонжерону двумя болтами, а к задней стенке — одним болтом.



Фиг. 12. Передний узел стыковки консоли крыла с центропланом.

1 — опора (ось) стойки шасси; 2 — стенка лонжерона; 3 — верхняя полка; 4 — накладка; 5 — ребро для крепления средней части нервюры; 6 — ушки стыкового узла; 7 — стыковые болты (ϕ 22 мм); 8 — верхняя гребенка стыкового узла; 9 — ребро крепления носовой части нервюры; 10 — нижняя гребенка стыкового узла; 11 — нижняя полка лонжерона центроплана.

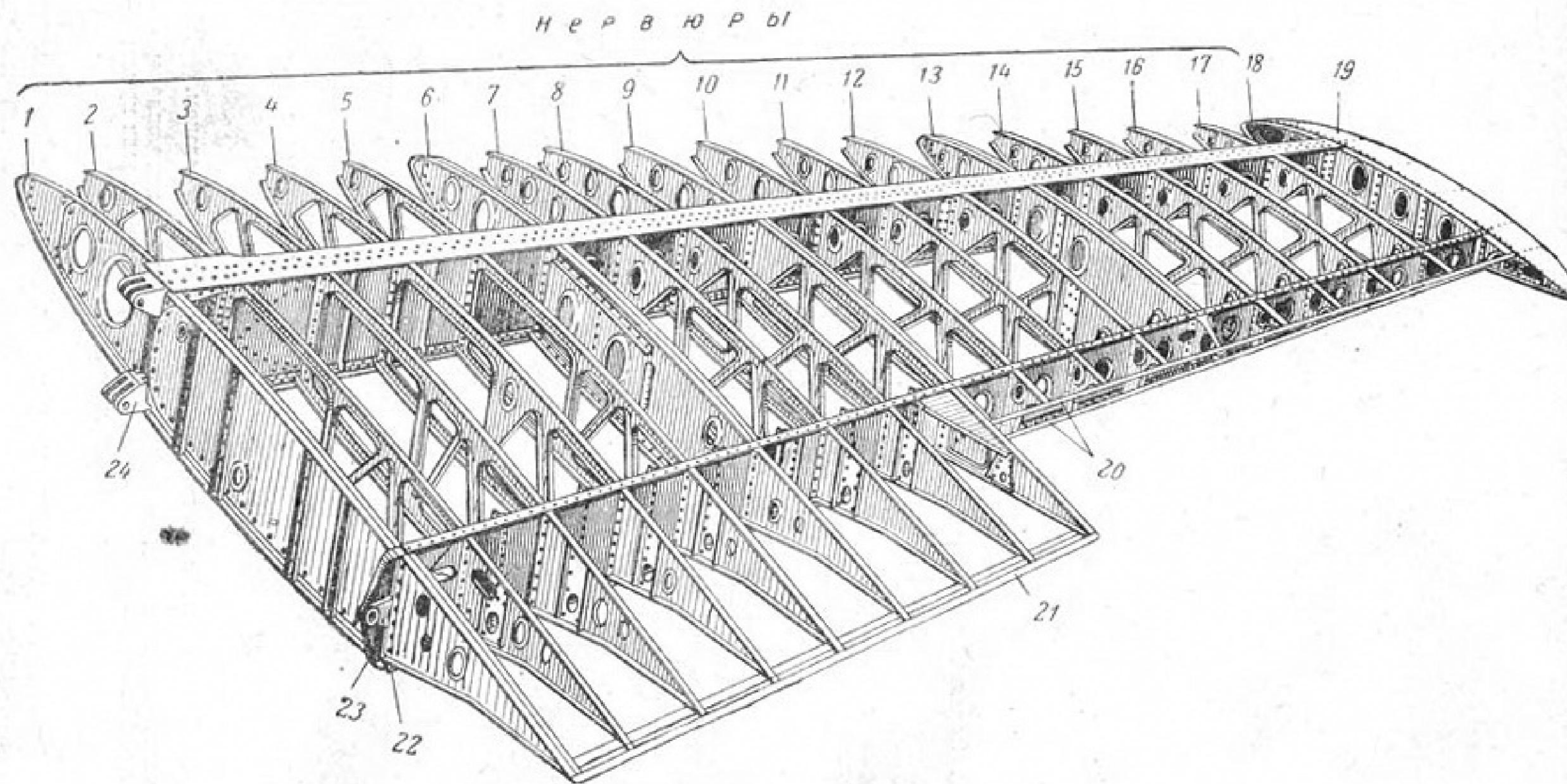
Нервюры центроплана разрезные, штампованные из листового дуралюмина. Нервюры состоят из носков, средних частей и хвостовиков. Нервюры крепятся по лонжерону и задней стенке дуралюминовыми за-



Фиг. 13. Задний узел стыковки консоли крыла с центропланом.

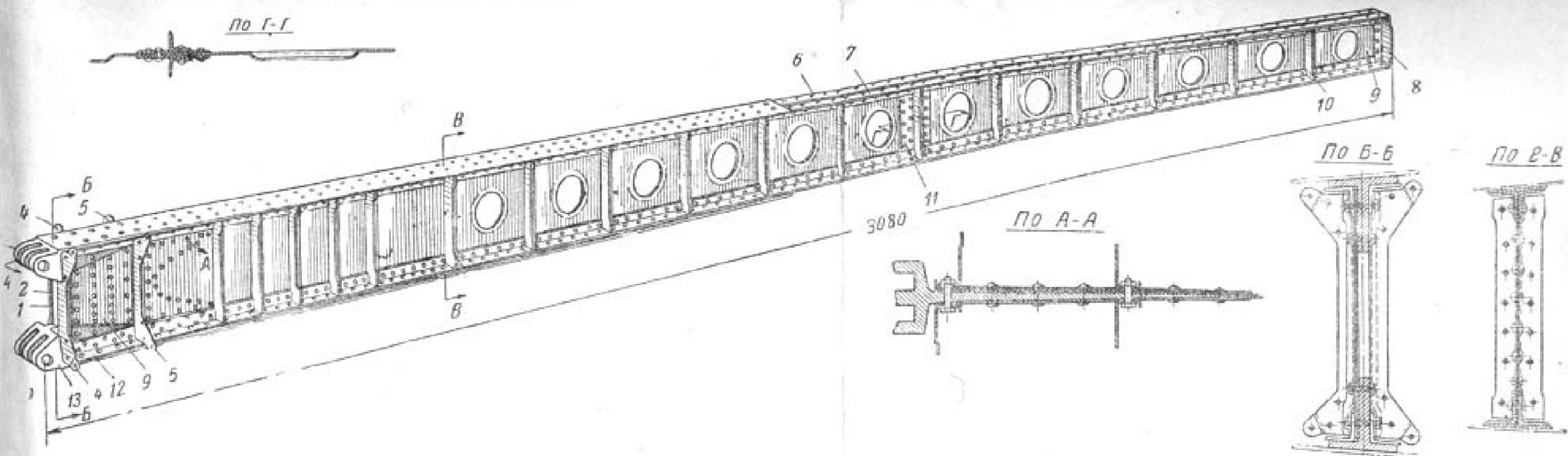
1 — задняя стенка центроплана; 2 — задний стыковой узел центроплана; 3 — стыковой болт ϕ 12 мм; 4 — гайка; 5 — задний стыковой узел консоли крыла; 6 — задняя стенка консоли крыла.

клепками к профилям и угольникам, установленным на лонжероне и задней стенке. Стенка средней части нервюры № 1 съемная, что упрощает съемку и установку крайних бензобаков.



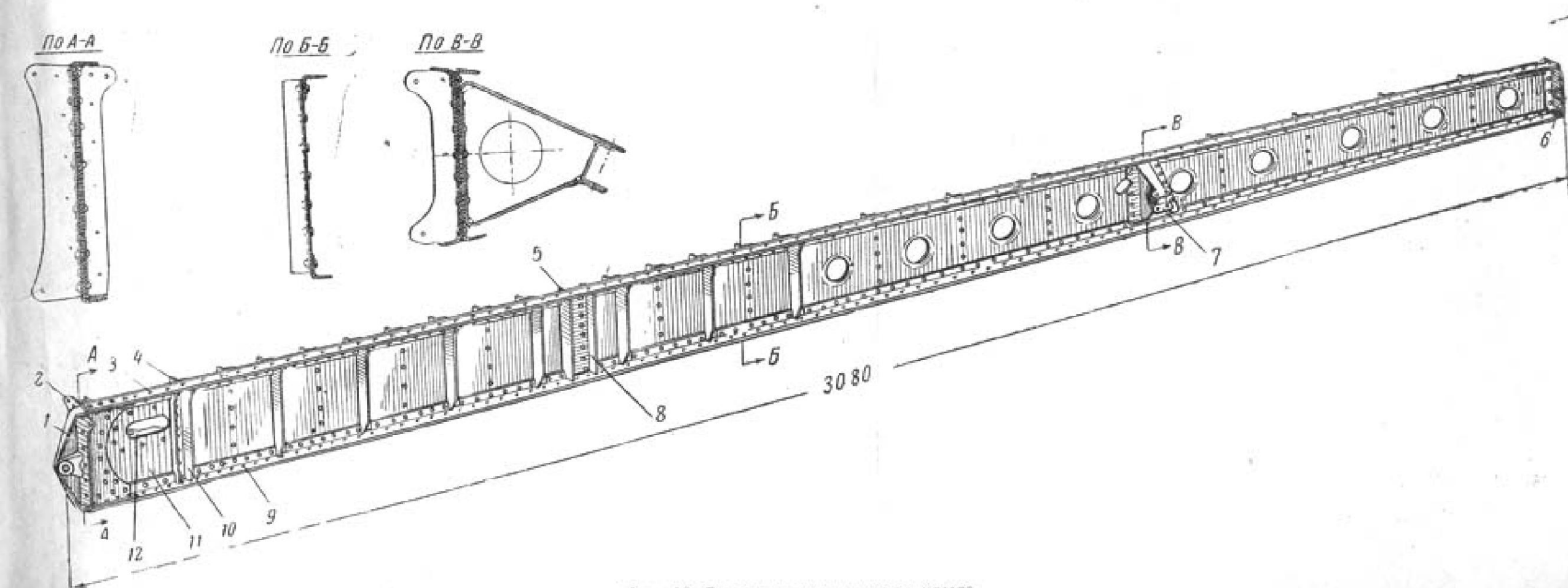
Фиг. 14. Каркас консоли крыла.

1—18 — нервюры консоли крыла; 19 — концевой обтекатель; 20 — стрингеры жолоба; 21 — хвостовой стрингер; 22 — петля щитка; 23 — задняя стенка; 24 — передний лонжерон консоли крыла.



Фиг. 15. Лонжерон консоли крыла.

1 — прокладка; 2 — прокладка; 3 — верхний узел; 4 — стойка; 5 — стойка;
6 — верхний передний уголок; 7 — верхний задний уголок; 8 — концевой уголок;
9 — стенка; 10 — уголок; 11 — накладка; 12 — нижний задний уголок; 13 —
нижний узел.



Фиг. 16. Задняя стенка консоли крыла.

1 — сварной узел; 2 — стойка; 3 — верхний уголок; 4 — уголок; 5 — кронштейн
качалки; 6 — концевой уголок; 7 — узел крепления элерона; 8 — профиль;
9 — нижний уголок; 10 — стойка; 11 — стенка; 12 — узел.

Средняя часть нервюры № 6 состоит из сплошной дуралюминовой стенки, усиленной для жесткости П-образными профилями, верхней и нижней полкой, изготовленных из прессованных дуралюминовых профилей таврового сечения. Впереди центроплана выступает труба (фиг. 12), являющаяся как бы продолжением нервюры № 6 и осью для установки амортизационной стойки шасси. Обшивка центроплана сделана из листового дуралюмина и крепится к каркасу по нервюрам, лонжерону и стенке заклепками с потайными головками диаметром 3,5 мм и с шагом 30 мм для однорядного шва и 40 мм — для двухрядного шва. Толщина обшивки в лобовой и межлонжеронной части сверху и снизу 2 мм. Толщина верхней обшивки за задней стенкой и средней подфюзеляжной части между нервюрами № 1, 1,2 мм; листы обшивки стыкуются внахлестку.

Обшивка центроплана имеет лючки для заливки горючего в бензобаки, люк центрального бензобака и смотровые лючки. Все лючки закрыты соответствующими крышками, а разъемы после стыковки крыла с центропланом закрыты лобовым обтекателем и лентой разъема, прикрепленными болтами к обшивке центроплана и крыла.

Консоли крыла

Консоли (отъемные части) крыла (фиг. 14) однолонжеронные, цельнометаллические, трапецевидной формы в плане с закругленными законцовками.

Каркас консоли состоит из одного лонжерона, задней стенки, 18 разрезных нервюр и законцовки крыла.

Нервюры с № 9 по 18 укороченные и образуют отсек, в котором на трех узлах подвешивается элерон, тяги управления к которому проходят до нервюры № 10 внутри крыла, вдоль задней стенки.

Щиток крепится к консолям на петлях шомполом диаметром 3,5 мм. На торцах установлены узлы стыковки консоли с центропланом.

Лонжерон консоли крыла (фиг. 15) представляет собой клепаную балку из двух хромансильевых поясов (верхнего и нижнего), дуралюминовых профилей таврового сечения с приклепанной к ним дуралюминовой стенкой. Стыковые узлы лонжерона являются продолжением хромансильевых поясов. Для крепления нервюр и подкрепления дуралюминовой стенки к последней приклепаны уголки.

Задняя стенка (фиг. 16) представляет собой клепаную тонкостенную балку, состоящую из верхнего и нижнего поясов и собственно стенки.

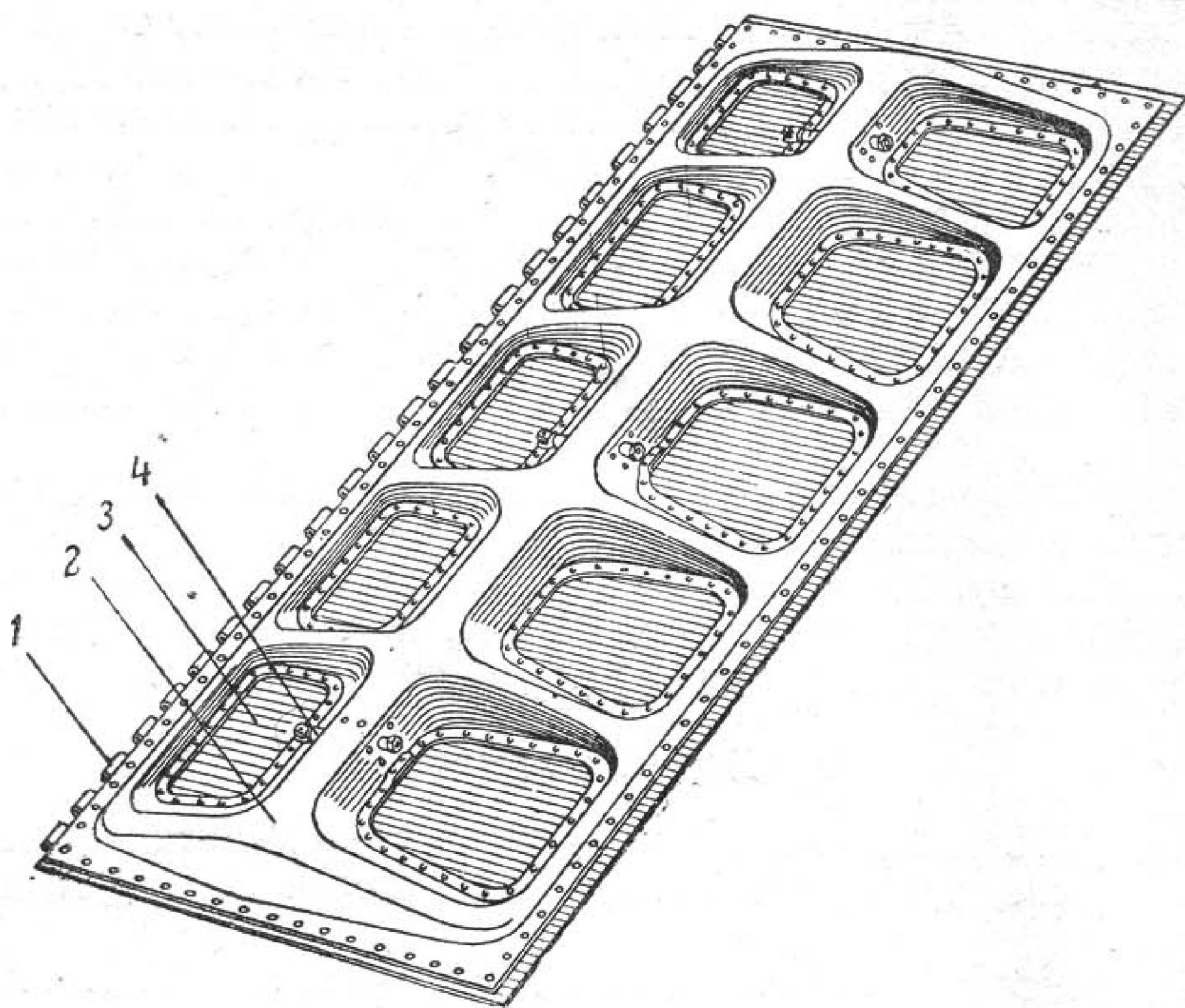
Пояса состоят из гнутых прессованных дуралюминовых уголков постоянного сечения 20×20 мм и малкованных по контуру крыла.

Стенка изготовлена из дуралюминовых листов толщиной 1,5 мм и крепится заклепками к поясам. На стенке установлены качалки тяг управления элеронами, узлы подвески элеронов и в торцевой части узел стыковки с центропланом.

Нервюры крыла — штампованные из листового дуралюмина, разрезные и состоят из носка, средней части и хвостовика. Нервюры крепятся к лонжеронам угольниками, установленными на них.

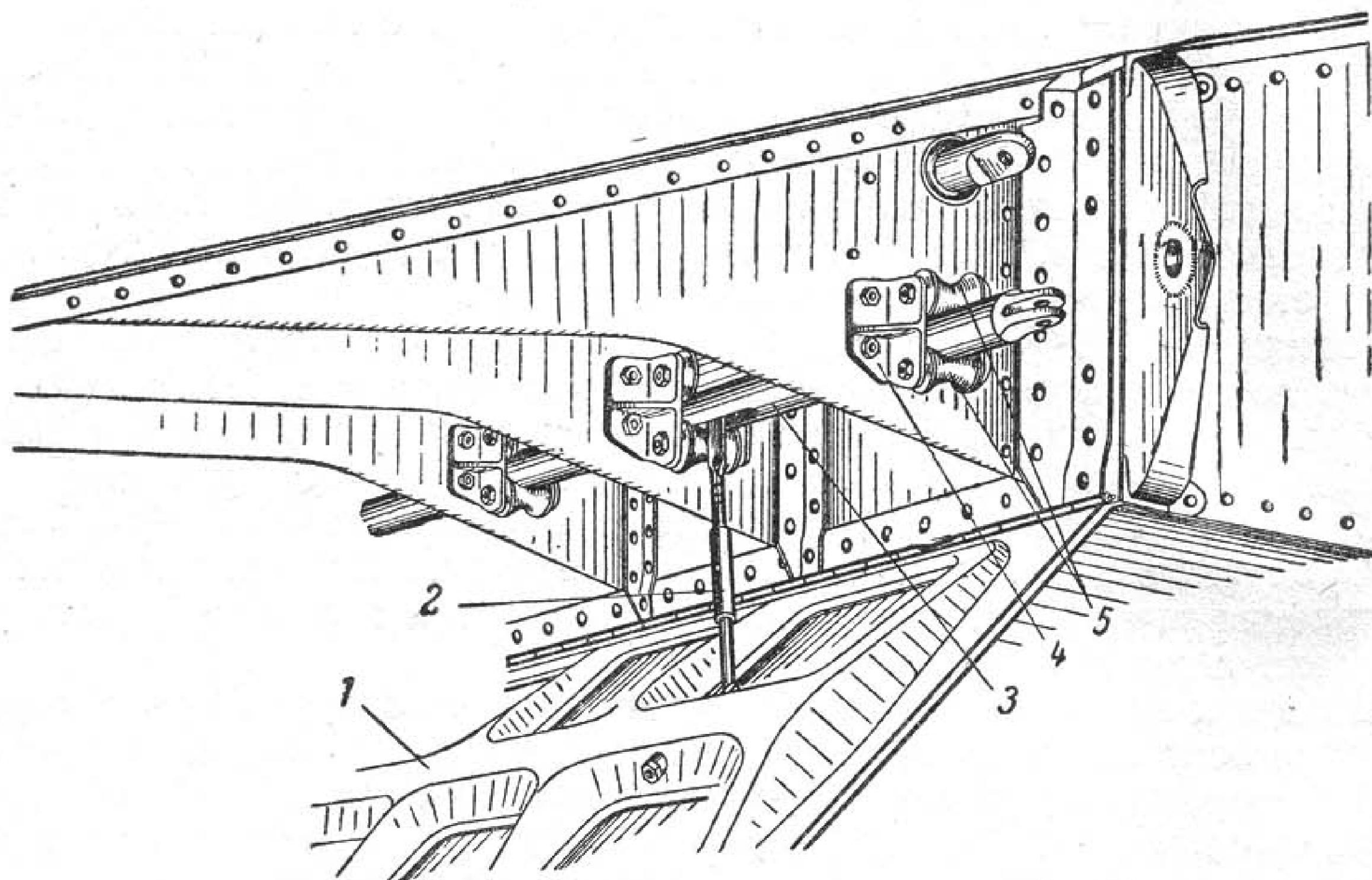
Нервюры № 1, 2, 3, 4 и 5 приспособлены под кессон для установки бензиновых баков. Толщина стенок нервюр в носовой части 1 мм, в средней части 1,2 мм и в хвостовой — 0,8 мм. Для большей жесткости на нервюрах установлены (на заклепках) корытообразные профили.

Нервюры № 6, 7, 8 и 9 цельноштампованные, нервюры с № 10 по 17 по конструкции аналогичны предыдущим и отличаются лишь толщиной материала. Нервюра № 18 цельная, неразрезная, изготовлена из листового дуралюмина толщиной 1,2 мм.



Фиг. 17. Посадочный щиток.

1 — петля; 2 — панель; 3 — обшивка; 4 — шарнир.



Фиг. 18. Установка направляющих роликов и соединение тяги с шарниром щитка.

1 — щиток; 2 — тандер; 3 — тяга; 4 — кронштейн; 5 — направляющие ролики.

Обшивка консоли крыла изготовлена из листов дуралюмина следующих толщин: верхняя обшивка от нервюры № 1 до 13 и вся нижняя — 1,5 мм; хвостовая часть и верхняя обшивка от нервюры № 13 до 18 — 1,2 мм. В местах стыка обшивок по контуру нервюр проложены уширенные дуралюминовые ленты толщиной 1 мм, обеспечивающие четырехрядный заклепочный шов.

Обшивка крепится к каркасу дуралюминовыми заклепками с потайной головкой.

Консоль крыла имеет лючки сверху для заливки бензина в бензиновый бак и снизу для осмотра качалок элеронов.

Посадочные щитки

Посадочные щитки (фиг. 17) имеют назначение уменьшать посадочную скорость самолета.

Щитки состоят из четырех частей: двух центропланнх и двух консольных, расположенных между нервюрами № 1 центроплана и № 9 крыла. Крепятся они на петлях шомполами, являющимися осью вращения щитков.

Каждый щиток состоит из нижнего листа, верхнего цельноштампованного каркаса, петли и трех узлов крепления шарниров тяг толкателей. Каркас щитка штампуются из листового дуралюмина толщиной 1 мм, обшивка щитка из листового электрона толщиной 1,2 мм.

Выпуск и подъем щитков осуществляется гидросистемой с помощью подъемника, тяг и толкателей (фиг. 18 и 19 см. вклейки на стр. 22). Угол отклонения щитков от 0 до 60°.

Элерон

Элерон (фиг. 20) типа «Фрайз» с 25%-ной аэродинамической осевой компенсацией.

Каркас элерона дуралюминовый, клепаный и состоит из стенки лонжерона, лобовой дуралюминовой обшивки, 12 нервюр, заднего обода и узлов навески. Наружная обшивка элерона полотняная. Навеска осуществляется на трех узлах — двух торцевых и одном среднем. По размаху крыла элерон вписан в отсек между нервюрами крыла № 9 и 18.

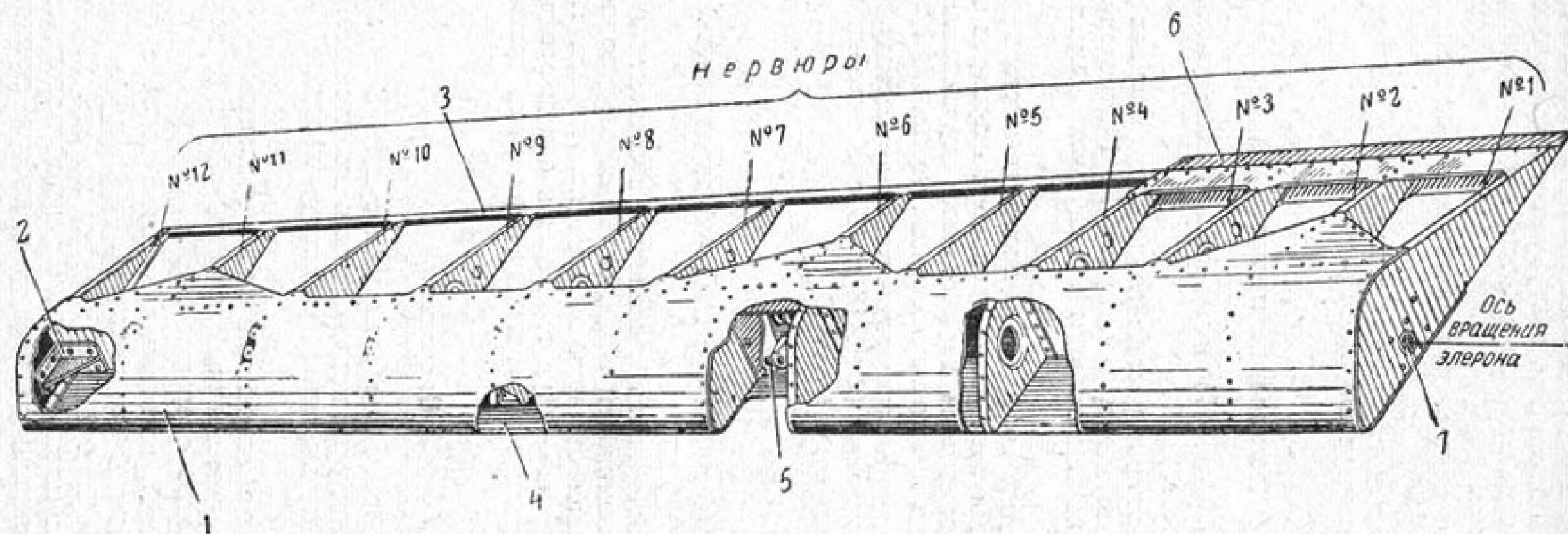
Оперение

Хвостовое оперение самолета свободнонесущее. Вертикальное оперение состоит из киля, руля направления и имеет симметричный профиль «В» 9% толщины, вписанный в контур хвостовой части фюзеляжа.

Горизонтальное оперение в плане трапецевидное с округленными углами и имеет симметричный профиль «В» 11% толщины. Угол установки горизонтального оперения 1°30'.

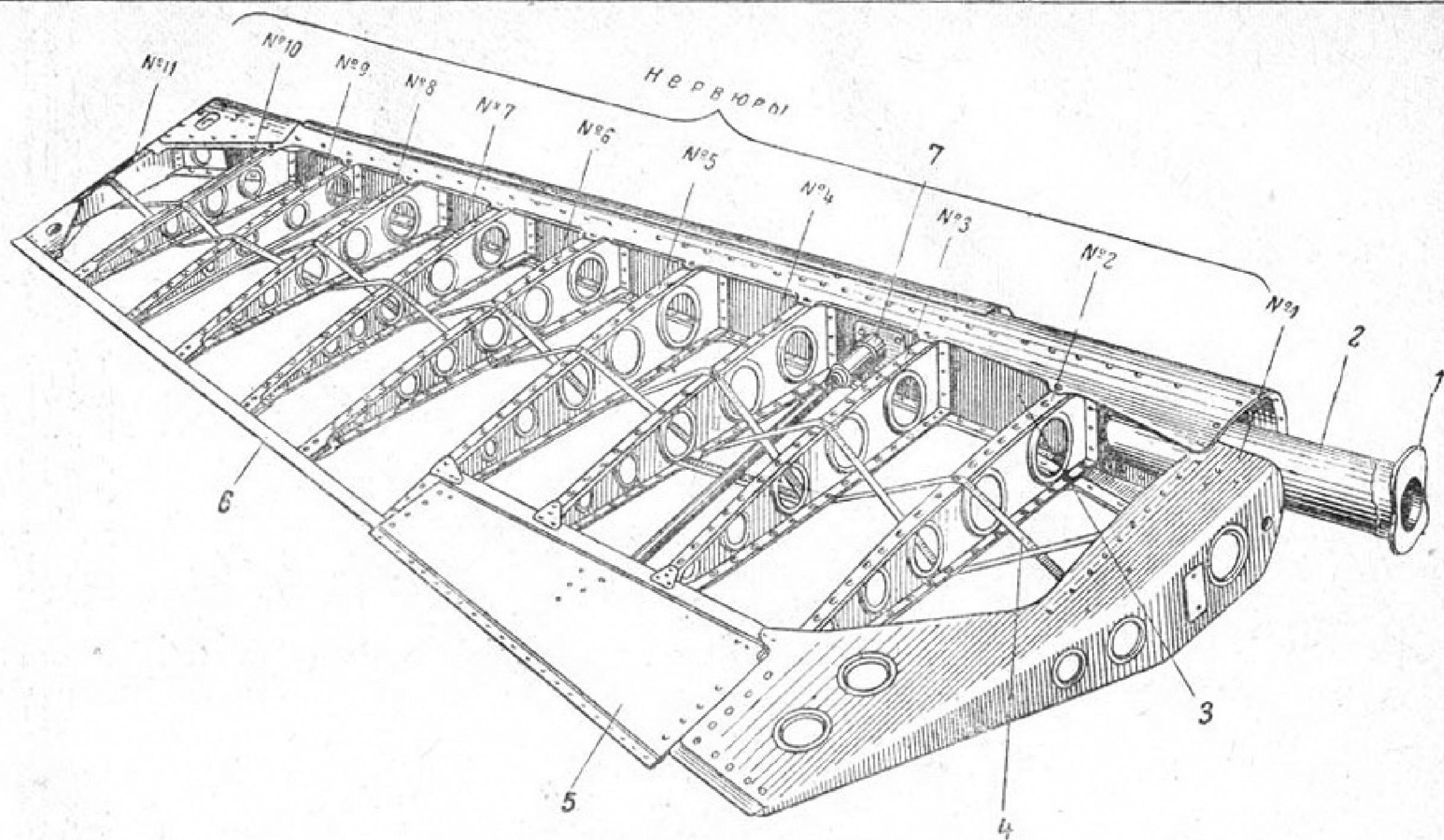
Киль металлический, изготовлен за одно целое с фюзеляжем и установлен по вертикальной оси самолета.

Стабилизатор (фиг. 21 см. вклейку на стр. 22) дуралюминовый и состоит из двух половин. Каркас каждой половины состоит из лонжерона передней стенки, 13 нервюр и набора стрингеров, скрепленных дуралюминовыми заклепками.



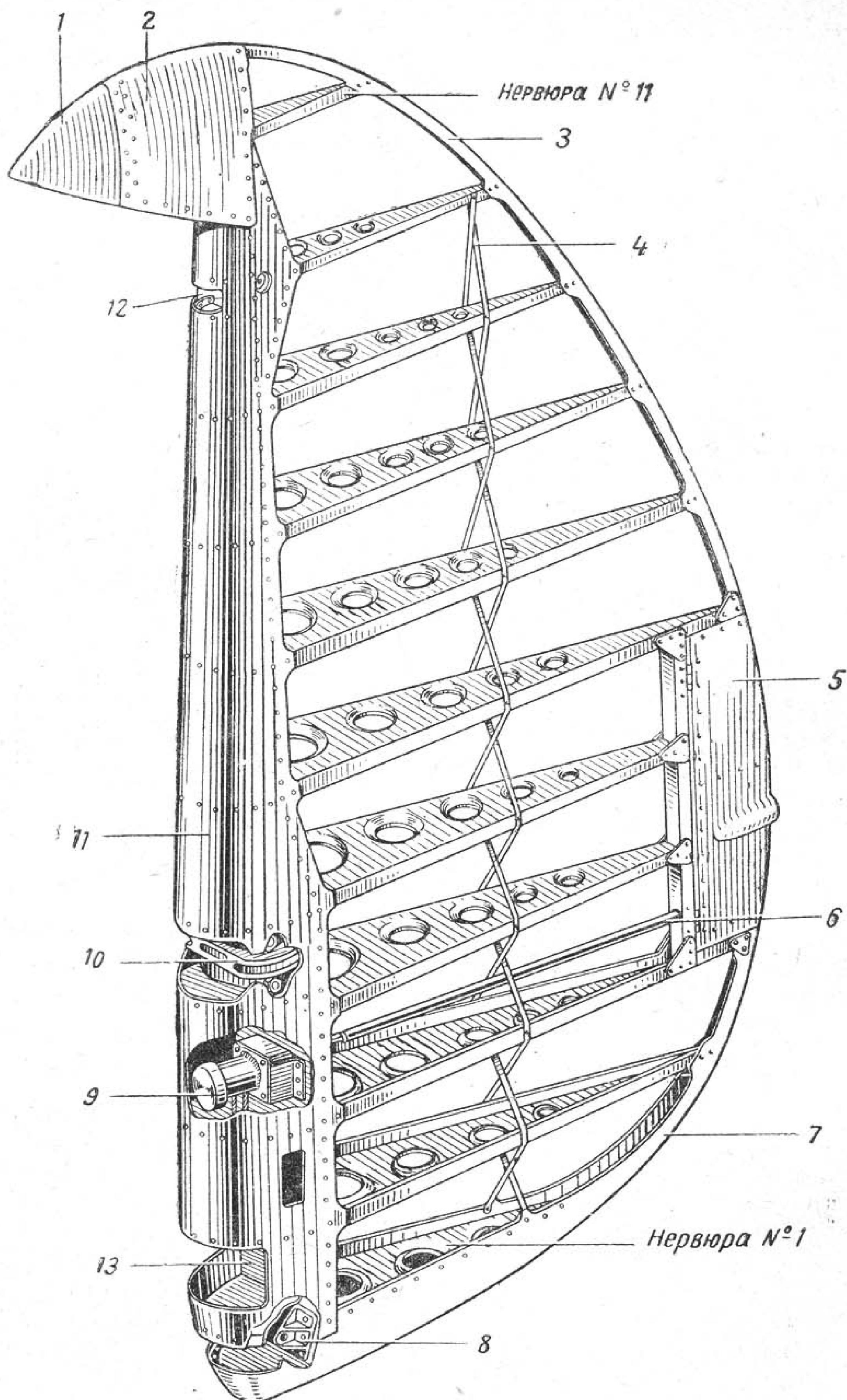
Фиг. 20. Элерон.

1 — обтекатель; 2 — кронштейн концевой узла навески элерона; 3 — обод;
4 — балансир; 5 — средний узел навески элерона; 6 — триммер; 7 — шарикопод-
шипник корневой узла навески элерона.



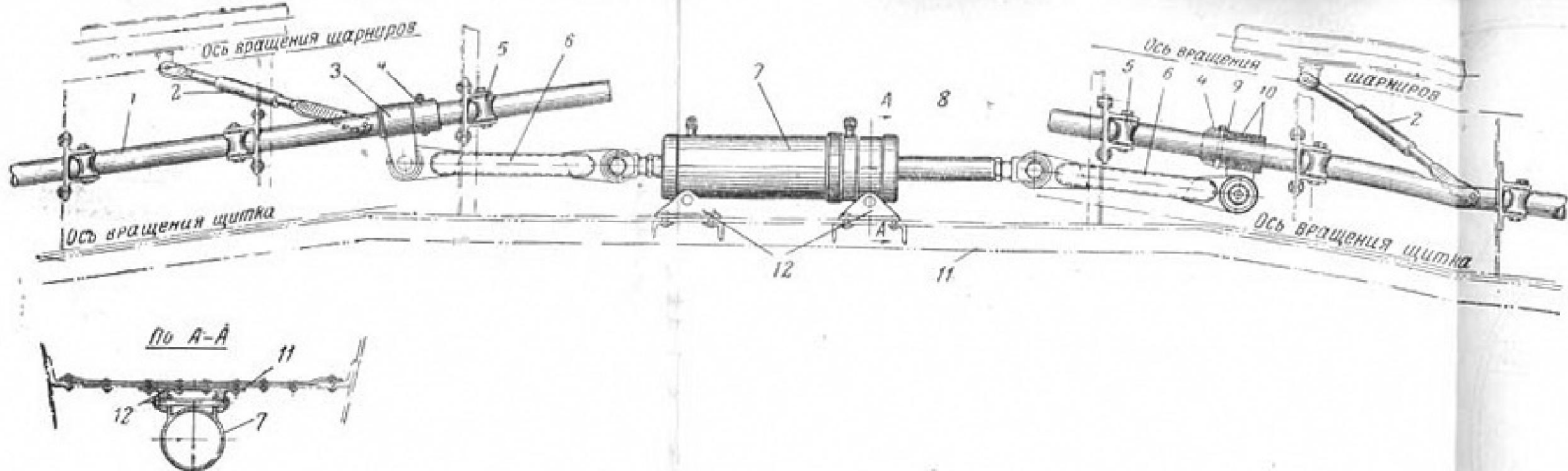
Фиг. 22. Каркас руля высоты.

1 — фланец; 2 — труба; 3 — лонжерон; 4 — лента-расчалка; 5 — триммер; 6 — задний профиль; 7 — механизм управления триммером.



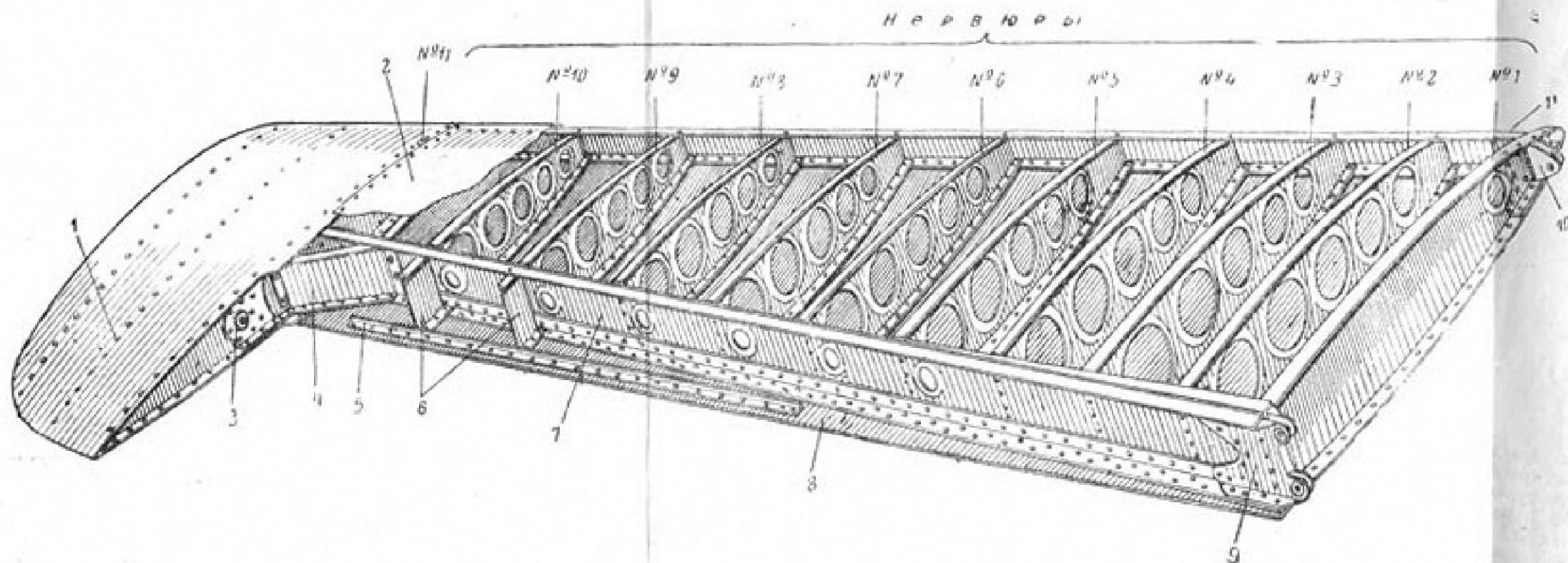
Фиг. 23. Руль направления.

1 — балансир; 2 — законцовка; 3 — обод; 4 — лента; 5 — триммер; 6 — тяга управления триммером; 7 — нижний обод; 8 — нижний узел подвески руля направления; 9 — механизм управления триммером; 10 — сектор; 11 — обтекатель; 12 — верхний узел подвески; 13 — лонжерон.



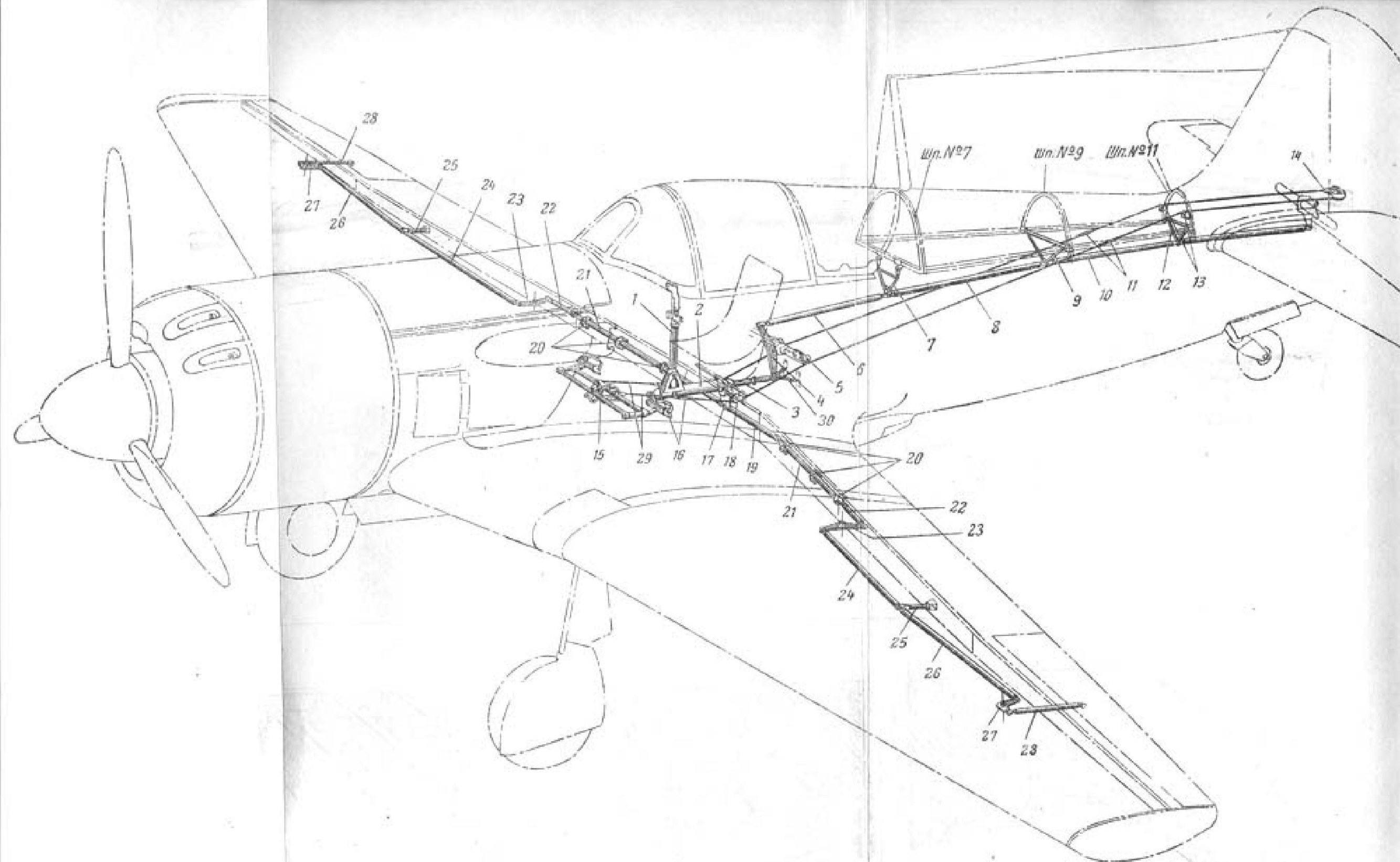
Фиг. 19. Установка подъемника управления щитками.

1 — труба; 2 — тандер; 3 — обойма; 4 — втулка; 5 — направляющие ролики;
6 — тяга; 7 — подъемник щитков; 8 — шток подъемника; 9 и 10 —
втулки; 11 — задняя стенка; 12 — кронштейн крепления подъемника.



Фиг. 21. Стабилизатор.

1 — обтекатель; 2 — верхняя обшивка; 3 — концевой узел подвески руля высоты;
4 — профиль жесткости; 5 — профиль жесткости; 6 — диафрагма; 7 — лонжерон;
8 — нижняя обшивка; 9 — задний узел навески стабилизатора; 10 — передний



Фиг. 24. Схема управления самолетом.

1—ручка управления самолетом; 2—продольная труба; 3—тяги № 1 управления рулем высоты; 4—качалка № 1 управления рулем высоты; 5—ролики управления рулем направления; 6—тяги № 2 управления рулем высоты; 7—качалка № 2 управления рулем высоты; 8—тяги № 3 управления рулем высоты; 9—качалка № 3 управления рулем высоты; 10—тяги № 4 управления рулем высоты; 11—танлеры; 12—качалка № 4 управления рулем высоты; 13—ролики управления рулем направления; 14—сектор из руля направления; 15—педаль

управления рулем направления; 16—танлеры троса; 17—качалка управления элеронами; 18—ролики управления рулем направления; 19—тяги № 1 управления элеронами; 20—люнеты; 21—тяги № 2 управления элеронами; 22—тяги № 3 управления элеронами; 23—качалка № 1 управления элеронами; 24—тяги № 4 управления элеронами; 25—качалка № 2 управления элеронами; 26—тяги № 5 управления элеронами; 27—качалка № 3 управления элеронами; 28—тяги № 6 управления элеронами; 29—трос нижнего управления.

Обшивка стабилизатора дуралюминовая толщиной 1 мм.

Законцовка каждой половины стабилизатора отъемная и крепится болтами к нервюре № 13.

Стыковые узлы стабилизатора изготовлены из хромансильевой стали и термически обработаны до $\sigma_b = 110—140 \text{ кг/мм}^2$.

Каждая половина стабилизатора крепится стыковыми узлами к выступающим узлам на шпангоутах фюзеляжа № 12 и 14; к шпангоуту № 12 одним 8-мм болтом, а к шпангоуту № 14 — двумя 12-мм болтами. Болты хромансильевые и термически обработаны до $\sigma_b = 110—140 \text{ кг/см}^2$.

Р у л ь в ы с о т ы (фиг. 22) дуралюминовый, с полотняной обшивкой и состоит из двух половин.

Руль подвешен шарнирно, на трех узлах; из них средний — общий, соединяющий между собой обе половины руля при помощи плоской качалки, закрепленной на узле шпангоута фюзеляжа № 15. Обе половины крепятся между собой хромансильевыми болтами диаметром 8 мм.

Р у л ь н а п р а в л е н и я (фиг. 23) дуралюминовый, с полотняной обшивкой, шарнирно подвешен к килю на трех узлах. Средний узел подвески одновременно является сектором для тросов управления.

Руль направления имеет управляемый триммер.

Управление самолетом

Управление самолетом (фиг. 24) состоит из:

- 1) ручного управления рулем высоты и элеронами;
- 2) ножного управления рулем направления;
- 3) управления триммерами рулей.

Р у ч н о е управление рулем высоты и элеронами осуществляется при помощи ручки управления, жестких трубчатых тяг и качалок, передающих движение от ручки к рулю высоты и элеронам.

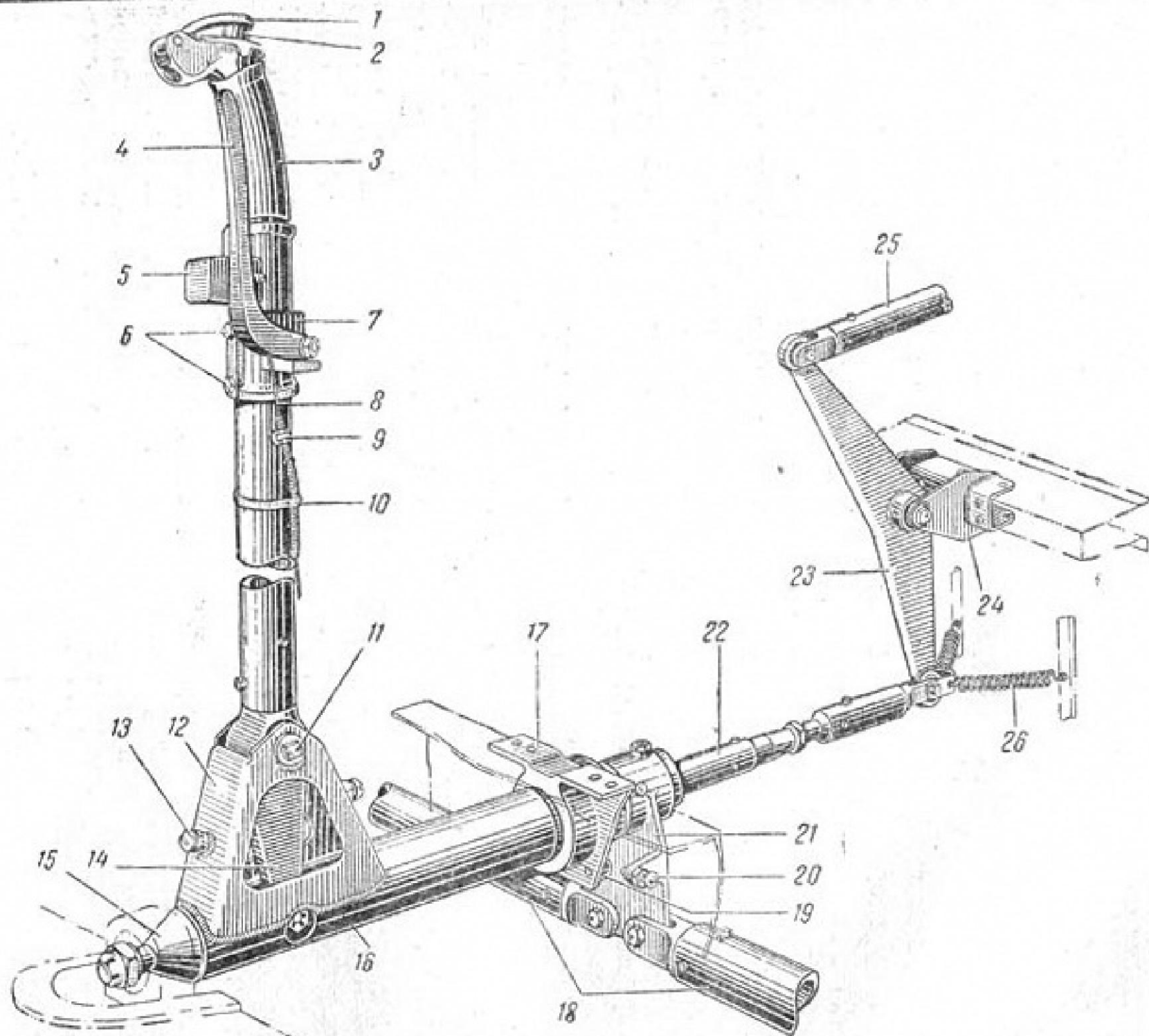
Ручка управления (фиг. 25) состоит из трубы, рычага и рукоятки. В рукоятке смонтированы кнопки электроспусков вооружения и тормозной рычаг ПУ-6.

Углы отклонения ручки «от себя» — $13^\circ 15'$, «на себя» — $22^\circ 30'$, вправо и влево — 21° .

Передача движения от ручки к рулю высоты осуществляется при помощи пяти тяг, соединенных одна с другой качалками, расположенными на шпангоутах фюзеляжа № 5, 7 и 11. Передача движения от ручки управления к элеронам осуществляется через жесткие тяги № 1, 2, 3, 4, 5, 6, связанные между собой качалками, установленными в разьемах крыла с центропланом, а также между нервюрами № 6 и 7 и между нервюрами крыла № 12 и 13. Тяги № 2 на участках центроплана опираются на роликовые люнеты, установленные на нервюрах № 1, 4 и 6.

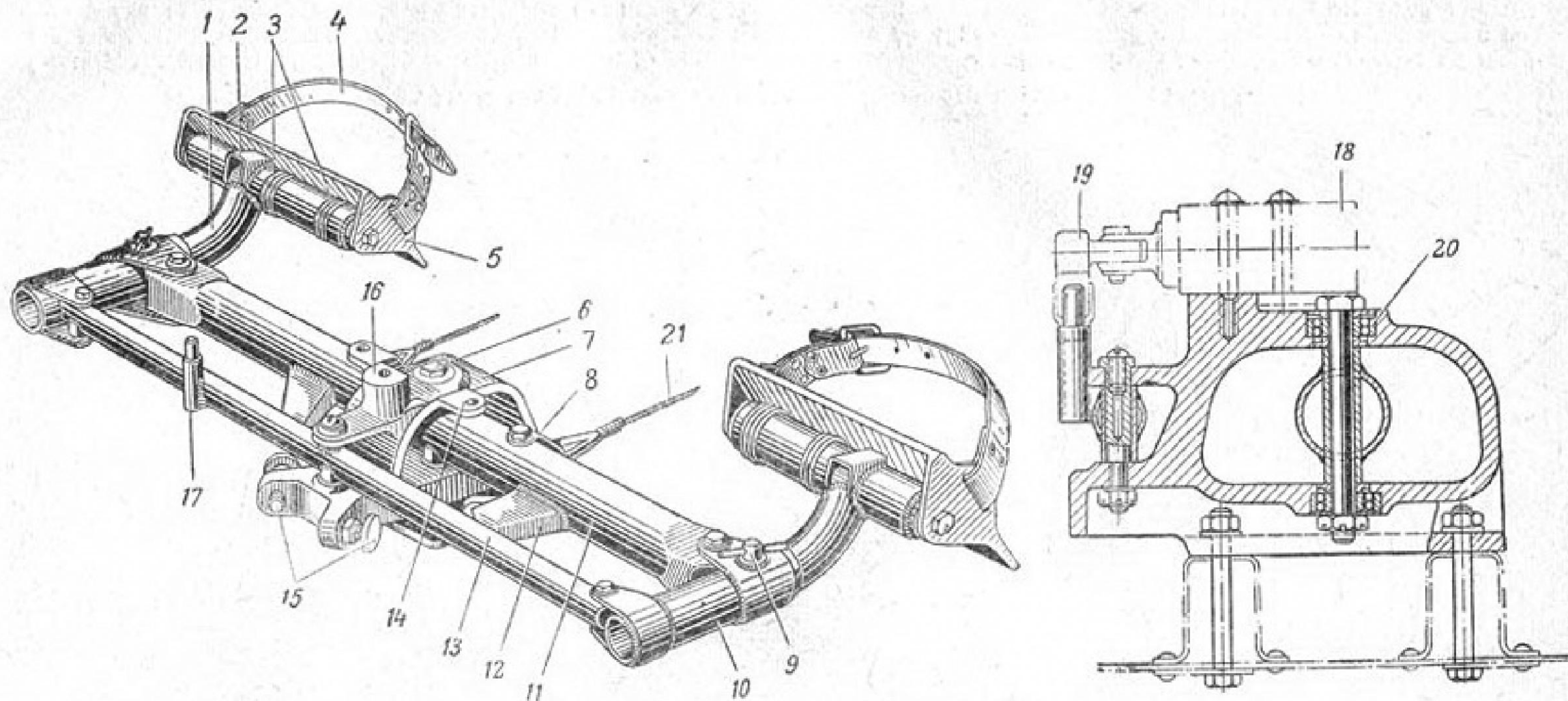
Н о ж н о е управление (фиг. 26) предназначено для передачи движения от педалей через тросы к рулю направления. Тросы от педалей к рулю направления проходят по роликам, установленным на поперечной балке пола на шпангоутах № 5 и 12. Натяжение тросов после окончательной регулировки должно быть $50 \pm 5 \text{ кг}$.

Отклонение педалей вправо и влево должно составлять 25° .



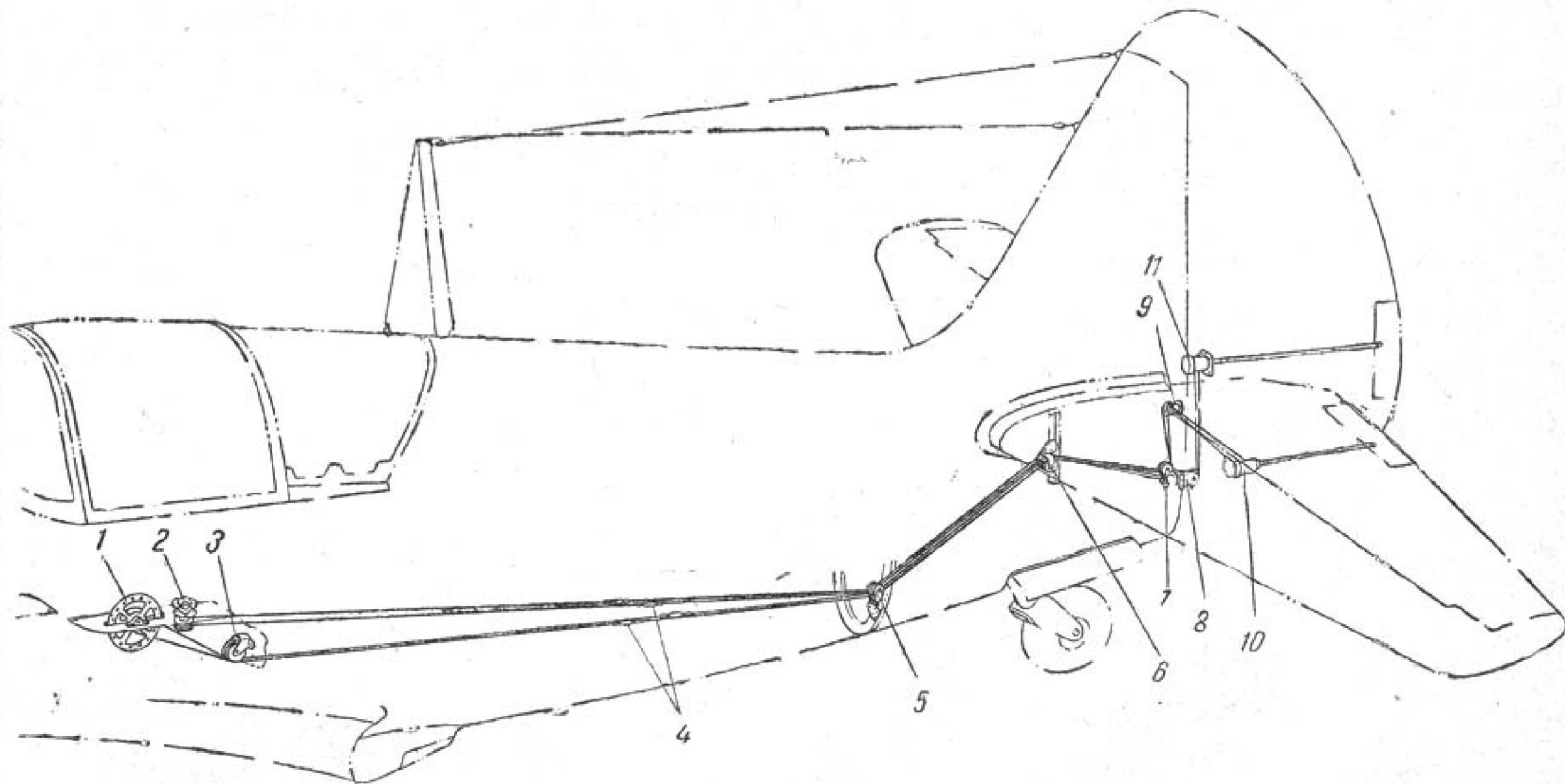
Фиг. 25. Установка ручки управления самолетом.

1 — предохранитель; 2 — кнопка вооружения; 3 — ручка Р-1; 4 — тормозной рычаг; 5 — контактная коробка; 6 — болты крепления ручки Р-1; 7 — кронштейн тормозного рычага; 8 — трос; 9 — болт крепления бoudена; 10 — хомут; 11 — осевой болт; 12 — коробка; 13 — винт-упор; 14 — рычаг управления рулем высоты; 15 — передняя опора; 16 — продольная труба; 17 — задняя опора трубы; 18 — тяга управления элеронами; 19 — упор; 20 — винт упора; 21 — качалка управления элеронами; 22 — тяга управления рулем высоты; 23 — качалка; 24 — кронштейн; 25 — тяга; 26 — пружины.



Фиг. 26. Педаль ногого управления.

1 — педаль; 2 — упор; 3 — пружина; 4 — ремень; 5 — подножка; 6 — осевой болт; 7 — кронштейн; 8 — серьга; 9 — винт; 10 — звено; 11 — труба; 12 — упор; 13 — труба; 14 — ушки для крепления дифференциала; 15 — винты-упоры; 16 — прилив для крепления дифференциала; 17 — штырь для рычага дифференциала; 18 — дифференциал; 19 — рычаг дифференциала; 20 — шарикоподшипник; 21 — трос ногого управления.



Фиг. 27. Схема управления триммерами руля высоты и руля направления.

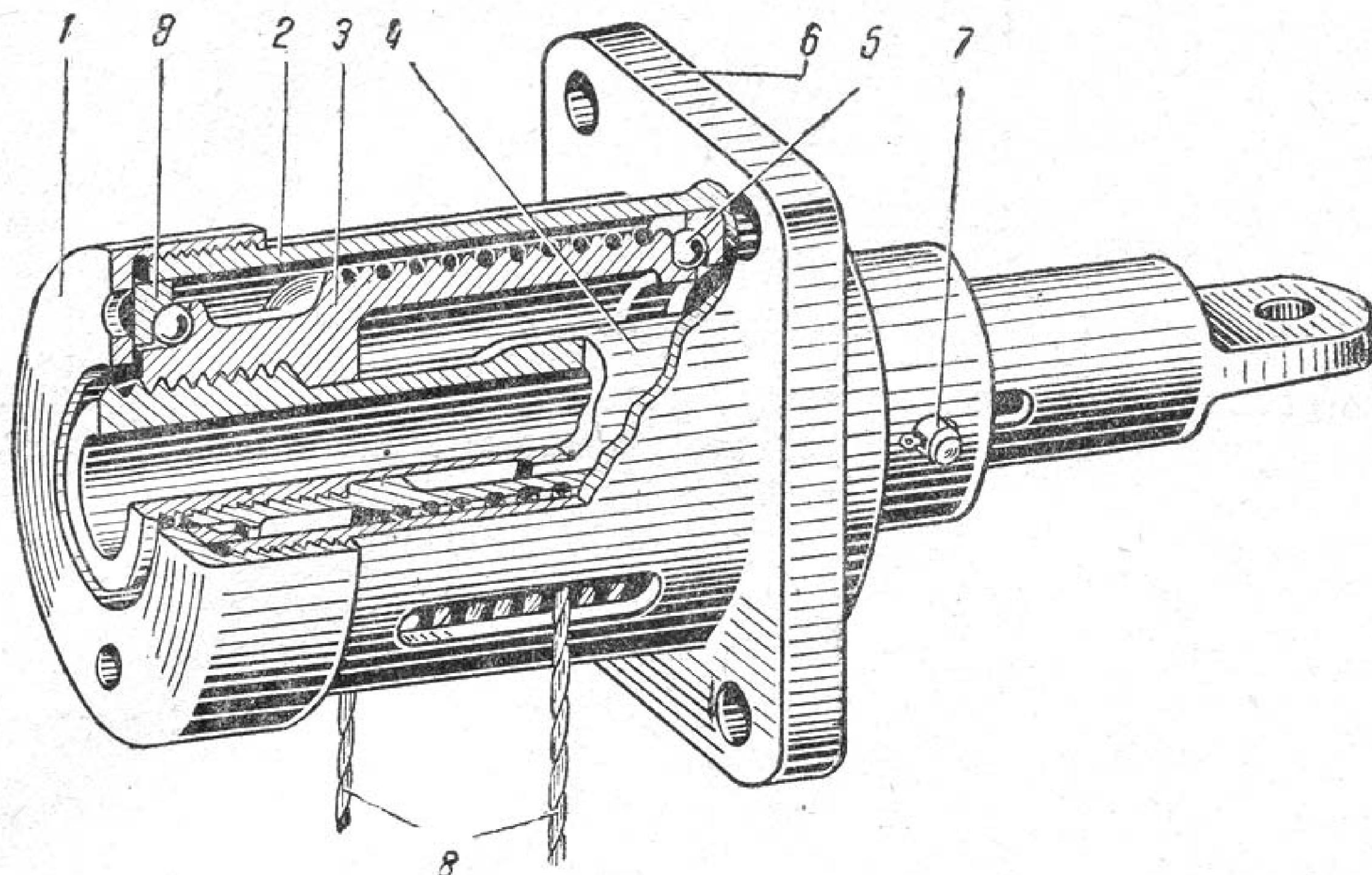
1 — штурвал управления триммером руля высоты; 2 — штурвал управления триммером руля направления; 3 — направляющий ролик на шпангоуте № 5; 4 — тандеры; 5 — направляющие ролики на шпангоуте № 10; 6 — направляющие роли-

ки на шпангоуте № 12; 7 — кронштейн с роликами на шпангоуте № 15; 8 — кронштейн с роликами; 9 — кронштейн с роликами; 10 — механизм управления триммером руля высоты; 11 — механизм управления триммером руля направления.

Управление триммерами

Для обеспечения равновесия самолета на различных режимах полета рули направления и высоты снабжены триммерами.

Триммеры управляются штурвалами посредством тросов, проведенных по роликам к механизмам триммеров (фиг. 27 и 28).



Фиг. 28. Механизм управления триммером руля направления.

1 — гайка; 2 — корпус; 3 — барабан; 4 — шток; 5 — шарикоподшипник; 6 — фланец; 7 — валик; 8 — трос; 9 — упорное кольцо.

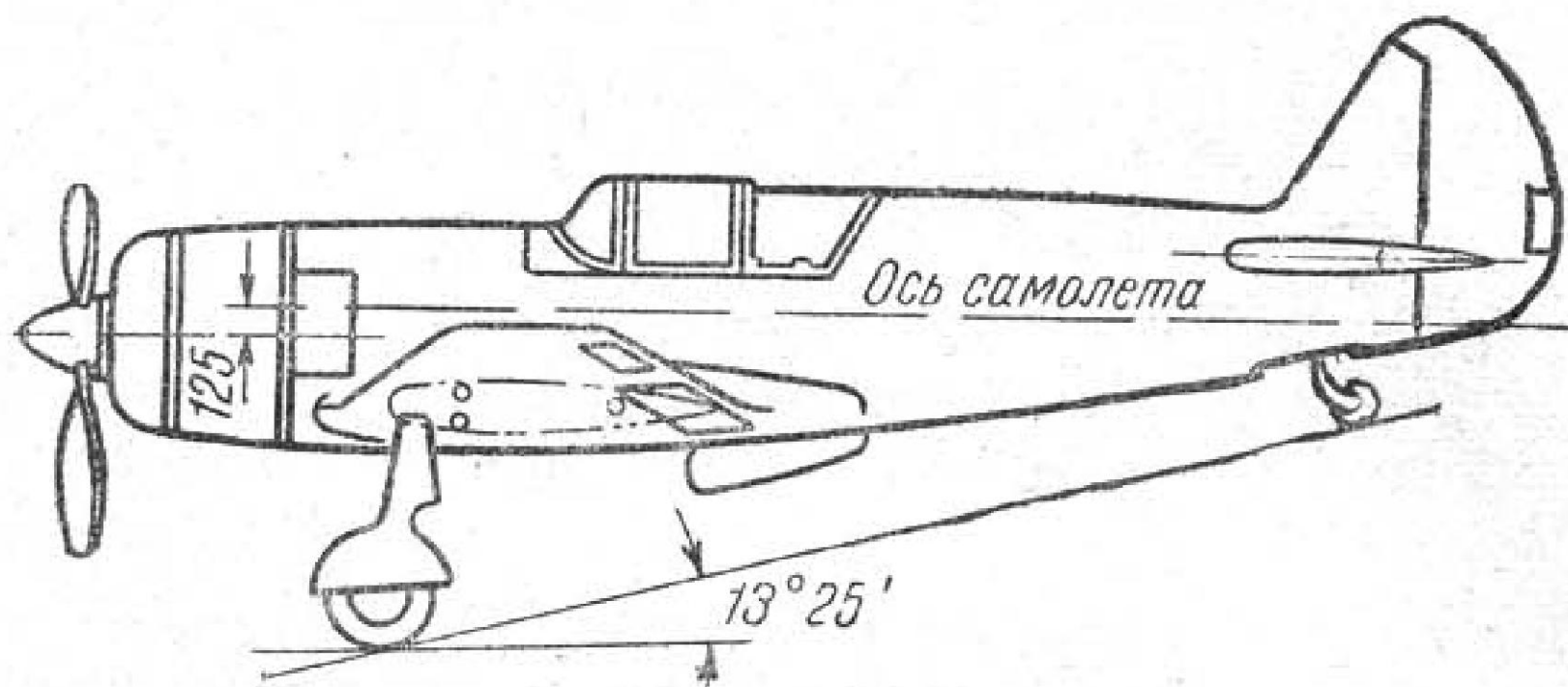
Натяжка тросов управляемых триммеров после окончательной регулировки должна быть 25—30 кг.

На элеронах вместо управляемого триммера приклепаны тонкие пластины (неуправляемые триммеры), которые могут быть отогнуты на земле летчиком по мере надобности вверх или вниз.

РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

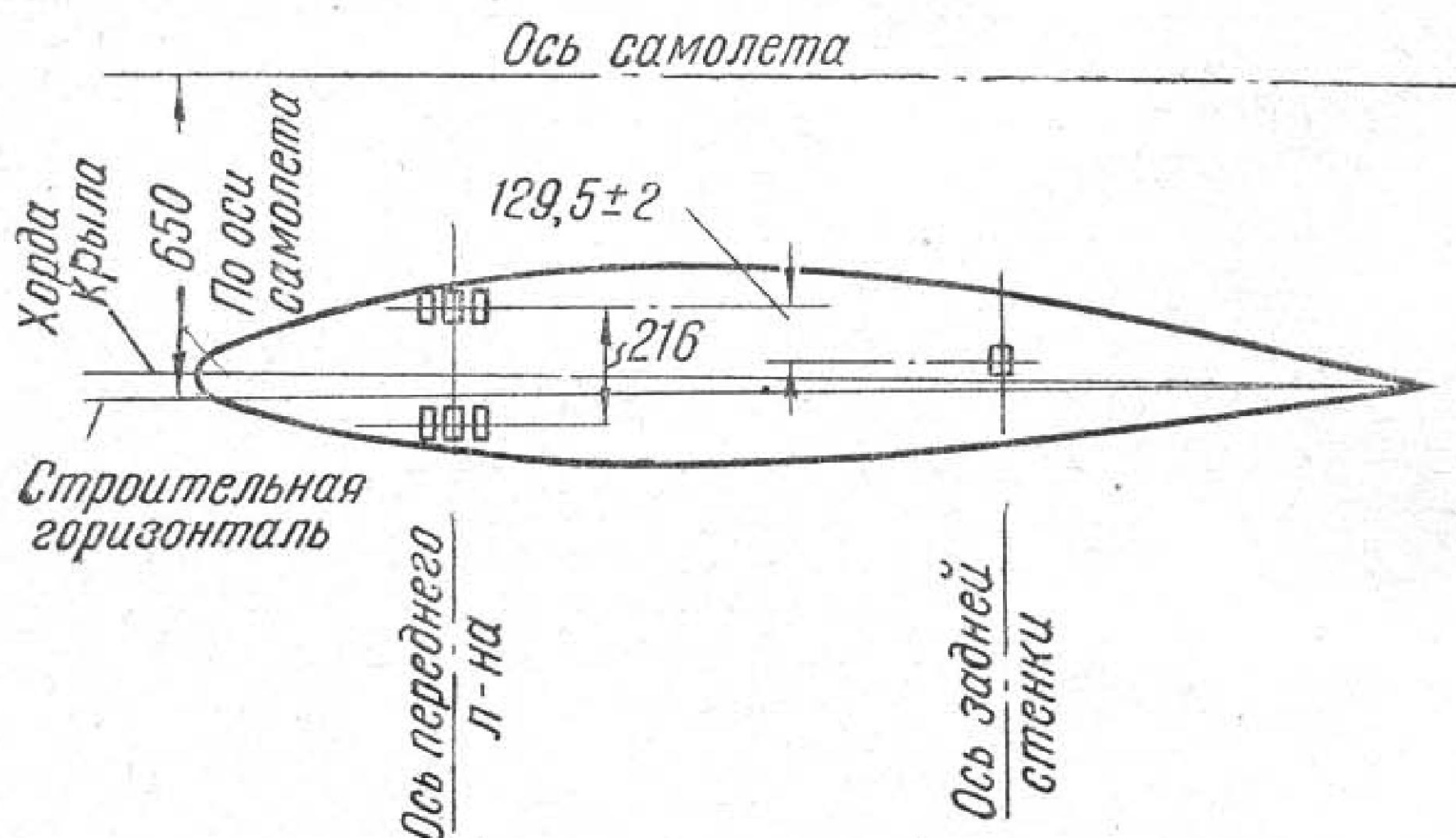
Установка самолета в линию полета

Для обеспечения точности регулировки и проверки основных регулировочных размеров самолет устанавливают в линию полета (фиг. 29)



Фиг. 29. Установка самолета в линию полета.

по реперам, размещенным по бортам фюзеляжа. Проверять регулировочные размеры крыла нужно по нивелировочным размерам стыковых узлов центроплана с консолью (фиг. 30).



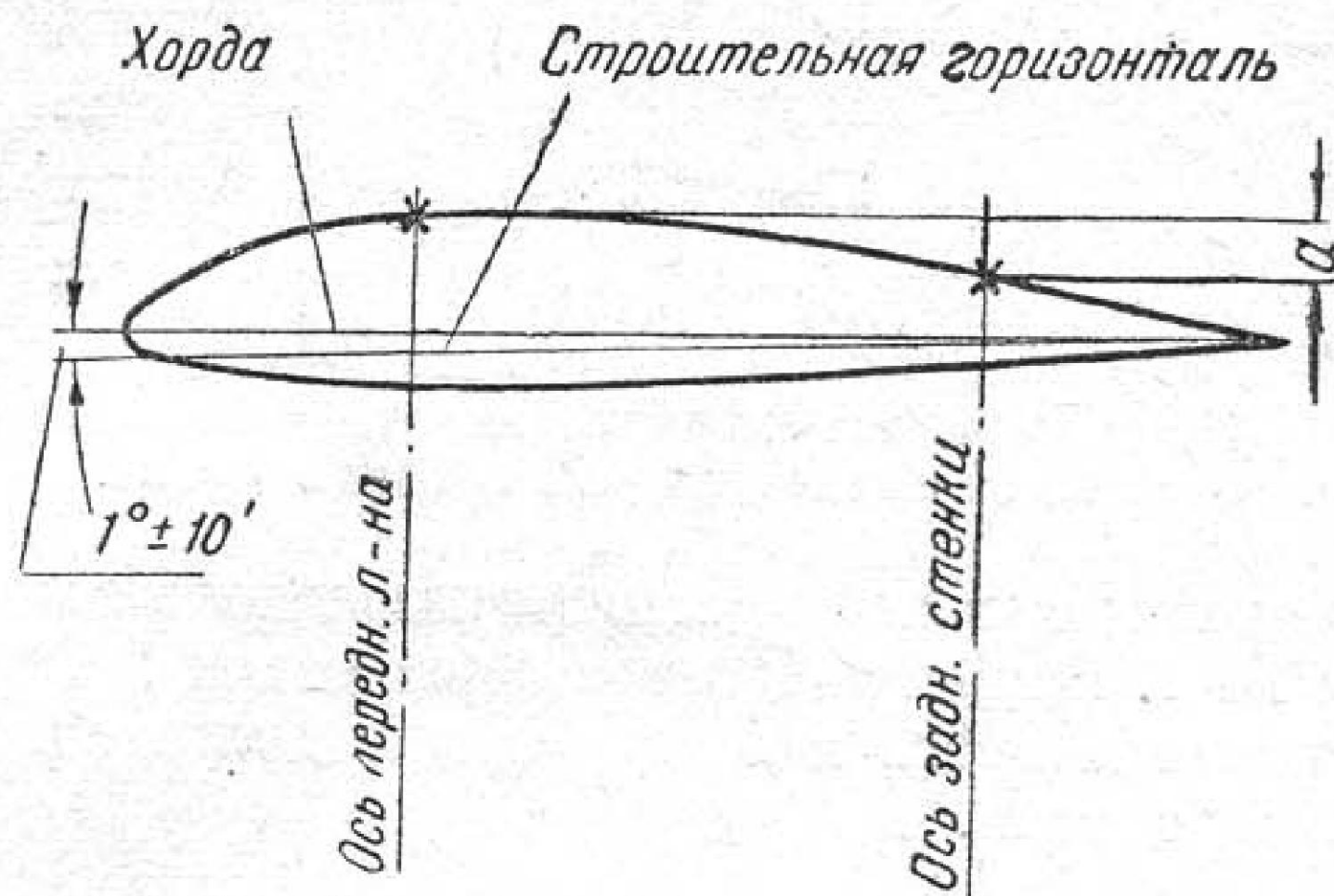
Фиг. 30. Нивелировочные размеры стыковых узлов центроплана.

Расстояние 129,5 мм между осями стыковых болтов верхнего переднего и заднего узлов стыковки центроплана с консолью обеспечивает установку самолета в линию полета. Установочный допуск ± 2 мм.

Нивелировочные данные крыла

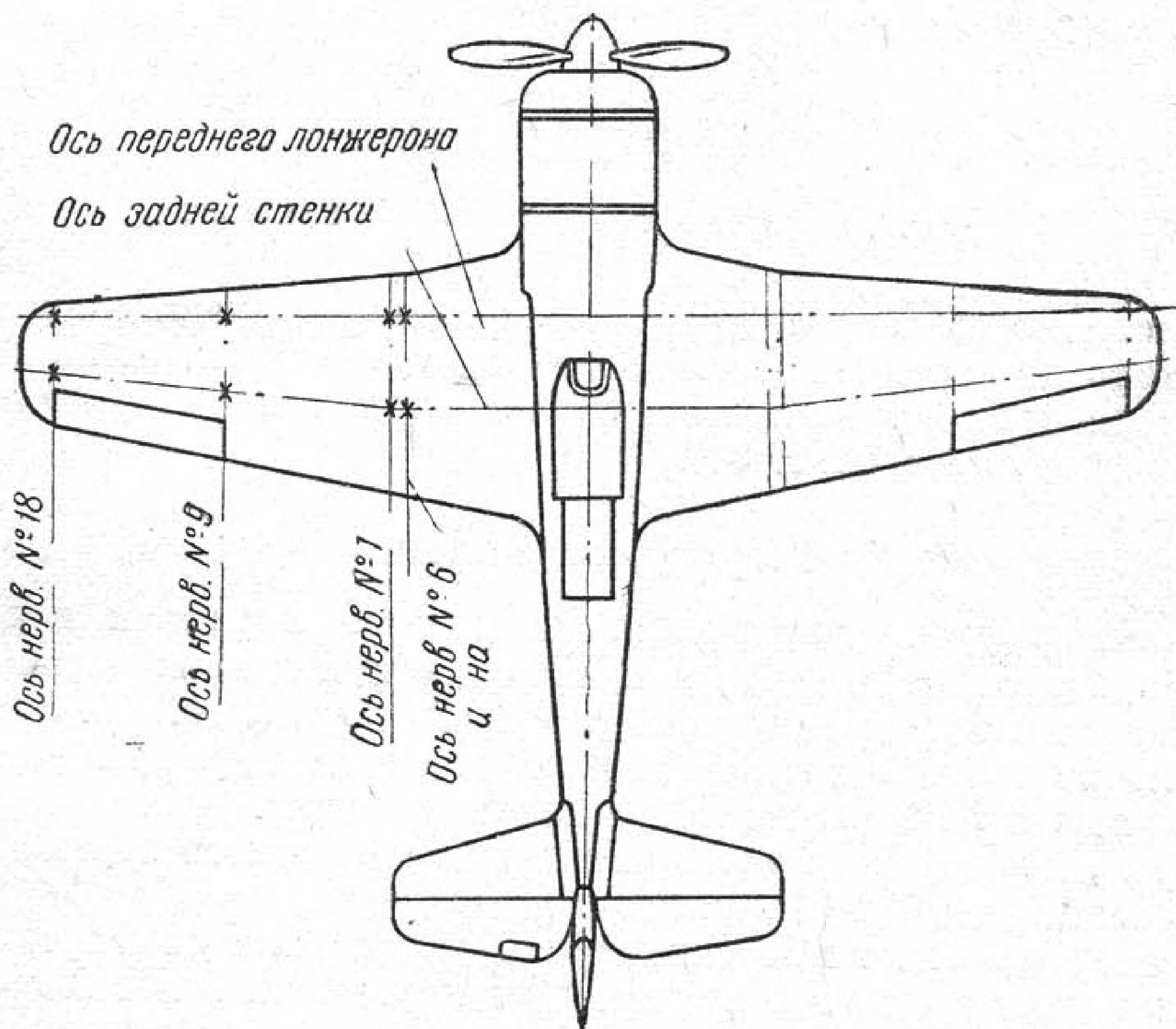
Угол установки крыла относительно оси самолета равен $1^{\circ} \pm 10'$ и распространяется по всему размаху (фиг. 31).

Правильность регулировочных данных проверяется путем замера превышений обшивки крыла по оси переднего лонжерона в сечениях



Фиг. 31. Определение угла установки крыла.

нервюр № 1, 9, 18 консоли и нервюры № 6 центроплана над соответствующими точками обшивки, расположенной по оси стенки, заменяющей задний лонжерон (фиг. 32).



Фиг. 32. Установочные точки крыла.

Замеры проводятся по верхней плоскости крыла и величина их приведена в таблице.

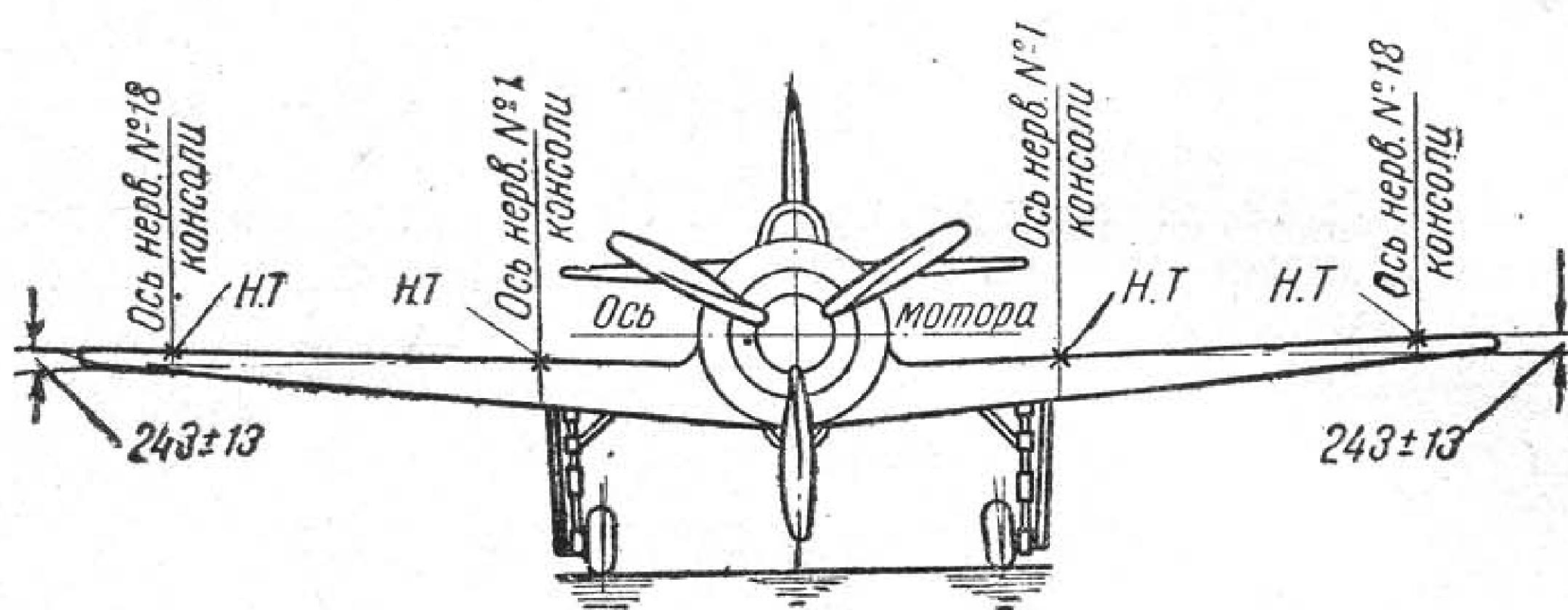
Поперечное V крыла, равное $6^{\circ} \pm 15'$ (относительно строительной горизонтали консоли крыла), проверяется превышением профиля нервю-

Нивелировочные данные крыла

Точки замер- а	Превышения переднего лонжерона над задней стенкой (по чертежу) мм	Допуск, мм
6ц	59,5	± 2
1к	51,0	± 2
9к	27,0	± 2
18к	8,5	± 2

Примечание. Обозначение „ц“ относится к нервюре центроплана и „к“ — к нервюрам крыла.

ры № 18, консоли крыла в плоскости оси переднего лонжерона над профилем нервюры № 1. Величина превышения равна 243 ± 13 мм (фиг. 33). Разница в установке правого и левого крыла должна находиться в пределах указанного допуска.



Фиг. 33. Определение поперечного V крыла.

Стреловидность крыла проверяется замером расстояния от носка вала мотора до передней нивелировочной точки нервюры № 18 консоли сверху. При этом разница в замерах правой и левой консолей крыла допускается в 10 мм (фиг. 34).

Регулировка элеронов

Отклонение ручки управления самолетом вправо и влево равно $21^\circ \pm 1^\circ$, при этом отклонение элеронов вверх или вниз равно $18^\circ 30' \pm 1'$, что соответствует линейным размерам 104 ± 6 мм (фиг. 35). Замеры производятся по задней кромке первой торцевой нервюры элеронов (у нервюры крыла № 9) от нейтрального положения.

Зазор между носками элерона и крылом в пролете нервюр № 9 и 18 элерона составляет $4,5 \pm 1$ мм.

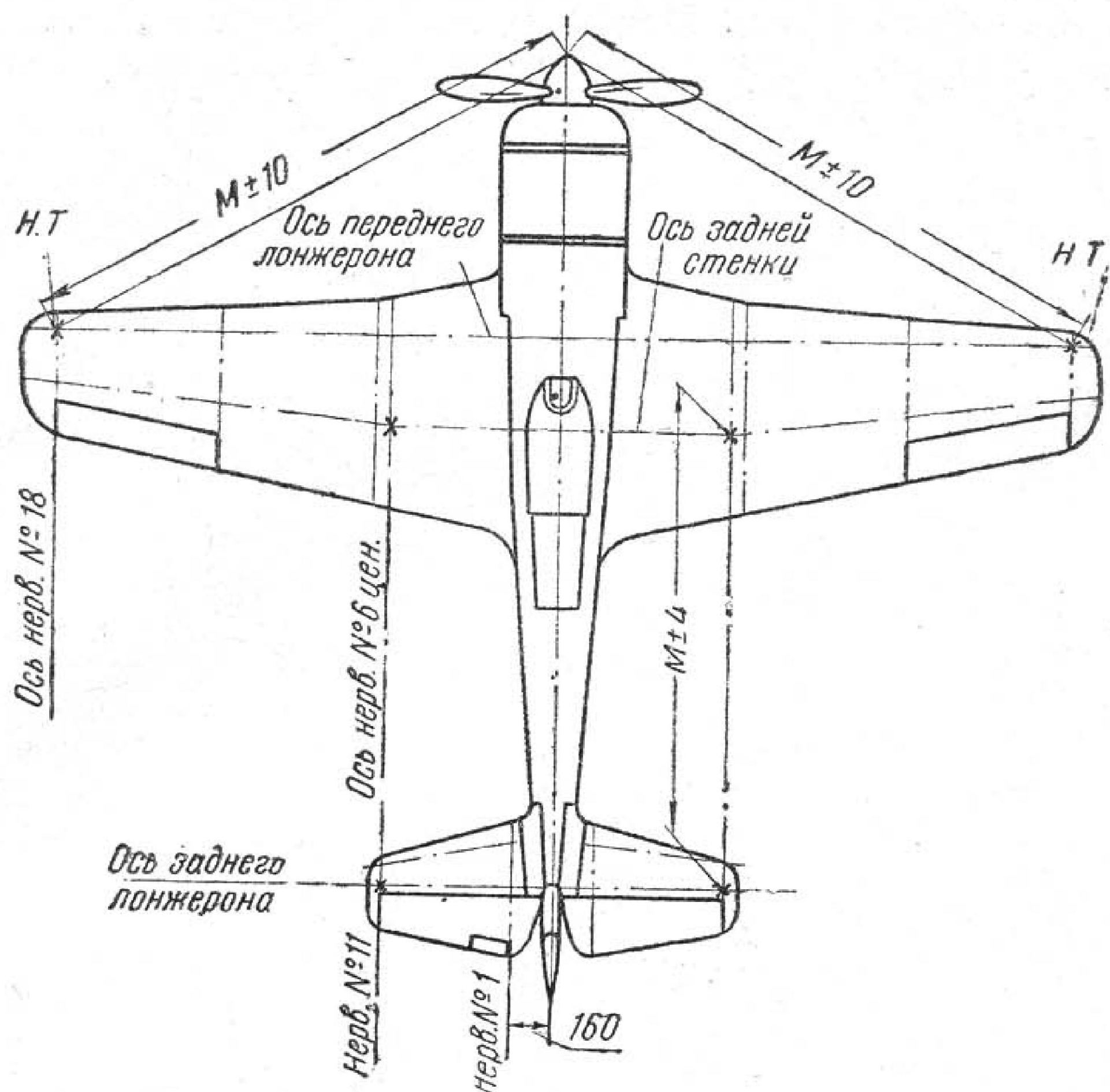
При нейтральном положении ручки управления самолетом один из элеронов может иметь превышение над другим не более 3 мм.

Отклонение ручки управления самолетом от нейтрального положения при заземленных рулях вследствие наличия люфтов во всех сочленениях ручного управления не должно превышать:

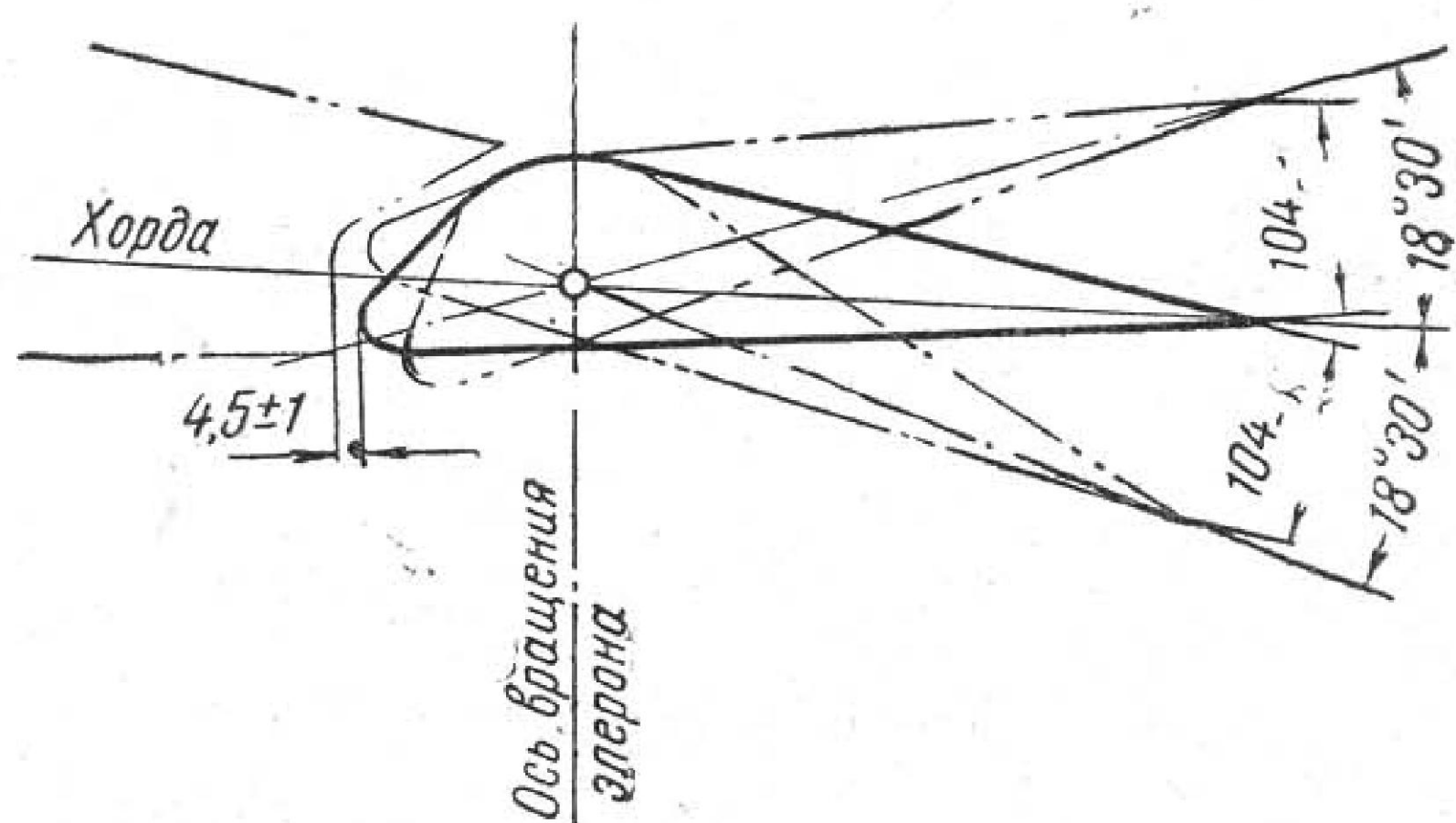
в продольном направлении $\pm 2,5$ мм,

в поперечном направлении ± 3 мм.

Замер производится по верху ручки при заземленных рулях и минимальной нагрузке, не вызывающей упругих деформаций в системе.



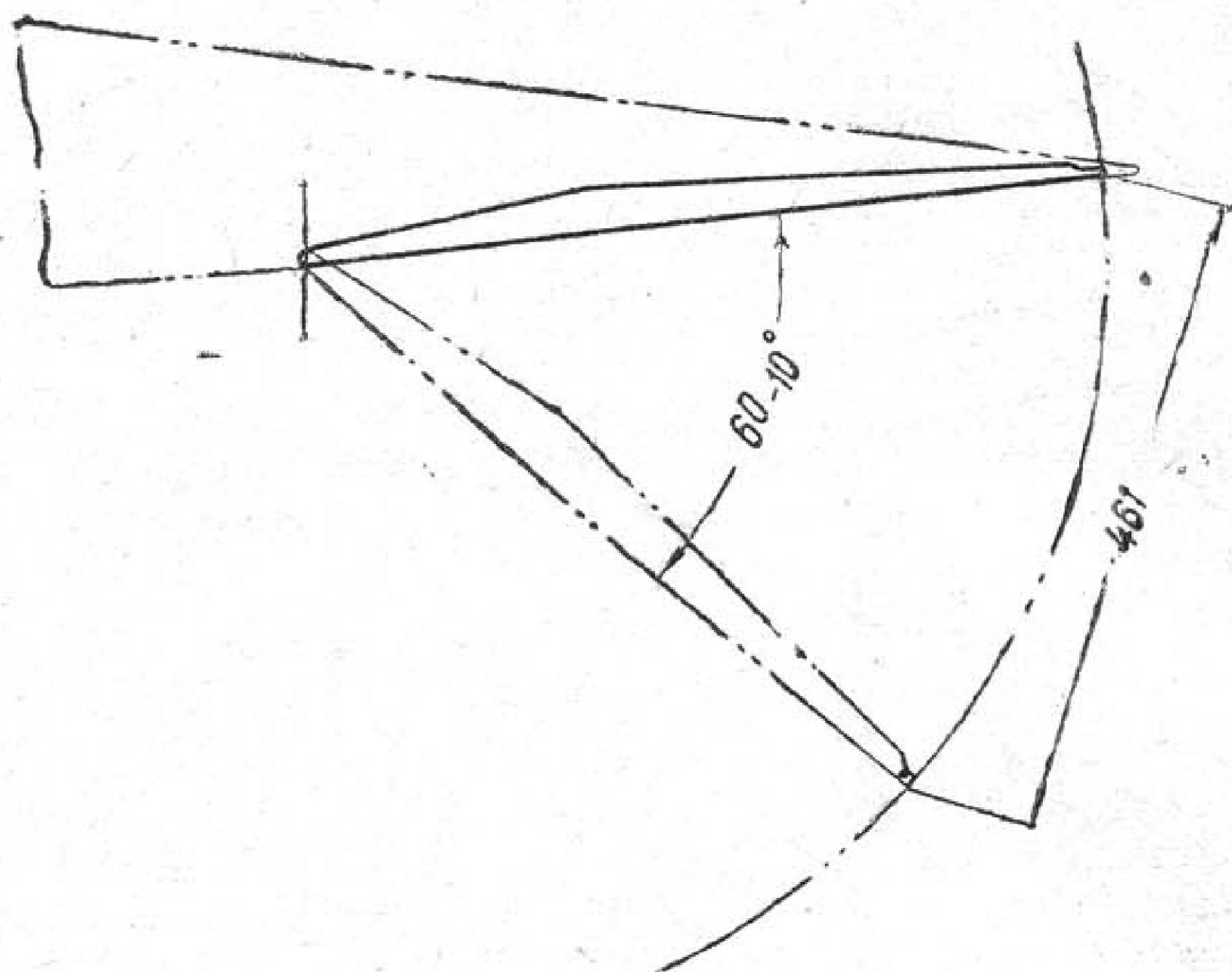
Фиг. 34. Проверка стреловидности крыла.



Фиг. 35. Отклонение элеронов.

Регулировка щитков

Полное отклонение щитков (фиг. 36) равно $60^{\circ}-10^{\circ}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки щитков по нервюре № 6 центроплана — 461^{+77} мм. При отклонении щитков на 20° или на 160 мм разница в размерах отклонения правого и левого щитков допускается не более 3° или 24 мм.



Фиг. 36. Отклонение щитка.

Нивелировочные данные стабилизатора

Угол установки стабилизатора $1^{\circ}30' \pm 10'$, что дает превышение передней стенки (заменяющей лонжерон) над лонжероном по оси нервюры № 1 (по нижней поверхности стабилизатора) $a = 57,5 \pm 2$ мм и по оси нервюры № 11 $a = 26,5 \pm 1$ мм (фиг. 37).



Фиг. 37. Установка стабилизатора.

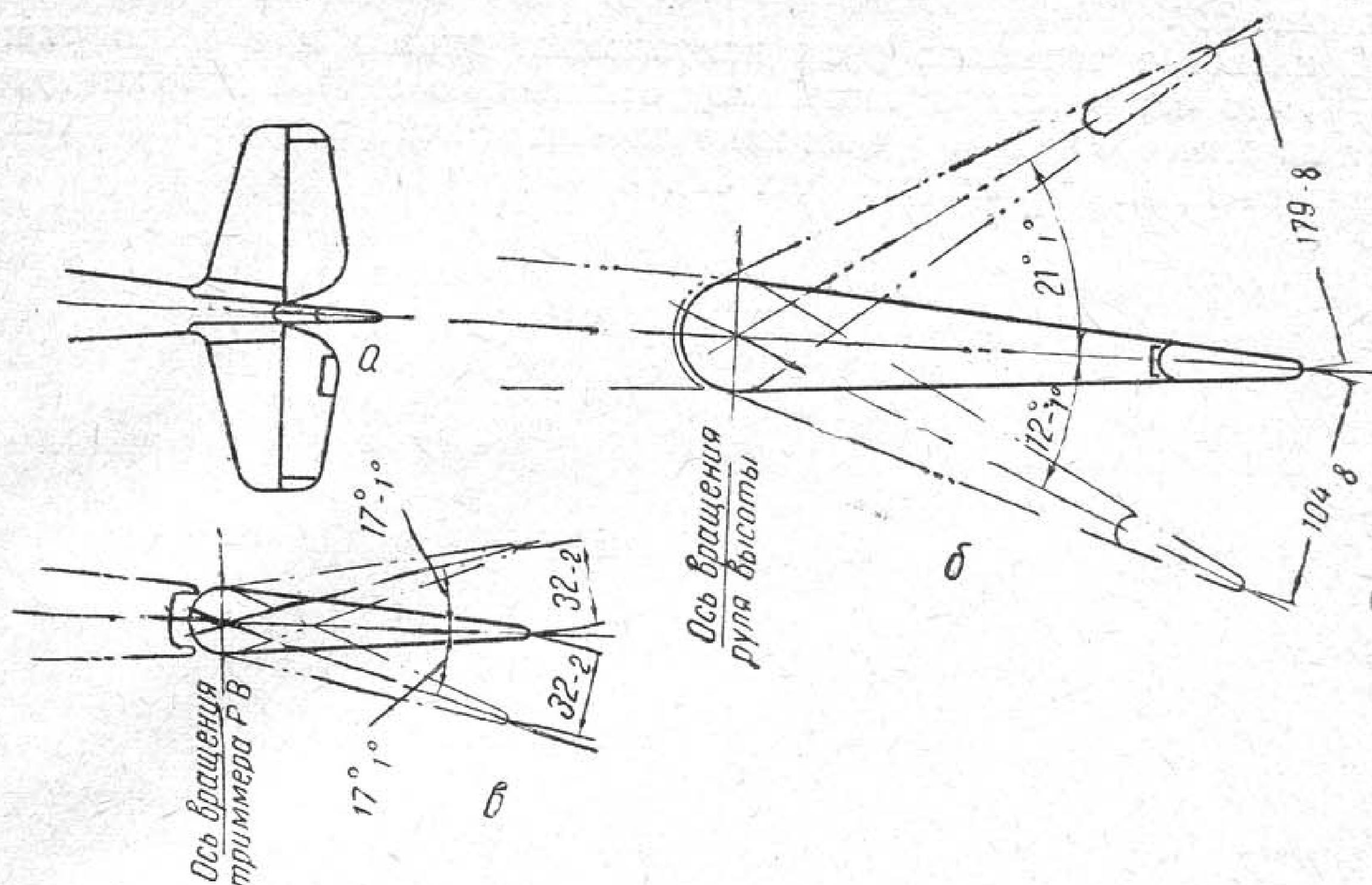
Поперечное V стабилизатора равно 0° .

Установка стабилизатора в плане проверяется замерами от передней нивелировочной точки нервюры № 11 стабилизатора снизу до задней нивелировочной точки нервюры № 6 центроплана. Разница в замерах должна быть не более ± 4 мм (см. фиг. 34).

Задняя нивелировочная точка на нервюре № 6 центроплана находится на пересечении оси нервюры с осью задней стенки центроплана.

Регулировка руля высоты

Отклонение ручки управления самолетом «от себя» — $13^{\circ}15'$, «на себя» — $22^{\circ}30'$. Этим отклонениям ручки соответствует отклонение руля высоты: вниз — $12^{\circ}-1^{\circ}$, или линейное отклонение $104-8$ мм и от-

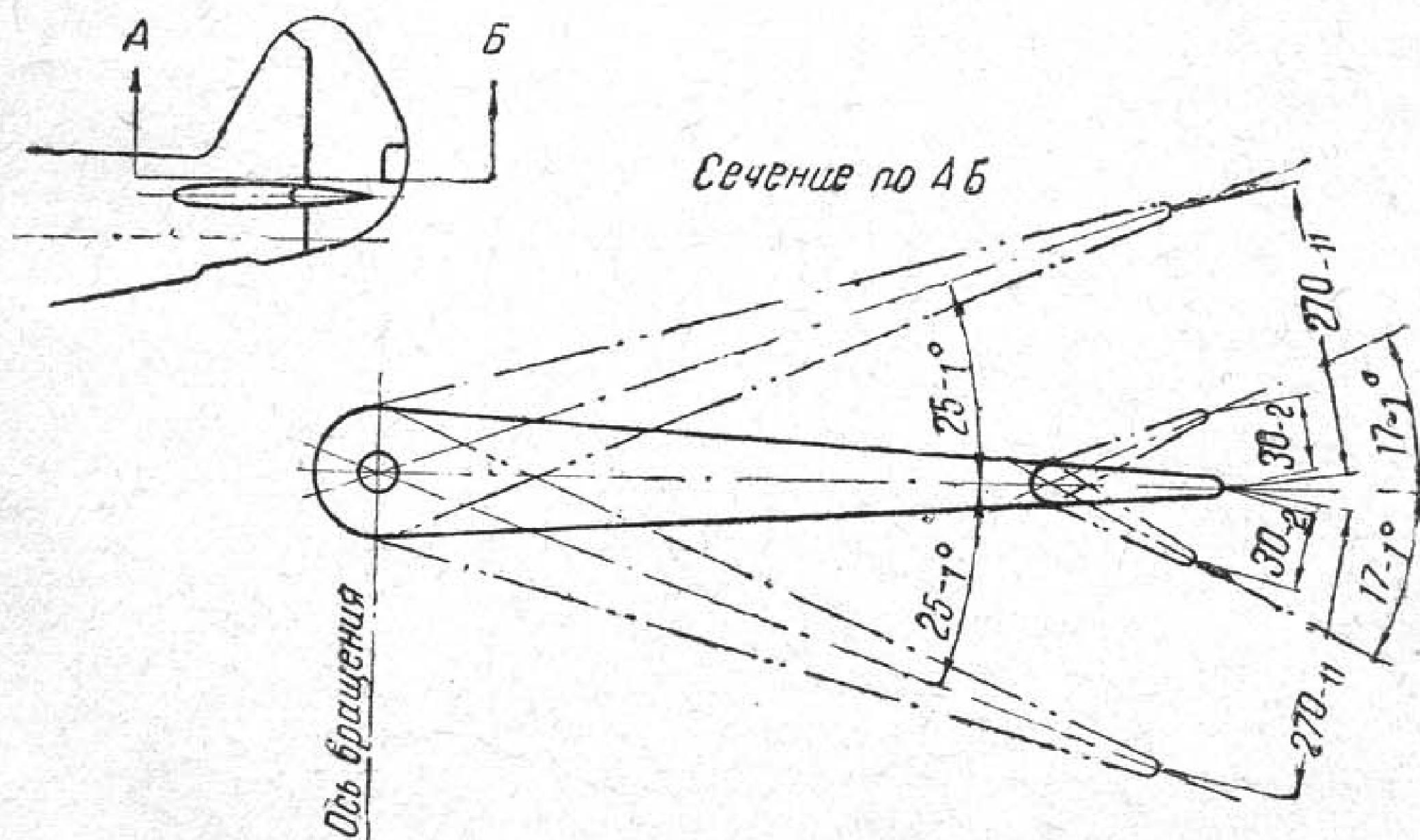


Фиг. 38. Отклонение руля высоты и его триммера.

клонение вверх — $21^{\circ}-1^{\circ}$, или линейное отклонение $179-8$ мм. Замер производится по задней кромке нервюры № 2 руля высоты от нейтрального положения (фиг. 38).

Регулировка руля направления

Отклонение руля направления от нейтрального положения вправо или влево равно $25^{\circ}-1^{\circ}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки нервюры № 3 от нейтрального положения руля на $270-11$ мм (фиг. 39).



Фиг. 39. Отклонение руля направления и его триммера.

Регулировка триммеров

Отклонение триммера руля высоты вверх или вниз равно $17^{\circ}-1^{\circ}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки триммера по оси нервюры № 2 руля высоты от нейтрального положения на 32^{-2} мм (см. фиг. 38).

Отклонение триммера руля направления вправо или влево равно $17^{\circ}-1^{\circ}$, что соответствует линейному отклонению задней кромки триммера по оси нервюры № 5 руля направления от нейтрального положения триммера на 30^{-2} мм (см. фиг. 39).

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Взлетно-посадочные устройства самолета Ла-9 состоят из двухколесного убирающегося шасси (фиг. 40) и убирающегося хвостового колеса (фиг. 41).

Амортизационные стойки шасси консольного типа убираются гидравлическими подъемниками в центроплан по направлению к фюзеляжу. Верхней своей частью амортизационные стойки шасси установлены на консольные узлы, закрепленные на переднем лонжероне центроплана.

Гидравлические подъемники шасси установлены с внутренних сторон амортизационных стоек и закреплены карданными узлами к переднему лонжерону центроплана.

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

Амортизационные стойки и колеса шасси в убранном положении полностью закрыты щитками и откидными створками. Щиток закреплен непосредственно к самой стойке шасси, а откидные створки закреплены на петлях к центроплану и закрываются с помощью ломающегося подкоса, приводимого в действие убирающимися колесами шасси.

Шасси имеют механическую и электрическую сигнализации, показывающие как выпущенное, так и убранное положения шасси.

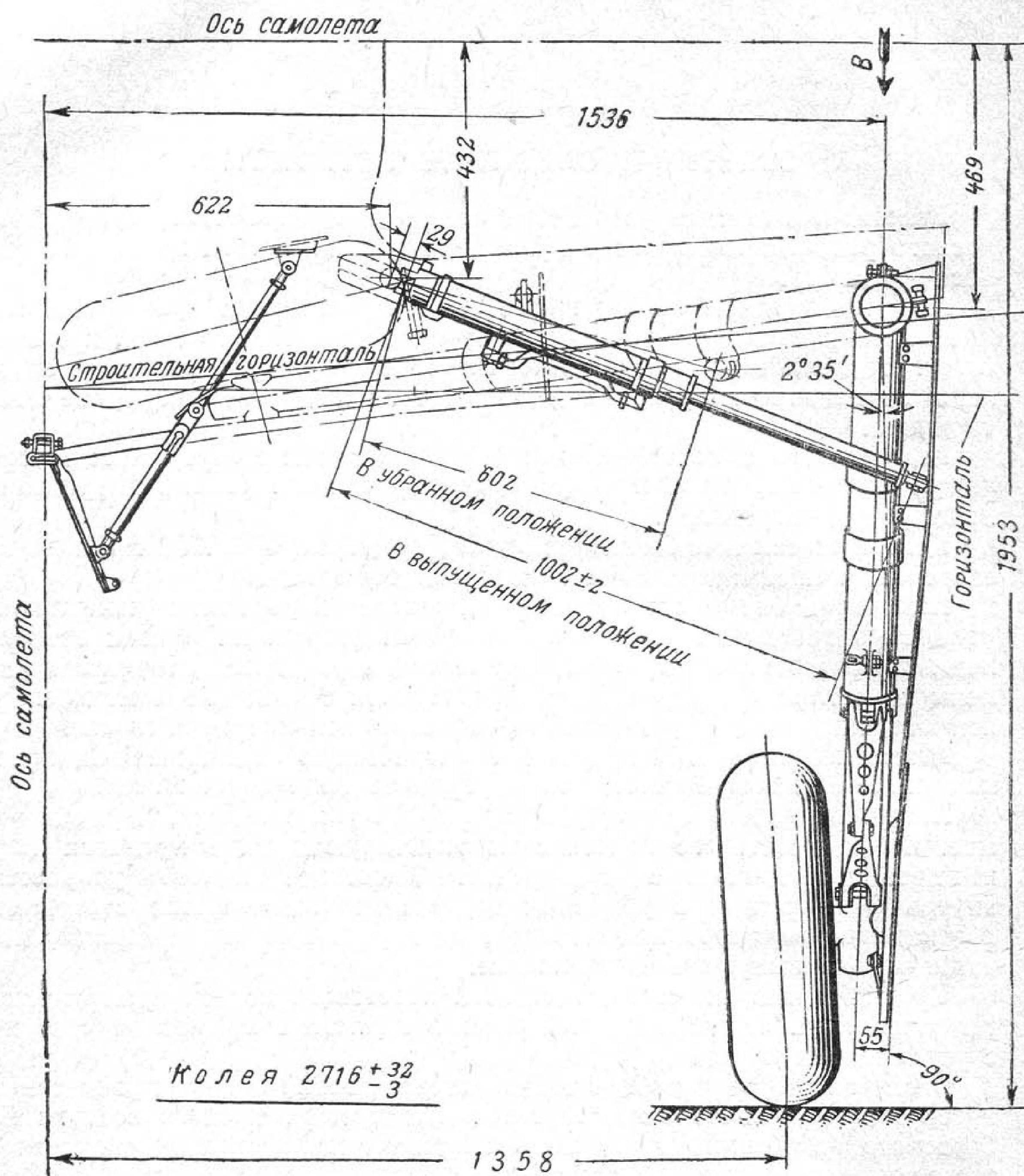
Хвостовое колесо размером 300×125 мм убирающееся, неуправляемое. Вилка хвостового колеса самоориентирующаяся в пределах 180° и имеет принудительное стопорение. Хвостовое колесо убирается внутрь фюзеляжа и в убранном положении закрывается створками обтекателя. Хвостовое колесо имеет электрическую сигнализацию, показывающую выпущенное положение.

Уборка и выпуск шасси, щитков и хвостового колеса производится гидравлически. Управление выпуском и подъемом щитков не связано с управлением шасси.

В случае отказа в работе гидросистемы аварийный выпуск шасси и хвостового колеса можно произвести при помощи сжатого воздуха из бортового воздушного баллона. В убранном положении шасси и хвостовое колесо запираются замками, установленными на носках нервюр центроплана и в фюзеляже. Открытие замков производится от гидросистемы и при аварийном выпуске — сжатым воздухом.

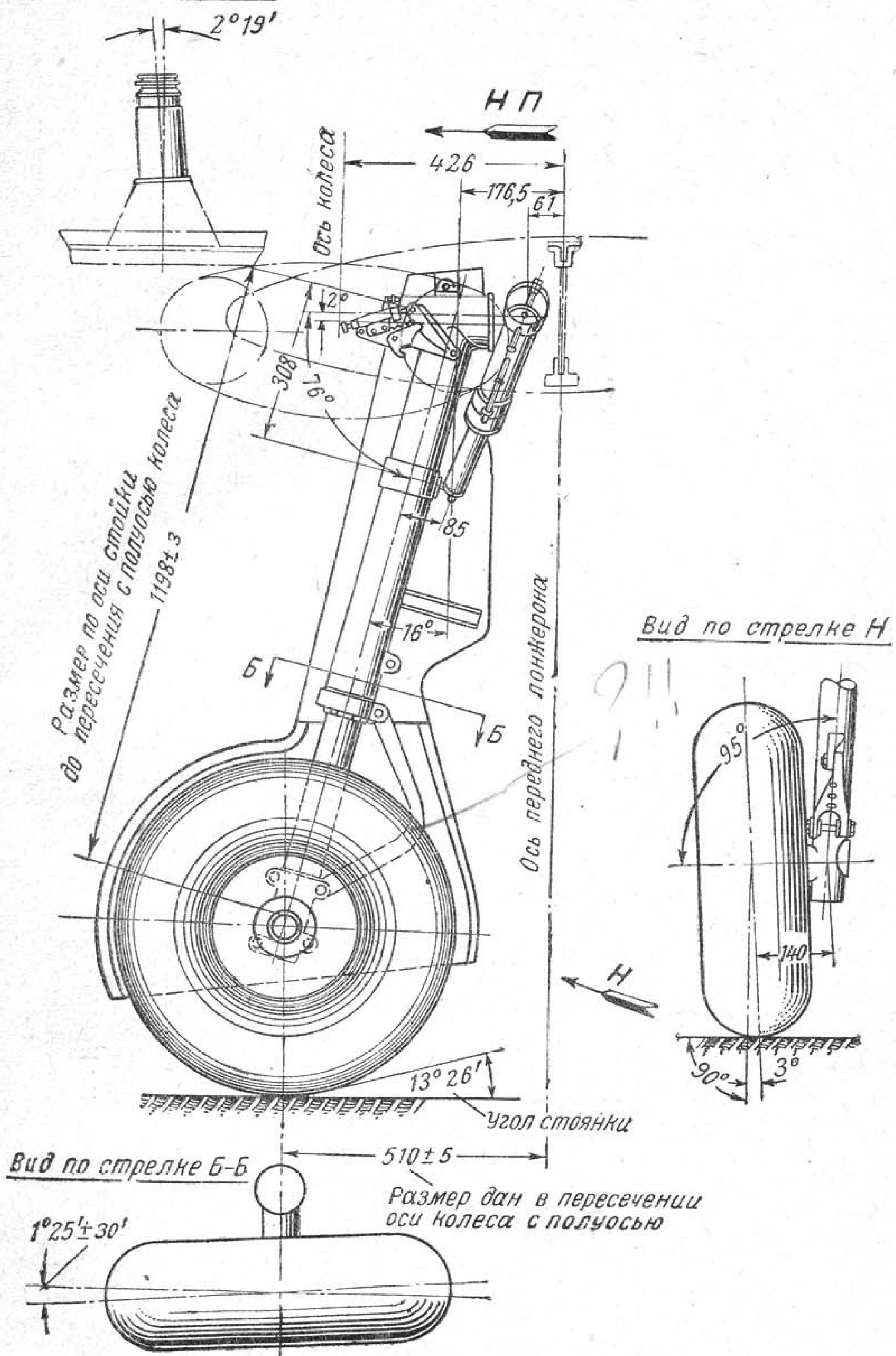
Амортизационная стойка шасси

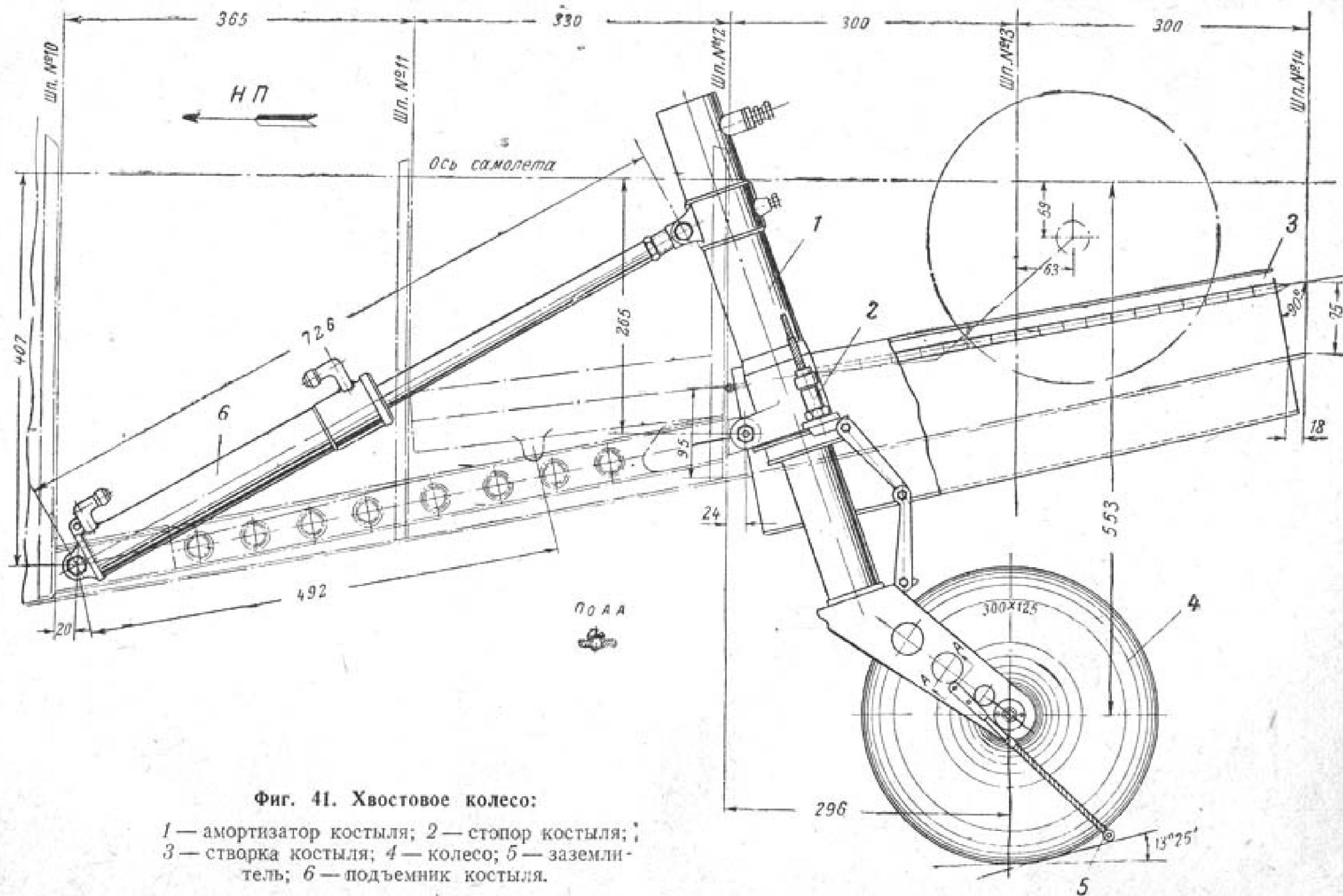
Амортизационная стойка шасси (фиг. 42) имеет масляно-пневматический амортизатор, заряженный смесью спирта с глицерином и воздухом под давлением 25 ат. Состав смеси: 30% спирта, 70% глицерина (по объему). Амортизационная стойка шасси состоит из цилиндра, амортизатора, изготовленного за одно целое с верхней опорой, и штока с полуосью для колеса шасси.

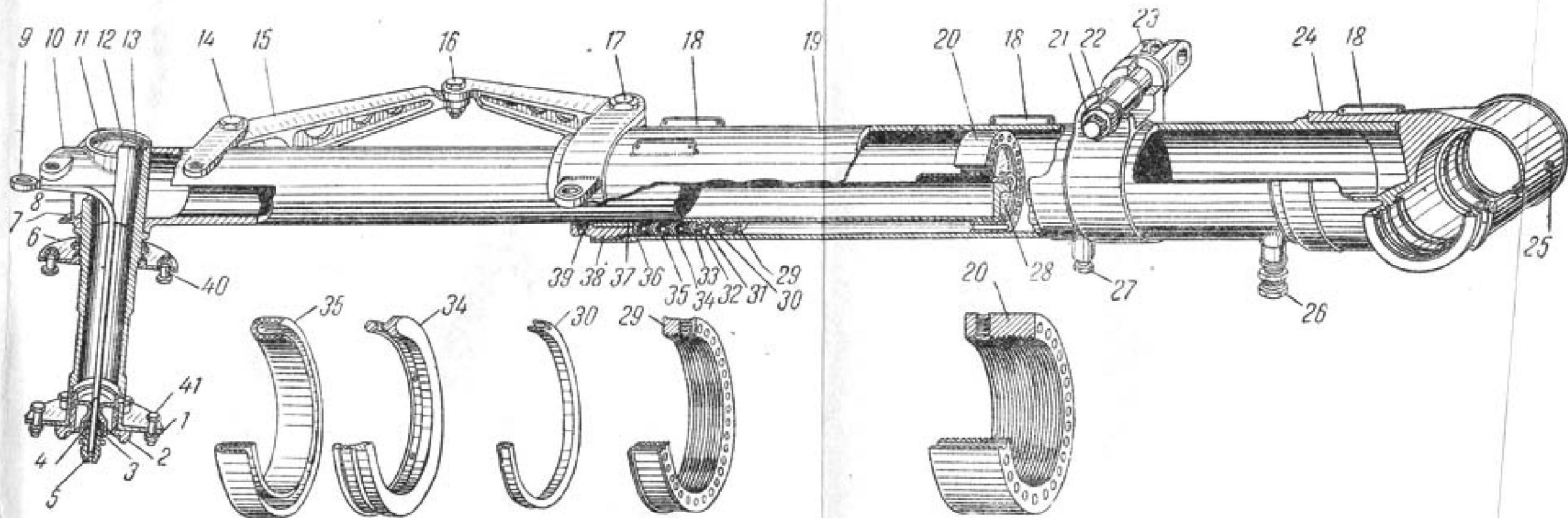


Фиг. 40. Шасси

Вид по стрелке В







Фиг. 42. Амортизационная стойка шасси.

1 — диск крепления втулки колеса; 2 — торцевая гайка; 3 — втулка; 4 — втулка; 5 — штуцер; 6 — диск; 7 — пружинное кольцо; 8 — заглушка; 9 — крепление тормозной трубки; 10 — шток поршня; 11 — полуось; 12 — заглушка; 13 — пружинное кольцо; 14 — болт; 15 — двухзвенник; 16 — болт; 17 — болт; 18 — ушки крепления щитка шасси; 19 — цилиндр; 20 — боек; 21 — гайка; 22 —

шайба; 23 — вильчатый болт; 24 — верхняя опора; 25 — масленка; 26 — зарядный штуцер; 27 — болт контроля уровня смесч; 28 — заглушка; 29 — гайка-букса; 30 — плавающий золотник; 31 — гайка; 32 — шайба; 33 — кольцо; 34 — кольцо; 35 — кожаная манжета; 36 — опорное кольцо; 37 — втулка; 38 — торцевая гайка; 39 — фетровый сальник; 40 и 41 — болты крепления колеса к диску полуоси.

При зарядке амортизационной стойки необходимо отвернуть зарядный штуцер 26, вывернуть болт 27 и вынуть шарик, прикрывающий выход смеси из цилиндра. Шток должен быть полностью выдвинутым.

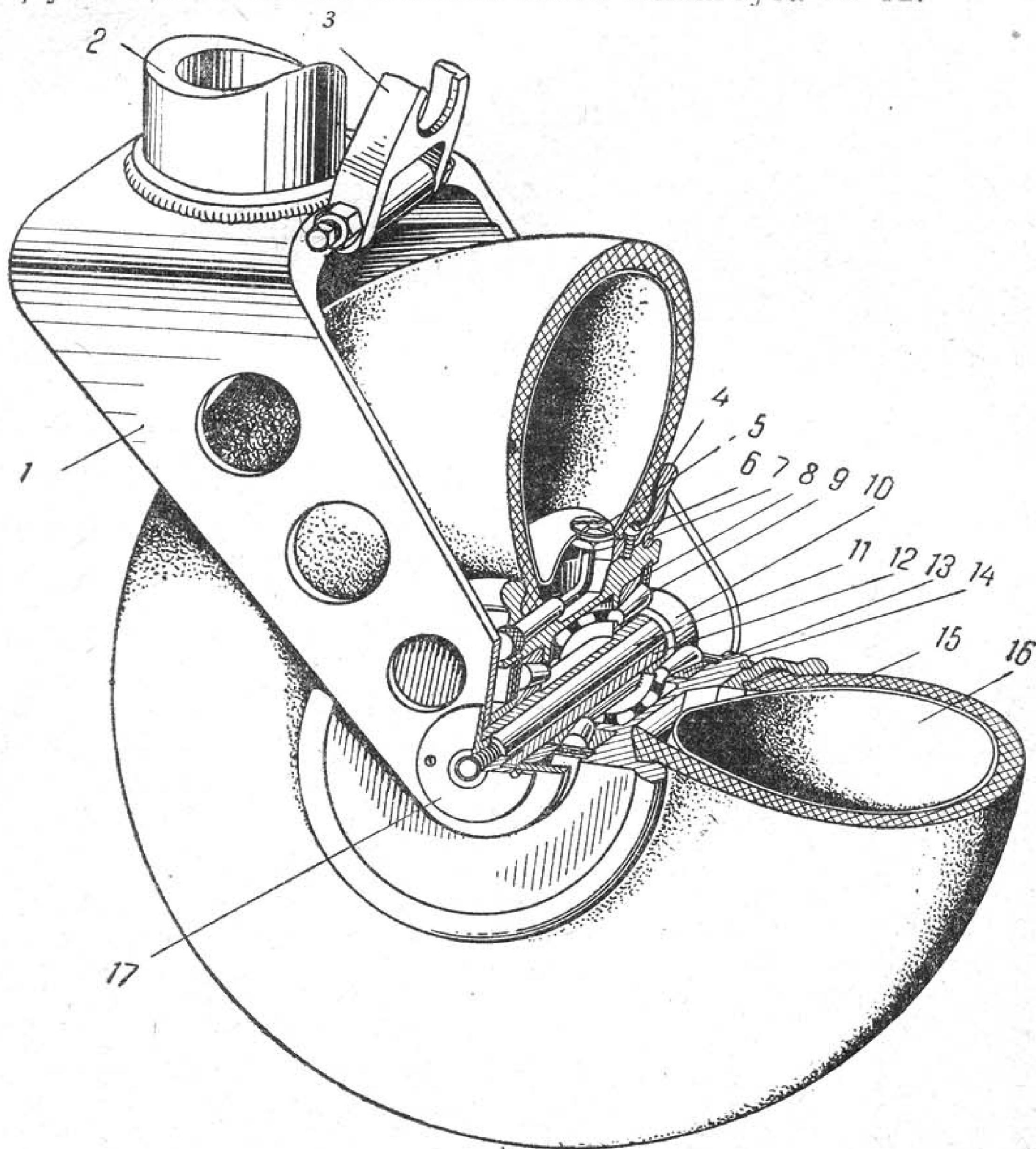
Через отверстие под зарядный штуцер 26 заливать смесь, пока она не начнет вытекать через отверстие болта 27, после чего прекратить заливку. Количество смеси для полной зарядки стойки составляет 1060 см³.

После зарядки амортизационной стойки смесью необходимо произвести зарядку ее сжатым воздухом через зарядный клапан 26. Для этого вложить шарик и завернуть болт 27, а через зарядный штуцер 26 зарядить стойку до 25 ат.

В случае, если давление в стойке будет превышать 25 ат, необходимо стравить его через отверстие под болт 27, следя при этом за показанием манометра.

Хвостовое колесо

В установку хвостового колеса (фиг. 43) входит амортизационная стойка, вилка с колесом 300×125 мм, подъемник с двухсторонним клапаном и створка обтекателя. Стойка хвостового колеса закрепляется на узле, установленном на нижней части шпангоута № 12.



Фиг. 43. Хвостовое колесо.

1 — вилка; 2 — шток поршня стойки; 3 — двухзвенник; 4 — съемная реборда колеса; 5 — зарядный вентиль; 6 — винт; 7 — контрольное кольцо реборды; 8 — сальник; 9 — ролик подшипника; 10 — распорная втулка; 11 — болт; 12 — валик; 13 — обойма подшипника; 14 — обод колеса; 15 — крышка; 16 — камера; 17 — гайка.

В выпущенном положении амортизационная стойка запирается шариковым замком подъемника. Гидравлическим замком при любом положении вилки хвостового колеса является двухсторонний клапан.

Подъемники шасси и хвостового колеса

Подъемники гидросистемы (фиг. 44 и 45) предназначены для уборки и выпуска шасси и хвостового колеса.

Подъемники имеют шариковые замки, фиксирующие выпущенное положение шасси и хвостового колеса. Подъемники шасси в выпущенном положении являются силовыми подкосами, воспринимающими внешнюю нагрузку.

Амортизационная стойка хвостового колеса

Амортизационная стойка хвостового колеса (фиг. 44) состоит из масляно-пневматического амортизатора, вилки для колеса и стопорящего устройства.

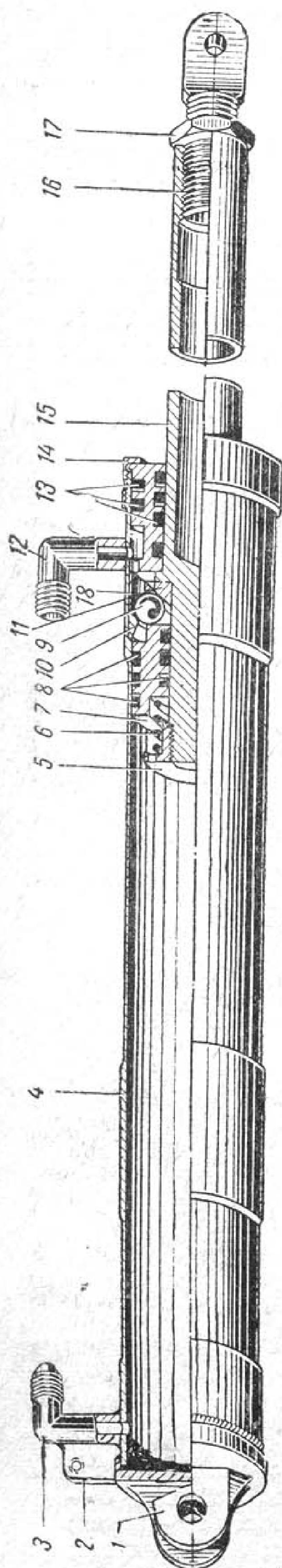
Зарядка смесью и воздухом аналогична зарядке амортизационной стойки шасси; давление воздуха равно 15 ат, а количество смеси — 260 см³.

Стопорение вилки хвостового колеса осуществляется фиксатором при отклонении пилотом ручки «на себя» на 18° (от нейтрального положения) и до ограничения. При этом колесо стопорится в плоскости симметрии самолета. При отклонении пилотом ручки «на себя» от нейтрального положения до 18° вилка хвостового колеса может свободно ориентироваться на 180°.

Гидросистема

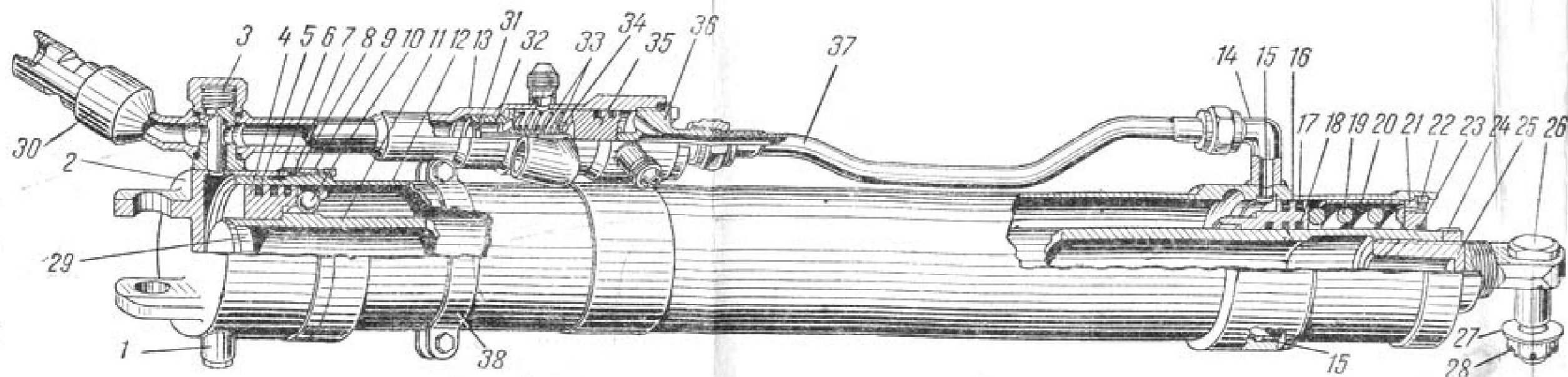
Гидросистема самолета (фиг. 47) предназначена для уборки и выпуска шасси, хвостового колеса и щитков. В гидросистему самолета входят следующие агрегаты:

1. Помпа МШ-3А.
2. Гидрорезервуар емкостью 4,5 л.
3. Редуктор-автомат.
4. Распределительный кран шасси.
5. Распределительный кран щитков.
6. Подъемник шасси.
7. Подъемник щитков.
8. Цилиндры замков шасси.
9. Подъемник хвостового колеса.
10. Аварийный клапан костыля.
11. Аккумулятор системы щитков.



Фиг. 44. Подъемник хвостового колеса.

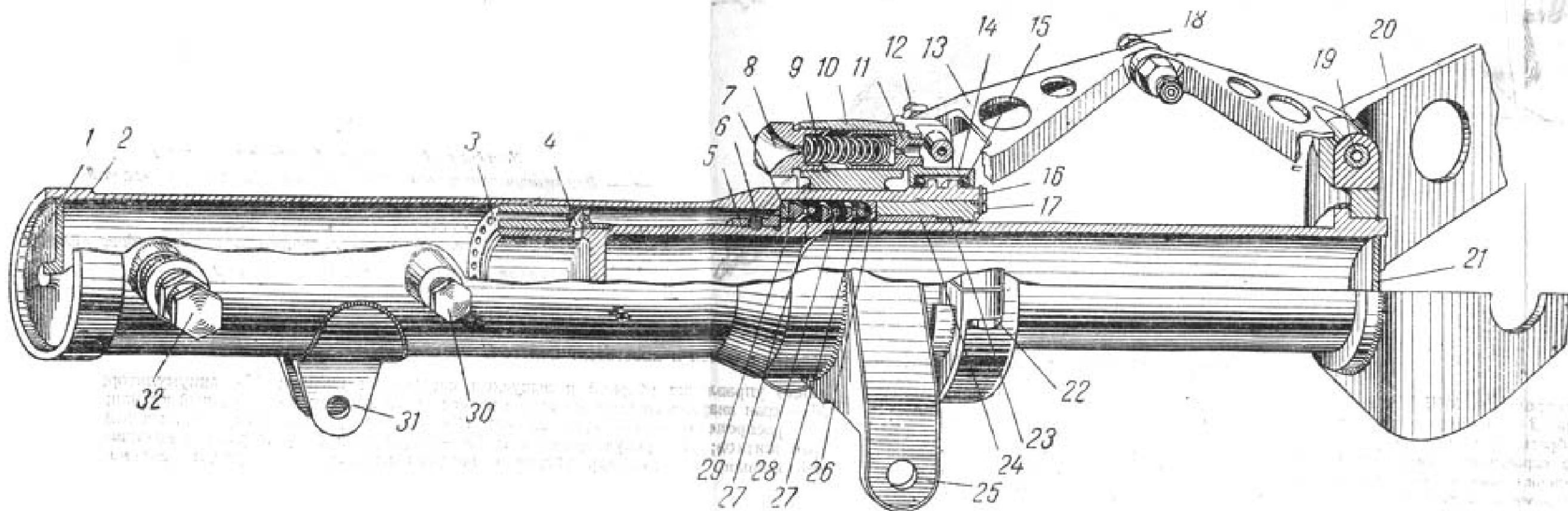
1 — крышка цилиндра с ушками крепления; 2 — ребро; 3 — штуцер на выпуск; 4 — цилиндр; 5 — гайка; 6 — пружина; 7 — поршень; 8 — резиновые и фетровые кольца; 9 — шарик диаметром 10 мм; 10 — конусная обойма; 11 — конусная втулка; 12 — штуцер на уборку; 13 — сальник с резиновыми и фетровыми кольцами; 14 — накидная гайка; 15 — шток; 16 — ушковый болт; 17 — гайка; 18 — втулка.



Фиг. 45. Подъемник шасси.

1 — штуцер для стравливания воздуха; 2 — головка цилиндра; 3 — штуцер выпуска; 4 — поршень; 5, 6, 7 — уплотняющие кольца; 8 — кольцо; 9 — контргайка; 10 — шарики диаметром 10 мм; 11 — шток поршня; 12 — цилиндр; 13 — распределительная коробка; 14 — штуцер на уборку; 15 — пружинное кольцо; 16 — плавающий поршень; 17—18 — уплотняющие кольца; 19 — пружина; 20 —

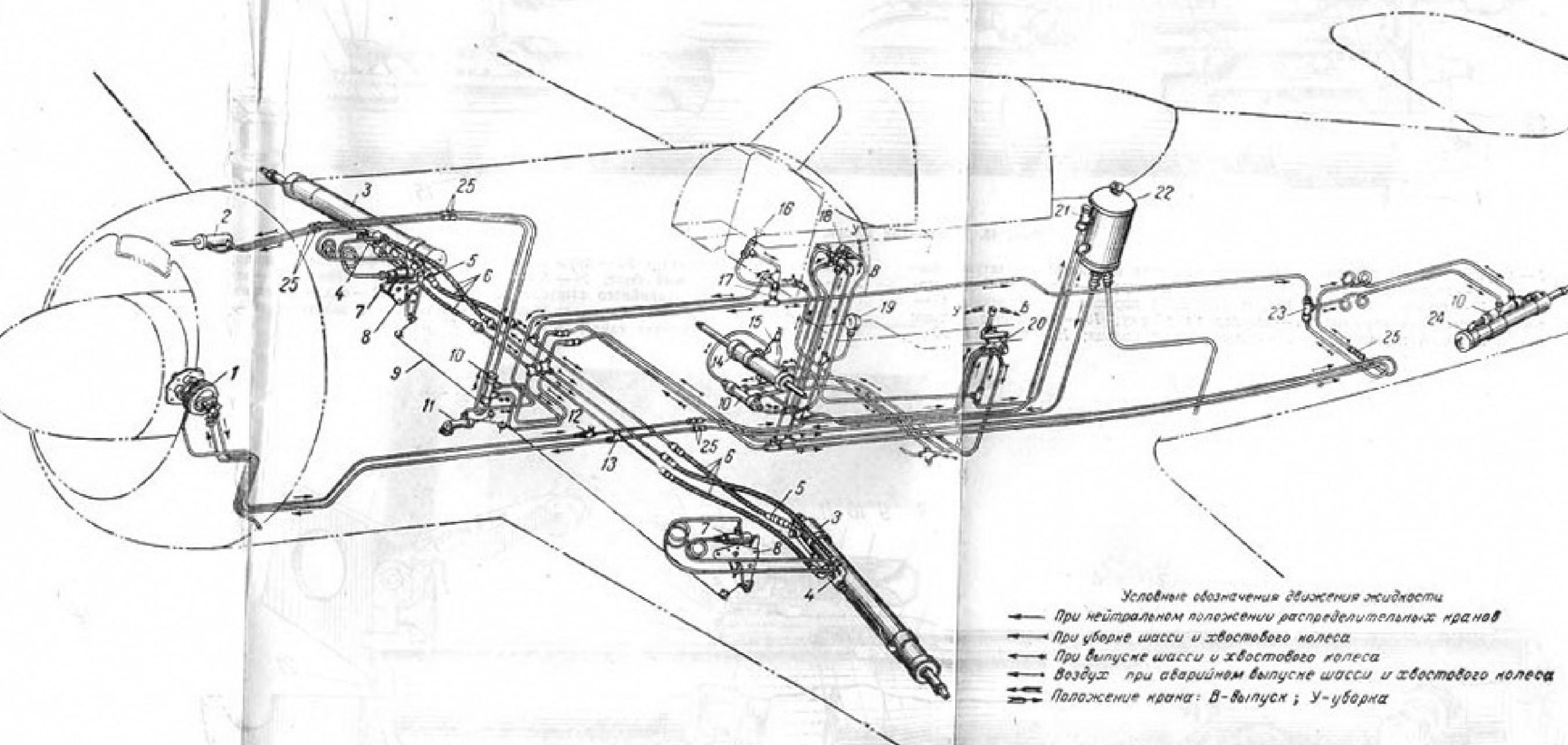
ограничитель; 21 — бусса; 22 — пружинное кольцо; 23 — фетровое кольцо; 24 — гайка; 25 — ушковый болт; 26 — болт; 27 — шайба; 28 — гайка; 29 — заглушка; 30 — клапан аварийного выпуска; 31 — клапан; 32 — седло клапана; 33 — пружины; 34 — упорная чашка пружины; 35 — плавающий золотник; 36 — штуцерная гайка; 37 — трубка; 38 — хомут.



Фиг. 46. Амортизационная стойка хвостового колеса.

1 — заглушка; 2 — цилиндр; 3 — бусса; 4 — плавающий золотник; 5 — гайка; 6 — контрольный винт; 7 — кольцо; 8 — заглушка стопора; 9 — пружина; 10 — корпус стопора; 11 — штырь штопора; 12 — болт; 13 — двухзаенлик; 14 — ориентир; 15 — шарик диаметром 5 мм; 16 — штифт; 17 — гайка; 18 — болт с маслен-

кой; 19 — болт; 20 — вилка; 21 — заглушка; 22 — болт; 23 — фетровый сальник; 24 — втулка; 25 — ушки крепления стойки; 26 — опорное кольцо; 27 — кожаная манжета; 28 — расширительное кольцо; 29 — распорное кольцо; 30 — болт контроля уровня смеси; 31 — ушки крепления штока подъемника; 32 — зарядный штуцер.



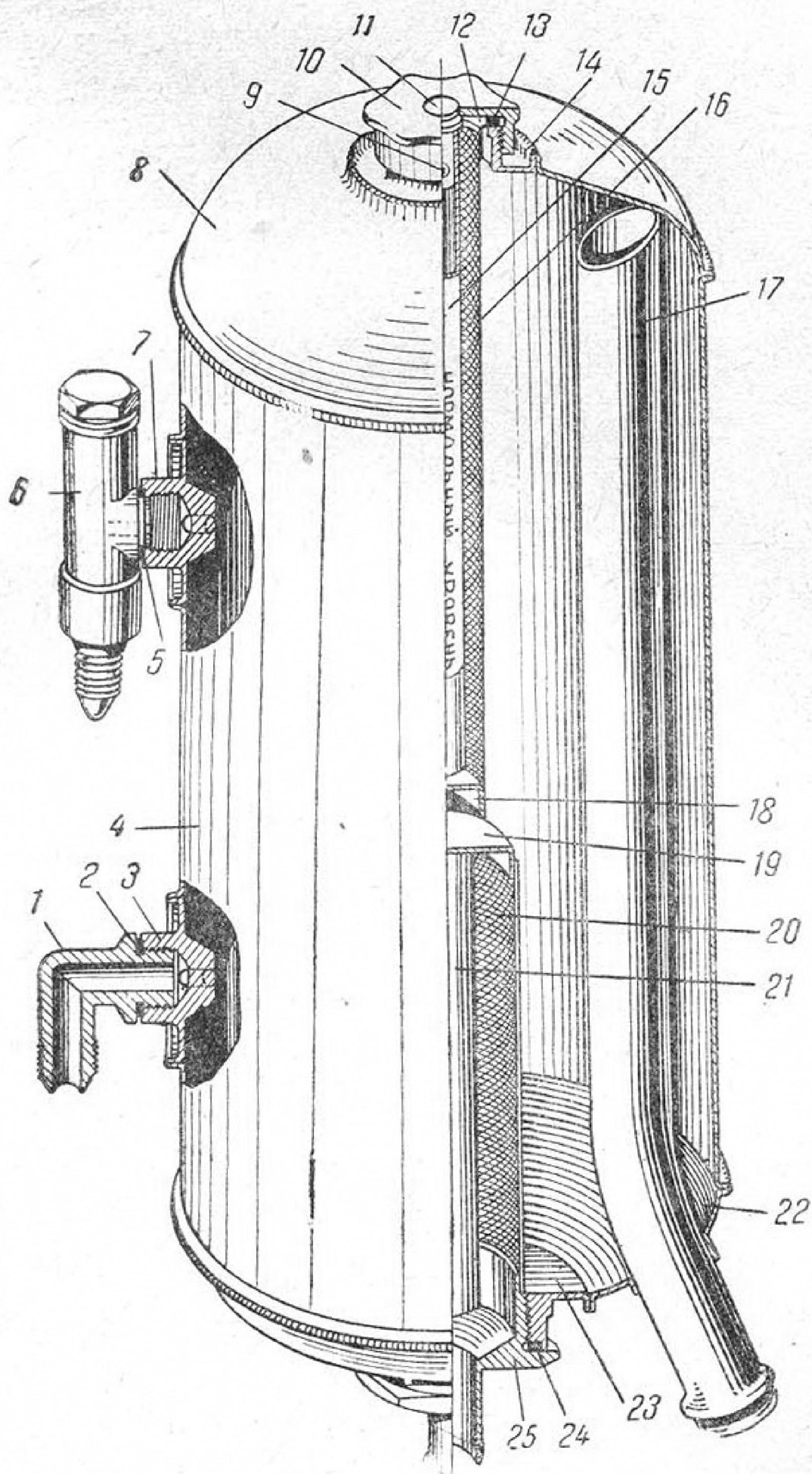
Фиг. 47. Монтажная схема гидросистемы управления шасси и хвостовым колесом.

1 — гидронасос МШ-3А; 2 — цилиндр управления заслонкой всасывающей патрубка; 3 — цилиндр уборки и выпуска шасси; 4 — распределительная коробка; 5 — обратный клапан аварийного выпуска шасси; 6 — гибкие шланги; 7 — цилиндр управления замком подвески шасси; 8 — замок подвески шасси; 9 — трос управления замком; 10 — двухсторонний клапан; 11 — цилиндр аварийного открывания замков подвески шасси; 12 — обратный клапан; 13 — тройник; 14 — ци-

линдр управления уборкой и выпуском посадочных щитков; 15 — аккумулятор; 16 — кран аварийного выпуска шасси и хвостового колеса; 17 — обратный клапан; 18 — распределительный кран шасси; 19 — манометр; 20 — распределительный кран щитков; 21 — редуктор-автомат; 22 — гидробачок; 23 — аварийный воздушный клапан; 24 — цилиндр уборки и выпуска колеса; 25 — штуцеры разъема.

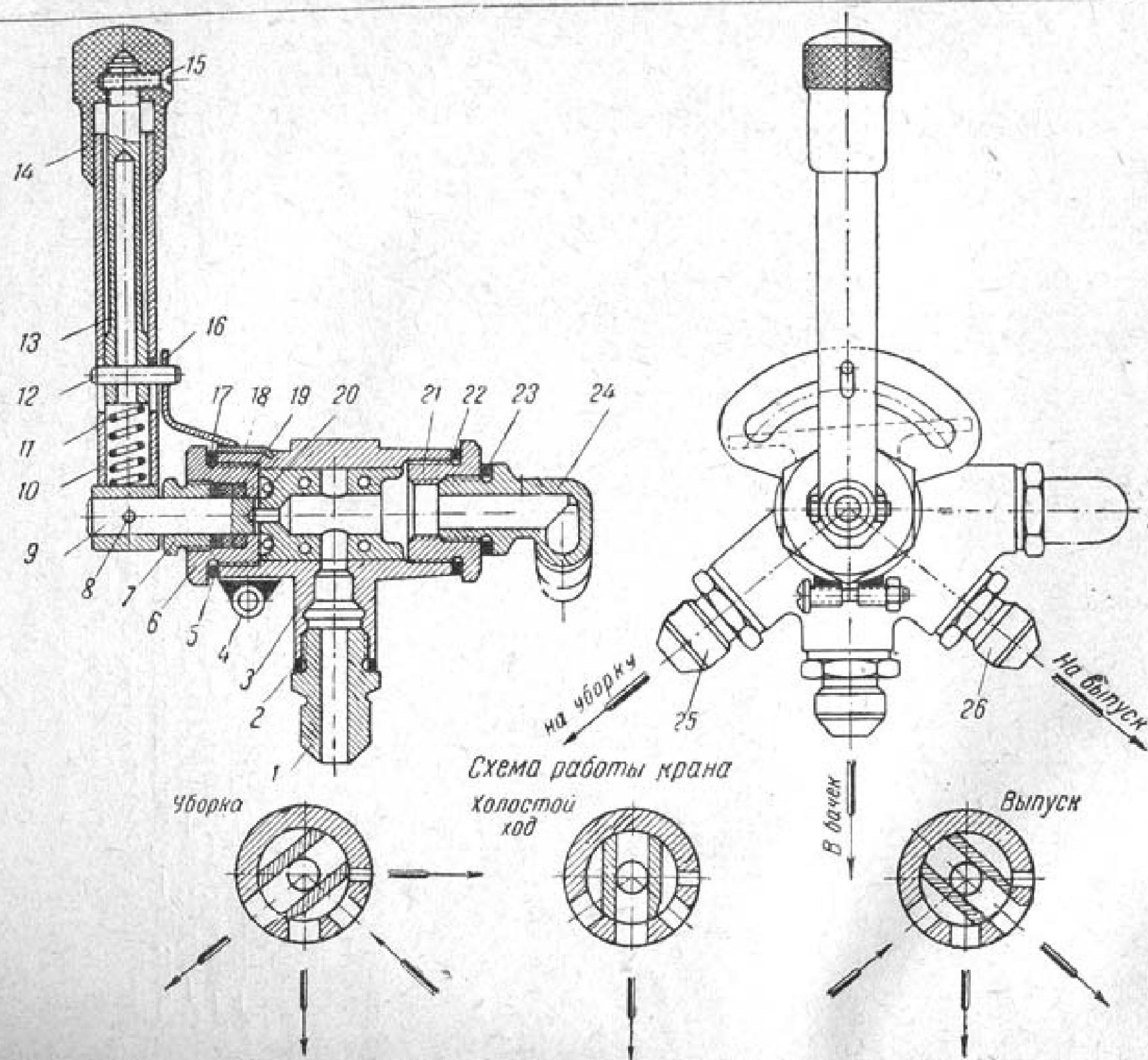
Условные обозначения движения жидкости

- При нейтральном положении распределительных кранов
- При уборке шасси и хвостового колеса
- При выпуске шасси и хвостового колеса
- - - Воздух при аварийном выпуске шасси и хвостового колеса
- Положение крана: В — выпуск; У — уборка



Фиг. 48. Гидробачок.

1 — угольник; 2 — шайба; 3 — штуцер; 4 — обичайка; 5 — шайба; 6 — редуктор;
 7 — штуцер; 8 — крышка; 9 — заклепка; 10 — заглушка; 11 — хвостовик ныряла;
 12 — трубка; 13 — шайба; 14 — горловина; 15 — трубка ныряла; 16 — заливной
 фильтр; 17 — дренажная трубка; 18 — донышко фильтра; 19 — донышко; 20 —
 фильтр-заборник; 21 — стойка; 22 — дно; 23 — гнездо заборника; 24 — шайба;
 25 — штуцер.



Фиг. 49. Распределительный кран шасси.

1—переходник; 2—шайба; 3—корпус; 4—болт; 5—шайба; 6—гайка; 7—гайка; 8—болт; 9—золотник; 10—ручка; 11—пружина; 12—валик; 13—стержень; 14—колпачок; 15—винт; 16—фиксатор; 17—шайба; 18—хомут; 19—резиновая шайба; 20—шарик; 21—гайка; 22—шайба; 23—шайба; 24—угольник; 25 и 26—переходники.

12. Двухсторонний клапан подъемника щитков.
13. Кран аварийного выпуска шасси и хвостового колеса.
14. Обратный клапан аварийной системы.
15. Трубопроводы.

Гидросистема заполнена смесью спирта и глицерина. Состав смеси для лета — 30% спирта и 70% глицерина и для зимы — 50% спирта и 50% глицерина.

Всего в систему залито около 8,5 л, при этом уровень смеси в резервуаре должен находиться на расстоянии 110 мм от верхнего края заливной горловины.

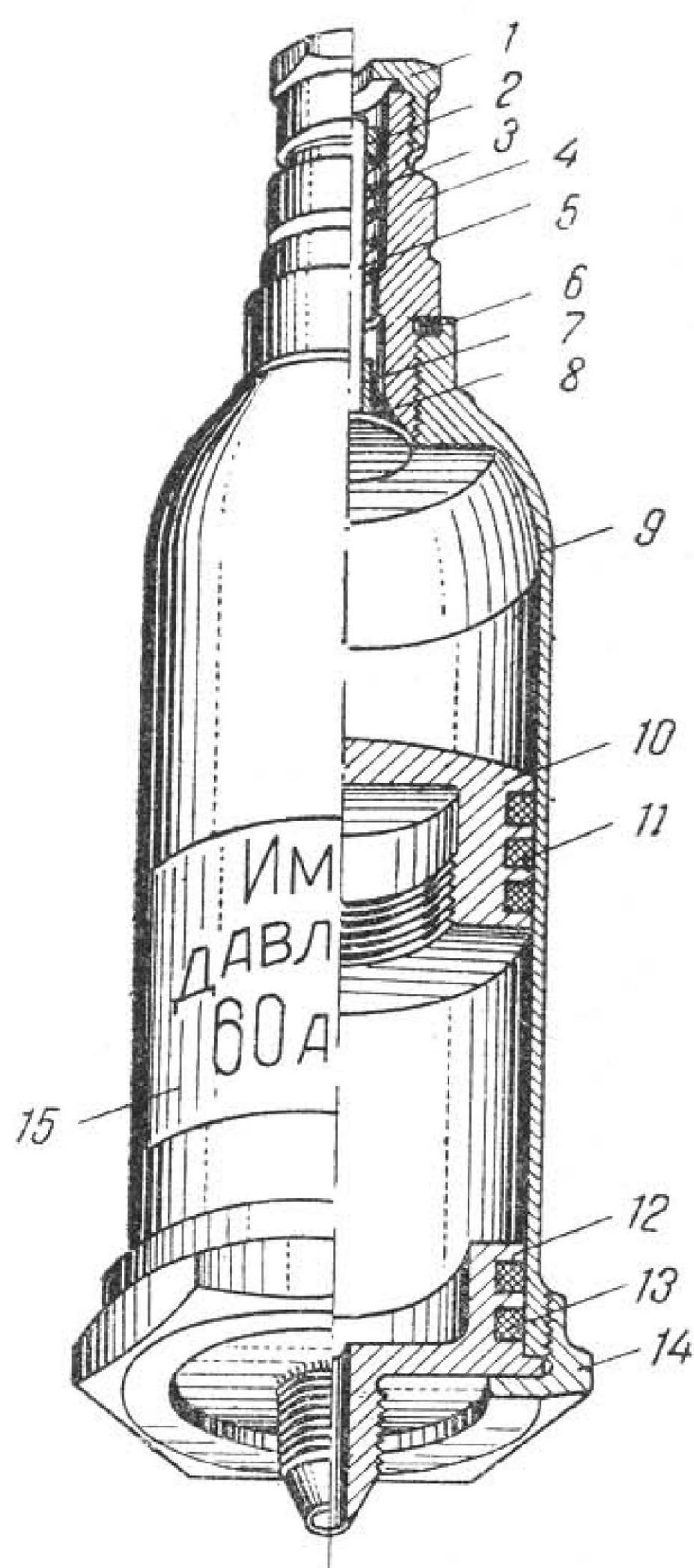
Для удобства контроля за уровнем смеси в гидробачке имеется ныряло, на котором нанесена метка контрольного уровня (фиг. 48).

Помпа МШ-3А правого вращения, не выключающаяся, установлена на приводе мотора. При переключении распределительного крана шасси на уборку (фиг. 49) гидросмесь направляется в магистраль уборки шасси. По магистрали гидросмесь поступает также в подъемник хвостового колеса, в подъемники шасси и одновременно в цилиндры замков шасси. Штоки поршней цилиндров подъемников и замка уходят внутрь, осуществляя таким образом уборку шасси и подвеску их на замки. С момента переключения крана шасси в нейтральное положение нагнетание смеси в подъемники прекращается.

При переключении распределительного крана шасси на выпуск гидросмесь поступает в магистраль выпуска, производя давление на поршни цилиндров подъемников в обратном направлении. Гидросмесь, находящаяся в подъемниках, вытесняется по магистрали уборки шасси через кран в гидробачок. Открытие замков подвески шасси также производится гидравлически.

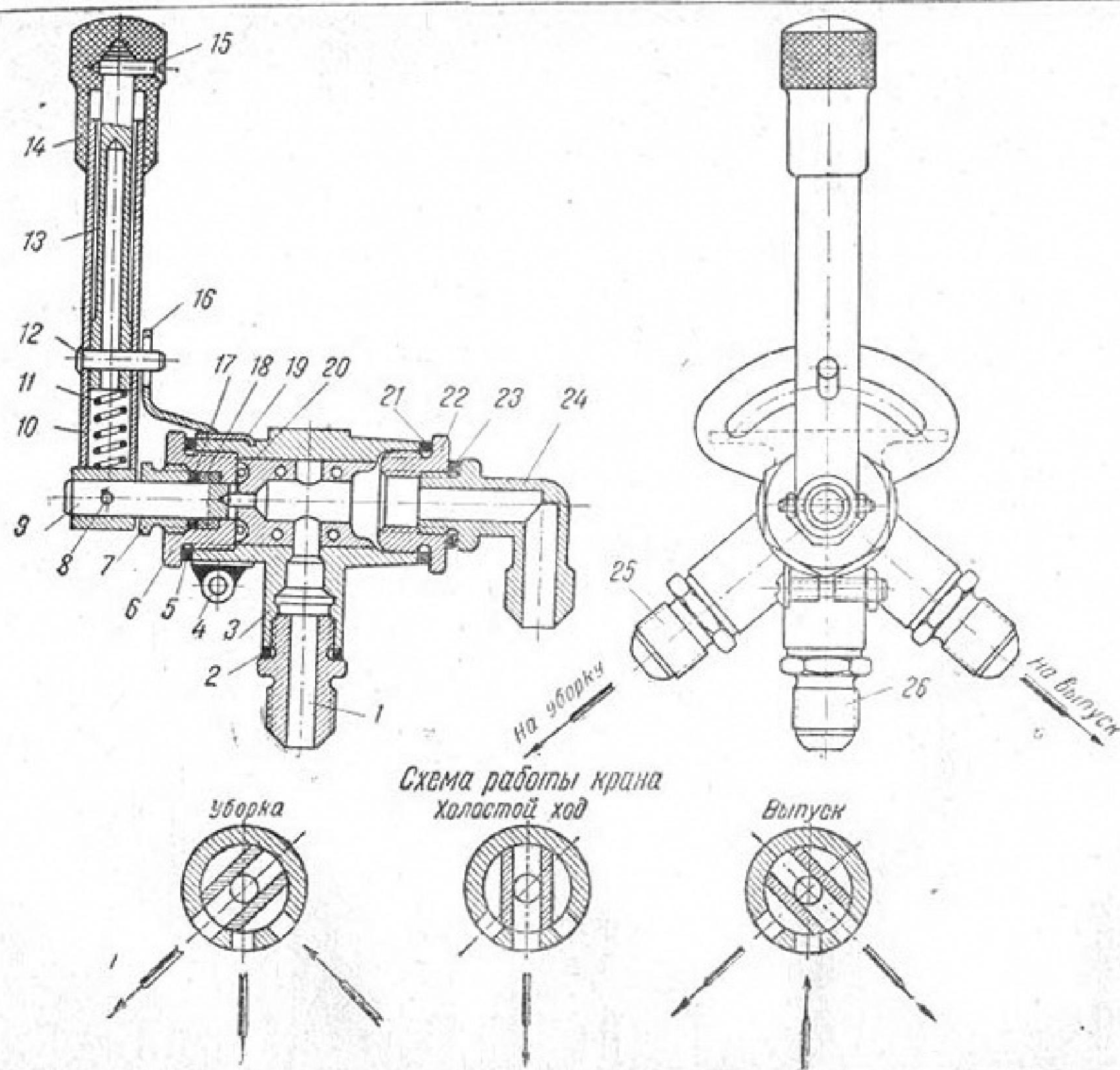
Работа системы щитков аналогична работе системы шасси, причем распределительный кран щитков может работать только при нейтральном положении крана шасси. Включенный в систему щитков аккумулятор (фиг. 50) препятствует отсосу щитков от центроплана во время полета. Кран щитков (фиг. 51) установлен на левой панели кабины в комплекте с указателем положения щитков.

В гидросистему введен редуктор-автомат, исключающий повышение давления в системе выше заданного (90—100 ат). При повышении давления в системе выше указанного клапан редуктора сжимает пружину и часть гидросмеси переливается в гидробачок, чем и достигается понижение давления.



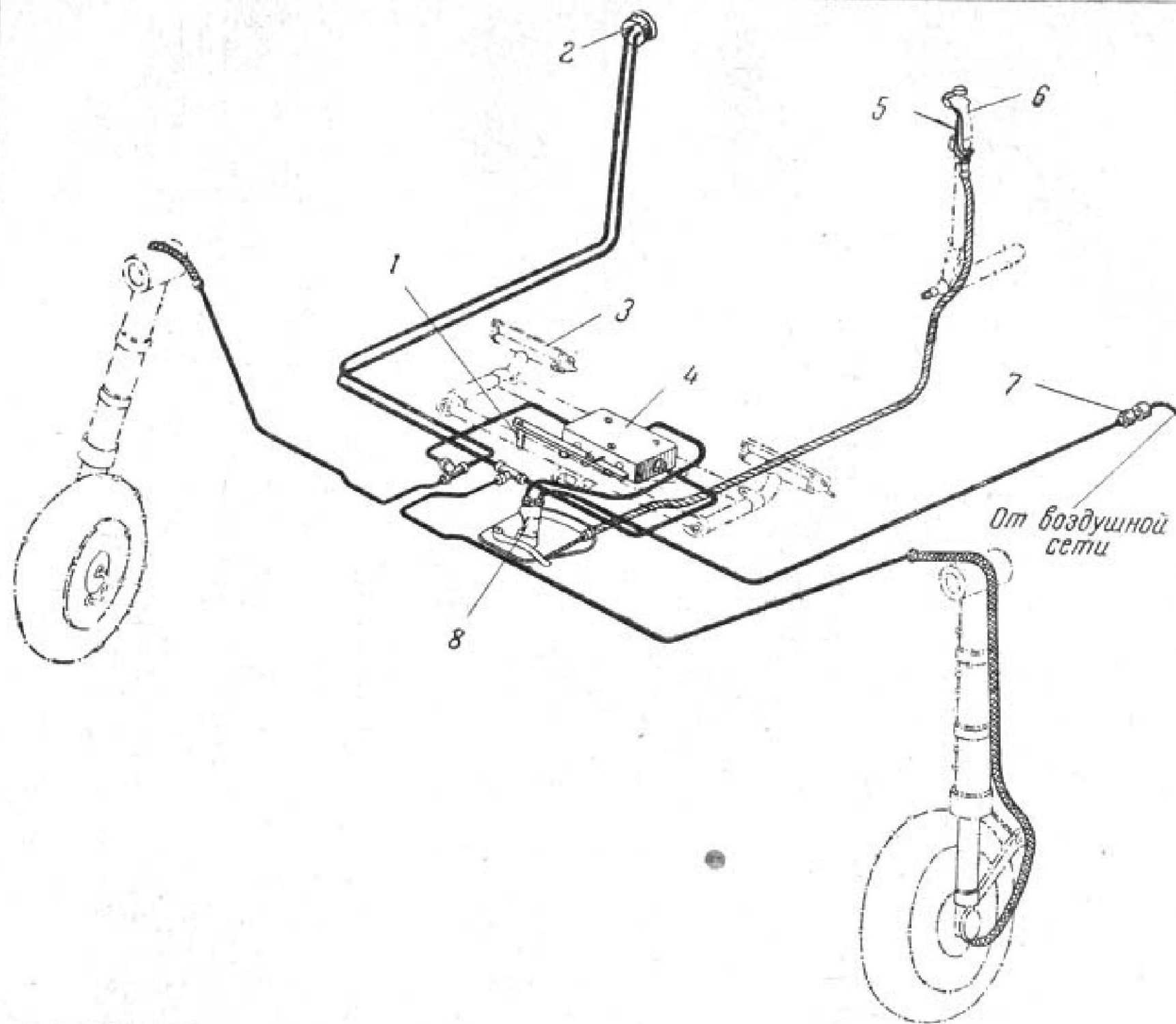
Фиг. 50. Аккумулятор:

- 1—зарядный клапан; 2—муфта; 3—пружина; 4—корпус клапана; 5—клапан; 6—уплотнительная шайба; 7—муфта; 8—уплотнитель; 9—корпус аккумулятора; 10—поршень; 11 и 13—уплотнительное кольцо (резиновое); 12—крышка; 14—гайка; 15—трафарет.



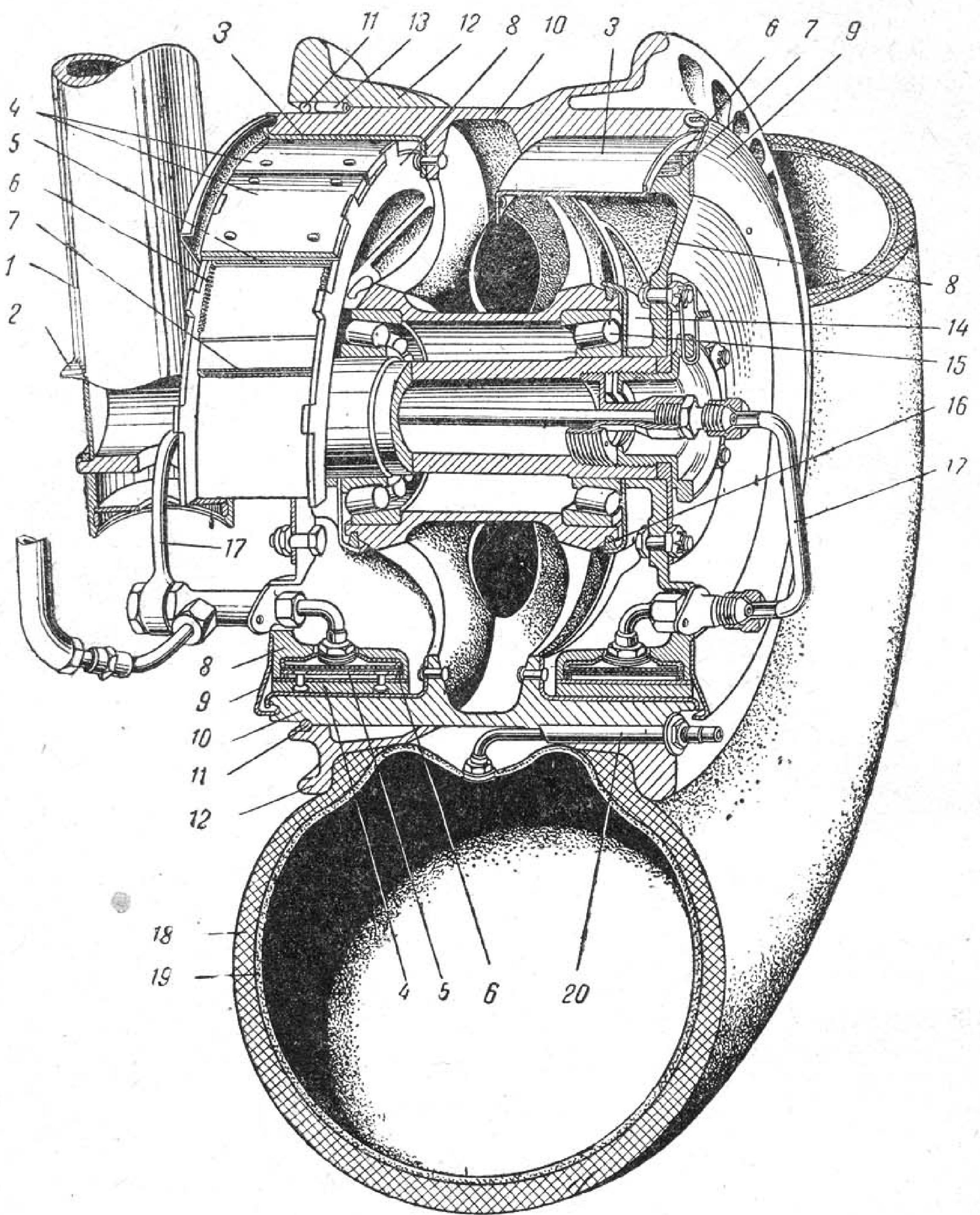
Фиг. 51. Распределительный кран щитков.

1—переходник; 2—шайба; 3—корпус; 4—болт; 5—шайба; 6—гайка; 7—гайка; 8—болт; 9—золотник; 10—ручка; 11—пружина; 12—валик; 13—стержень; 14—колпачок; 15—винт; 16—фиксатор; 17—шайба; 18—резинные уплотнители; 19—хомут; 20—шарик; 21—шайба; 22—гайка; 23—шайба; 24—угольник; 25 и 26 — переходники.



Фиг. 52. Схема управления тормозами.

1—штырь, соединяющий педали с рычагами дифференциала; 2—двух-стрелочный манометр; 3—педали ножного управления; 4—дифференциал; 5—рычаг клапана ПУ-6; 6—ручка управления; 7—воздушный фильтр; 8—клапан ПУ-6.



Фиг. 53. Тормозное колесо шасси.

1 — амортизационная стойка; 2 — полуось; 3 — тормозные рубашки; 4 — тормозные колодки; 5 — пластина, предотвращающая защемление камеры между колодками; 6 — пружины, возвращающие тормозные колодки в исходное положение при растормаживании; 7 — резиновая камера; 8 — тормозная колодка; 9 — обтекатель; 10 — обод колеса; 11 — разрезное кольцо (замок реборды); 12 — съемная реборда; 13 — конtringящие штифты; 14 — зажимная чашка сальника; 15 — роликовый подшипник; 16 — фетровое кольцо (сальник); 17 — трубка подвода воздуха к камерам; 18 — крышка; 19 — камера; 20 — вентиль для накачивания камеры пневматики.

Аккумулятор, включенный в систему щитков, предназначен для более плотного поджатия щитков к центроплану. Поджатие щитков осуществляется давлением сжатого воздуха над плавающим поршнем аккумулятора, который в свою очередь передает давление на гидросмесь, заключенную в аккумуляторе и трубопроводе уборки щитков.

Аварийный выпуск шасси осуществляется открытием воздушного аварийного крана выпуска шасси, расположенного на правой панели в кабине; при этом кран выпуска шасси должен стоять в положении «на выпуск».

Управление тормозами (фиг. 52) производится через редукционный клапан ПУ-6 нажатием рычага, установленного на ручке управления самолетом. При нажатии рычага клапан ПУ-6 открывает доступ сжатого воздуха в дифференциал тормозов, от которого идут трубопроводы к правому и левому тормозным колесам шасси (фиг. 53).

Давление в тормозных камерах колес должно быть 8 ат. Контролируется оно двухстрелочным манометром, установленным на доске приборов.

Примечание. На самолетах Ла-9 проведены следующие изменения:

1. Взамен колес с двухсторонними пневматическими тормозами устанавливаются колеса с односторонними пневматическими колодочными тормозами и соответственно изменен подвод воздушных трубок;
2. Взамен редукционного клапана ПУ-6 устанавливается клапан ПУ-7;
3. Взамен дифференциала устанавливается ПУ-8.

Глава IV

ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

Мотор АШ-82ФН

Основные данные

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

Режим работы мотора

а) Взлетный режим

(первая скорость нагнетателя)

1. Число оборотов n	2500 об/мин
2. Давление наддува p_k (у земли)	1200^{+20} мм рт. ст.
3. Удельный расход топлива C_e не ниже	325 г/л.с.час.
4. Допустимое время работы	непрерывное пользование взлетным режимом ограничивается по времени (не более 5 мин.).

б) Режимы земной номинальной мощности

(первая скорость нагнетателя)

1. Число оборотов n	2400 об/мин
2. Давление наддува p_k	1000 ± 10 мм рт. ст.
3. Удельный расход топлива C_e	285—315 г/л.с.час.

в) Режим высотной номинальной мощности

(первая скорость нагнетателя)

1. Расчетная высота (без учета скоростного наддува) . 1550 м
2. Число оборотов n 2400 об/мин
3. Давление наддува p_k 1000 ± 10 мм рт. ст.

г) Режим земной номинальной мощности

(вторая скорость нагнетателя)

1. Число оборотов n 2400 об/мин
2. Давление наддува p_k 1000 ± 10 мм рт. ст.
3. Удельный расход топлива C_e 310—335 г/л. с. час.

д) Режим высотной номинальной мощности

(вторая скорость нагнетателя)

1. Расчетная высота (без учета скоростного наддува) 4550 м
2. Число оборотов n 2400 об/мин
3. Давление наддува p_k 1000 ± 10 мм рт. ст.

ВИШ 105В-4

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

Заданное число оборотов (мотора) автоматически поддерживается регулятором Р-7. Изменение шага винта может быть принудительным и автоматическим.

Для лучшей обтекаемости втулка винта закрыта коком (обтекателем).

Моторная рама

Моторная рама представляет собой пространственную ферму (фиг. 54), сваренную из кольца и восьми стержней, которые сходятся в четыре стыковых узла. Стыковые узлы (фиг. 55, 56, 57) штампованные из стали С30ХГСА и термически обработаны до $\sigma_b = 90—125$ кг/мм².

По наружному периметру кольца приварены пять ушков для крепления элементов капота и по внутреннему — 14 кронштейнов для постановки резиновых втулок для эластичной подвески мотора.

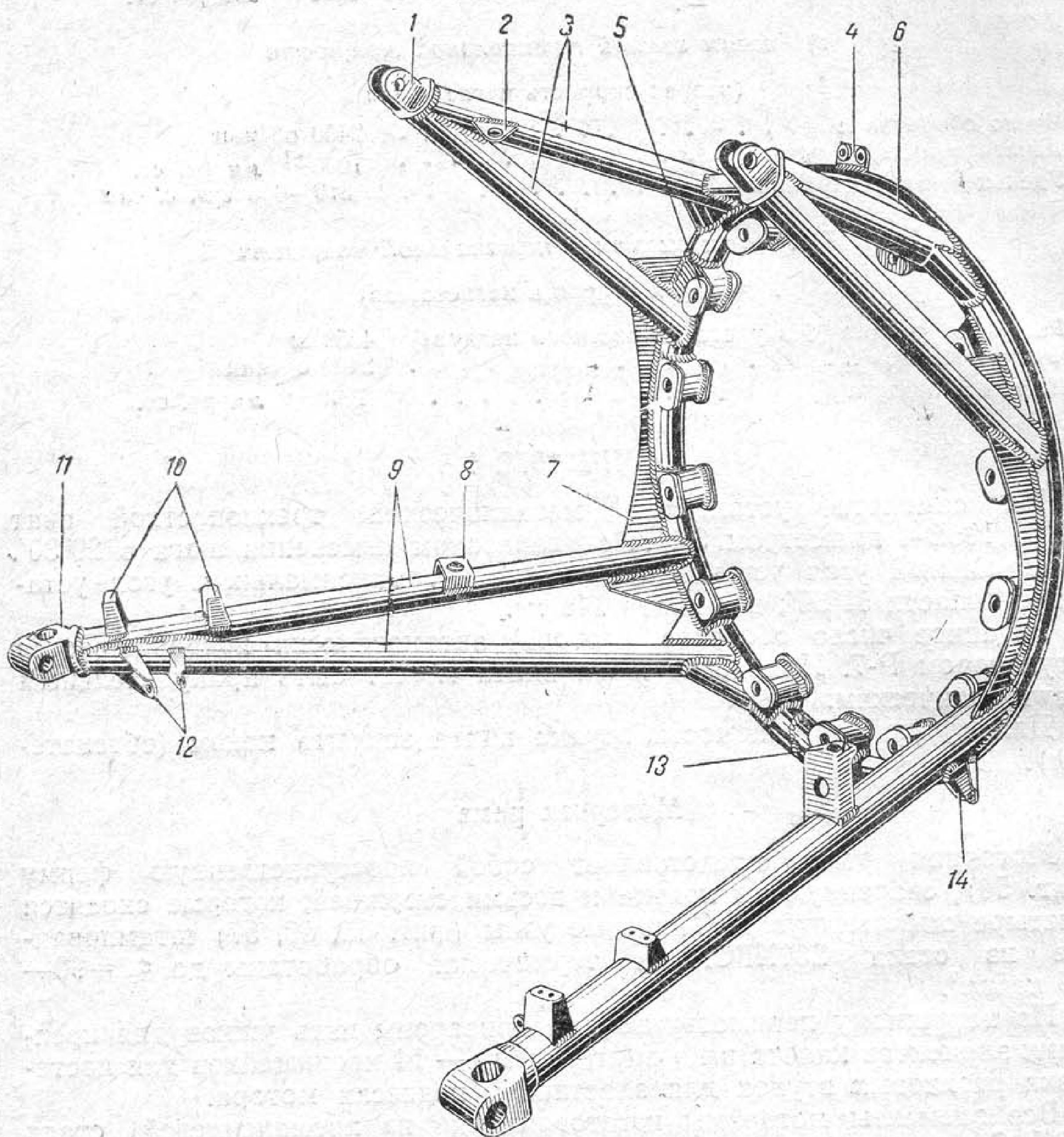
Все элементы моторамы изготавливаются из хромансильевой стали С30ХГСА, свариваются дуговой сваркой и термически обрабатываются до $\sigma_b = 90—127$ кг/мм².

Управление мотором

В систему управления мотором (фиг. 58) входят:

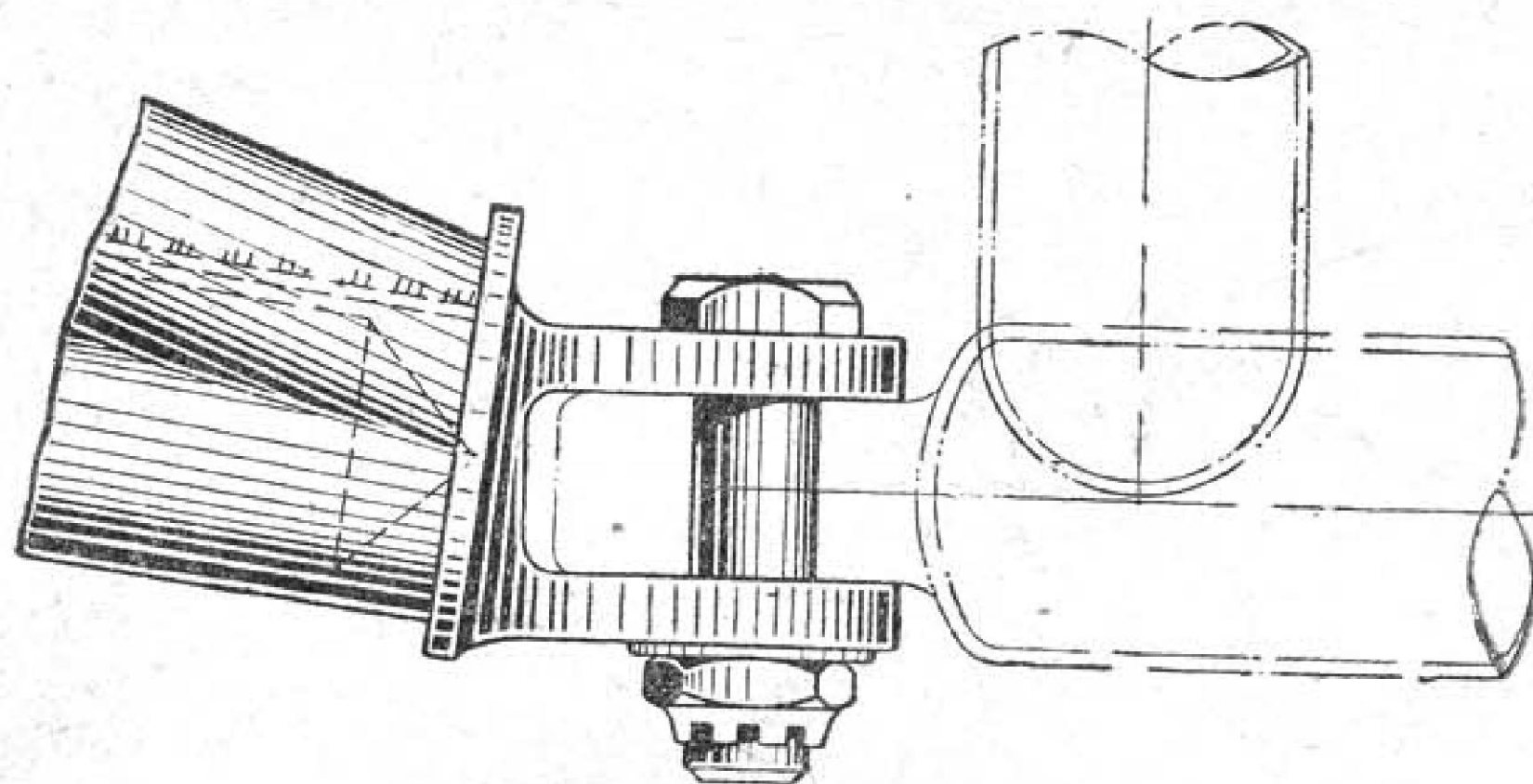
1. Управление нормальным газом.
2. Управление винтом.
3. Блокированное управление двухскоростным нагнетателем и форсажем.
4. Управление остановом мотора.

Управление нормальным газом (дрессельной заслонкой) состоит из ручки сектора (фиг. 59) и трубчатых тяг, связанных между собою двумя качалками. Все тяги имеют регулируемые шаровые и вильчатые наконечники для регулировки управления мотором.

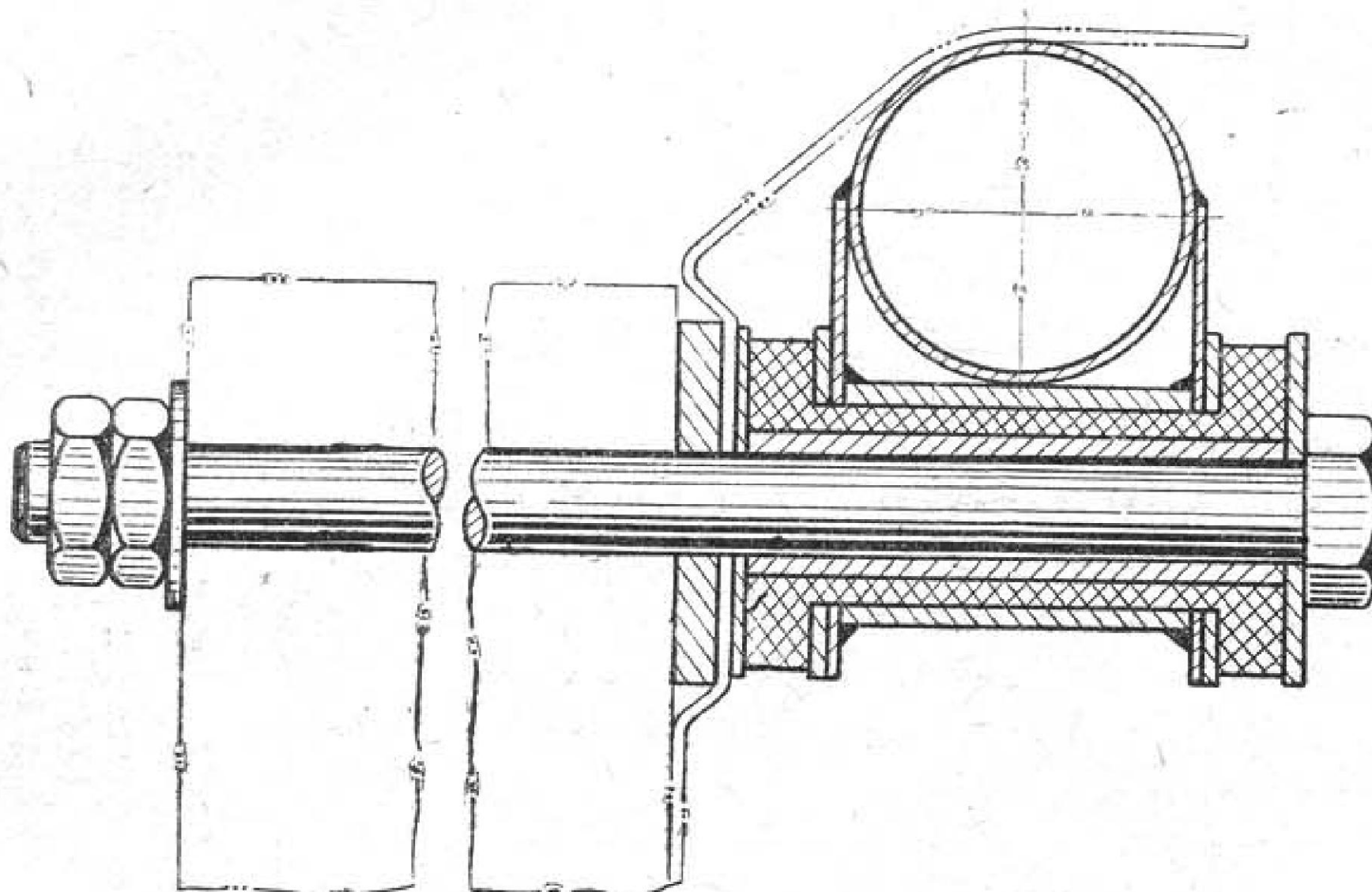


Фиг. 54. Моторная рама.

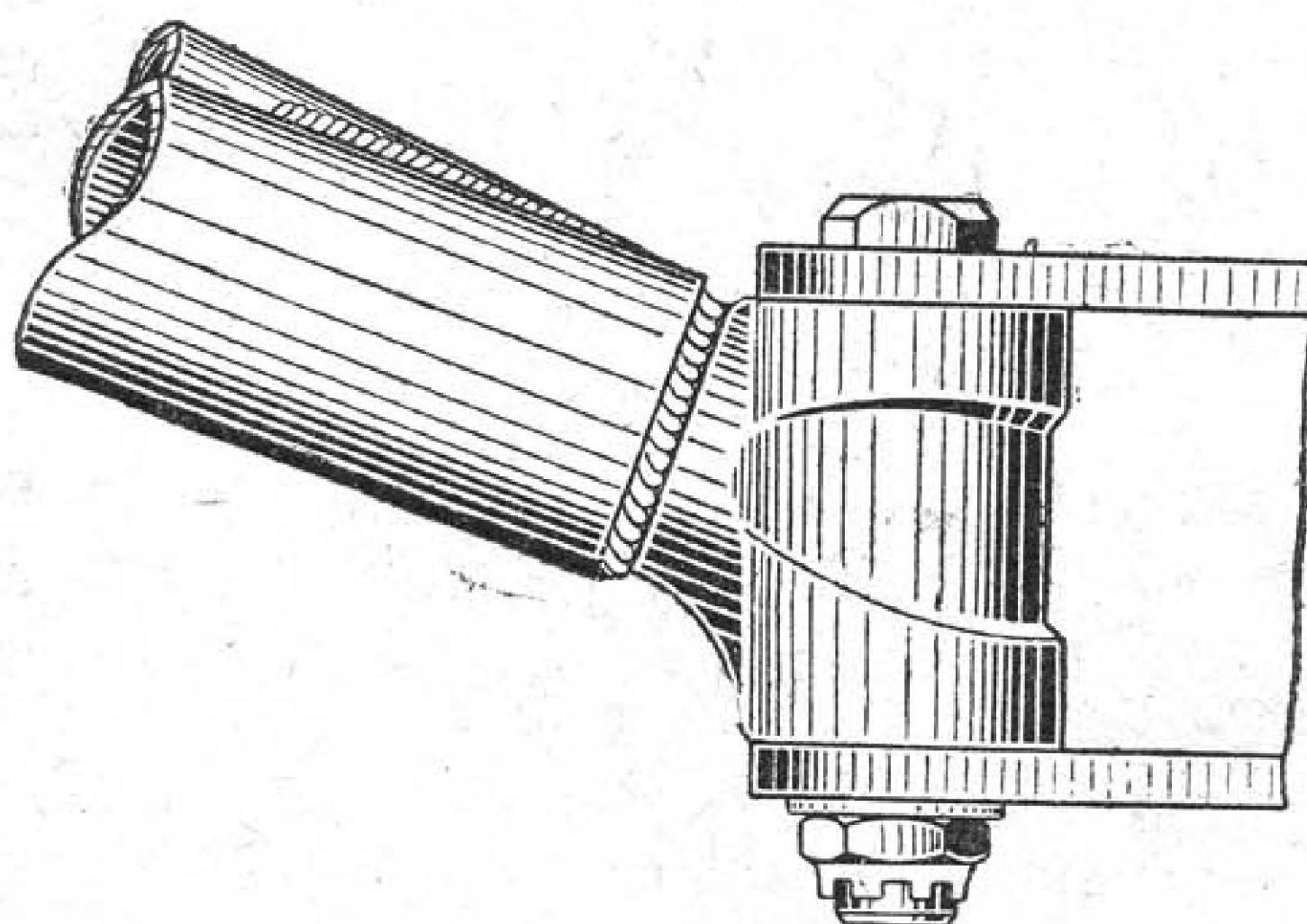
1 — вилка; 2 — верхняя опора колонки боковой створки; 3 — стержни верхнего раскоса моторной рамы; 4 — ушко крепления каркаса капота; 5 — башмак; 6 — кольцо; 7 — ребро жесткости; 8 — нижняя опора колонки боковой створки; 9 — стержни нижнего подкоса; 10 — кронштейн; 11 — ушко; 12 — кронштейны; 13 — кронштейн нижней опоры колонки и механизма управления боковыми створками; 14 — ушко крепления каркаса капота.



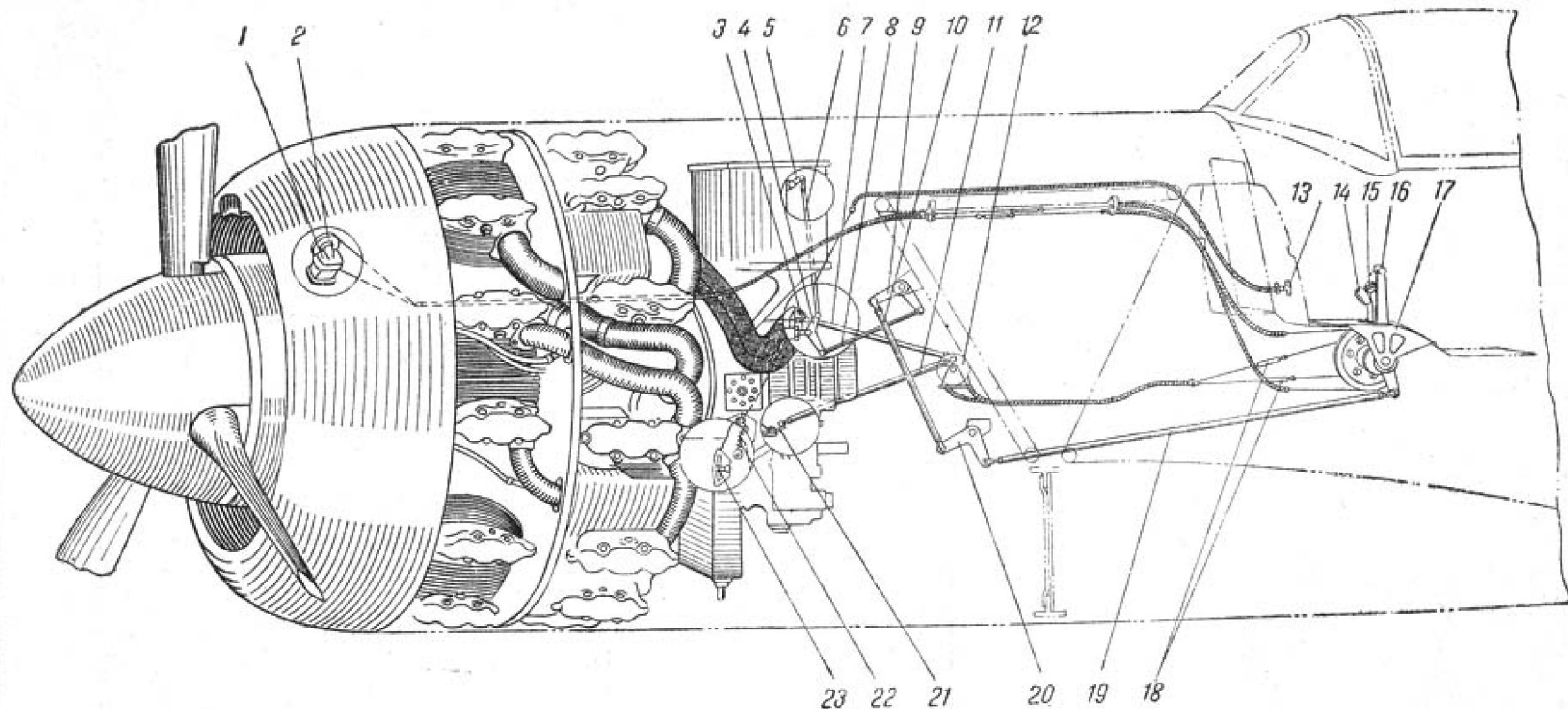
Фиг. 55. Верхний узел крепления моторной рамы к лафету.



Фиг. 56. Узел крепления мотора к моторной раме.



Фиг. 57. Нижний узел крепления моторной рамы к узлу лонжерона центроплана.



Фиг. 58. Схема управления мотором.

1 — регулятор Р-7; 2 — ролик на Р-7; 3 — рычаг форсажа; 4 — качалка на РПД-1Ф; 5 — рычаг дроссельной заслонки; 6 — моторная тяга; 7 — тяга управления форсажем; 8 — тяга к РПД-1Ф; 9 — качалка управления нормальным газом; 10 — тяга управления нормальным газом; 11 — тяга управления скоростями нагнетателя; 12 — ролик управления скоростями нагнетателя и форсажем; 13 — рычаг управления

насосом НБЗ-ФА; 14 — рычаг управления скоростями нагнетателя и форсажем; 15 — рычаг управления шагом винта; 16 — рычаг управления нормальным газом; 17 — сектор управления мотором; 18 — тандеры; 19 — тяга управления нормальным газом; 20 — качалка управления нормальным газом; 21 — рычаг управления скоростями нагнетателя; 22 — пружины; 23 — рычаг управления насосом НБЗ-ФА.

Тяги — вертикальная и от сектора газа — изготовлены из дуралюминовых труб диаметром 16×14 мм с вильчатыми наконечниками из углеродистой стали. Короткая тяга к РПД-1Ф изготовлена из прутка углеродистой стали.

Управление винтом сводится к установке заданных равновесных оборотов при помощи регулятора Р-7 и осуществляется тросовой проводкой, связывающей ручку сектора в кабине с роликом регулятора оборотов винта Р-7.

Управление форсажем и скоростями нагнетателя осуществляется одновременно одним рычагом в кабине при помощи тросовой проводки, ролика и жестких (трубчатых) тяг, идущих от ролика к мотору в замоторном отсеке.

Разность в ходах рычагов форсажа и двухскоростной передачи на моторе поглощается телескопической тягой форсажа, имеющей на одном конце подвижной наконечник, обеспечивающий свободное продольное перемещение.

Для приработки деталей мотора в течение первых 10 час. работы тяга форсажа не присоединяется.

Рычаг форсажа законтрен в положении номинального наддува (форсаж выключен).

По истечении 10 час. работы мотора тяга присоединяется и устанавливается взлетный наддув.

Для мгновенного останова мотора имеется ручное управление выключения подачи горючего в систему непосредственного впрыска (насос НБЗ-ФА).

Управление состоит из ручки и троса в боуденовской оболочке.

Для останова мотора необходимо энергично потянуть ручку стоп-крана на себя и повернуть ее вокруг своей оси. После останова мотора повернуть ручку обратно, вывести ее из зацепления и отпустить.

Сектор управления газом, винтом и двухскоростной передачей состоит из литого корпуса, трех ручек, находящихся на одной оси, и зажимного устройства. На пульте в кабине установлена панель с вырезами являющимися ограничителями хода ручек. Около вырезов имеются надписи и стрелки, указывающие названия и направления движения ручек. Сектор прикреплен к пульту болтами.

В управление охлаждением мотора (фиг. 60 см. вклейку на стр. 56) входят:

1. Управление боковыми створками.
2. Управление лобовыми жалюзи.
3. Управление совком маслорадиатора.

Управление боковыми створками и совком маслорадиатора осуществляется штурвалами, а лобовым жалюзи — ручками и тросовой проводкой в боуденовской оболочке.

Бензосистема

Установка и крепление бензиновых баков. На самолете установлены пять баков: четыре мягких в крыльях и центроплане и один центральный, металлический, сварной конструкции (фиг. 61 см. вклейку на стр. 57), расположенный по оси самолета и укрепленный в верхней обшивке центроплана.

Центральный бензобак протектированный и укреплен четырьмя лентами из дуралюмина толщиной 1,5 мм, которые стягиваются тандерами.

Наполнение центрального бака производится через крайние центропланские баки, после чего заполняются консольные.

Емкость центрального бензобака 270 л, двух центропланнх по 210 л каждый и двух консольных по 60 л каждый. Общая емкость — 810 л.

Питание мотора (фиг. 62 см. вклейку на стр. 60). Горючее из центрального бака поступает в перекрывной кран и насос БНК-10ФН. Насос отрегулирован на 1,5—2 ат и прокачивает бензин через шелковый фильтр. Затем бензин по петрофлексу поступает к насосу НБЗ-ФА.

Параллельно магистрали, идущей от центрального бака к насосу БНК-10ФН, включен добавочный ручной насос типа РНА-1 (альвейер). Ручным насосом при запуске мотора бензин подается к бензопомпе и производится заливка посредством крана заливки, расположенного на правом пульте кабины.

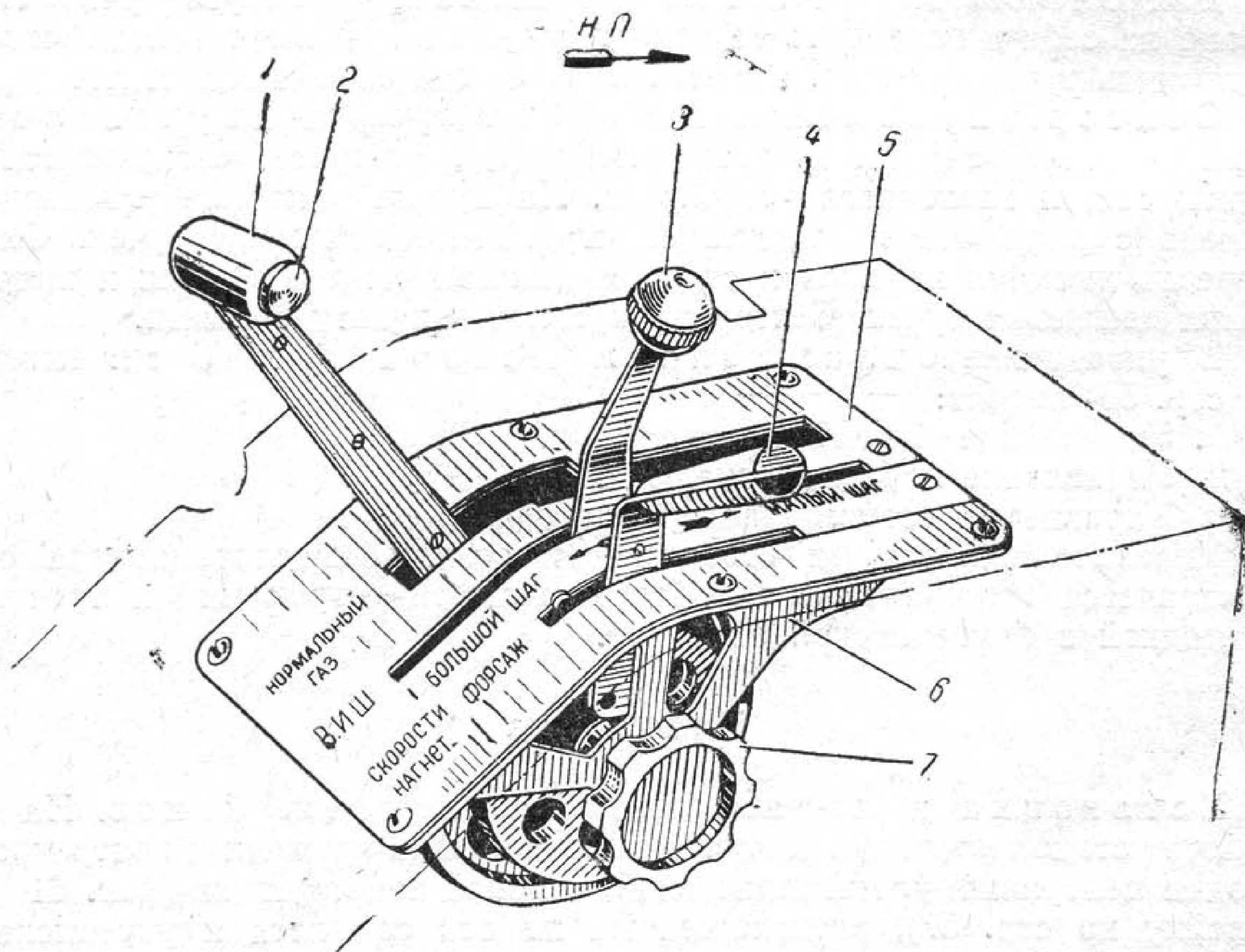
Система нейтральных газов. По мере расходования горючего часть отработанных газов через заборный штуцер на выхлопном патрубке цилиндра № 8 направляется по трубопроводу в фильтр, бачок-сборник и бензобаки (см. фиг. 62).

Отработанные газы, заполняя свободное пространство над уровнем горючего в бензобаках, смешиваются с парами бензина и делают их взрывобезопасными.

Масляная система

В масляную систему самолета (фиг. 63) входят следующие основные агрегаты:

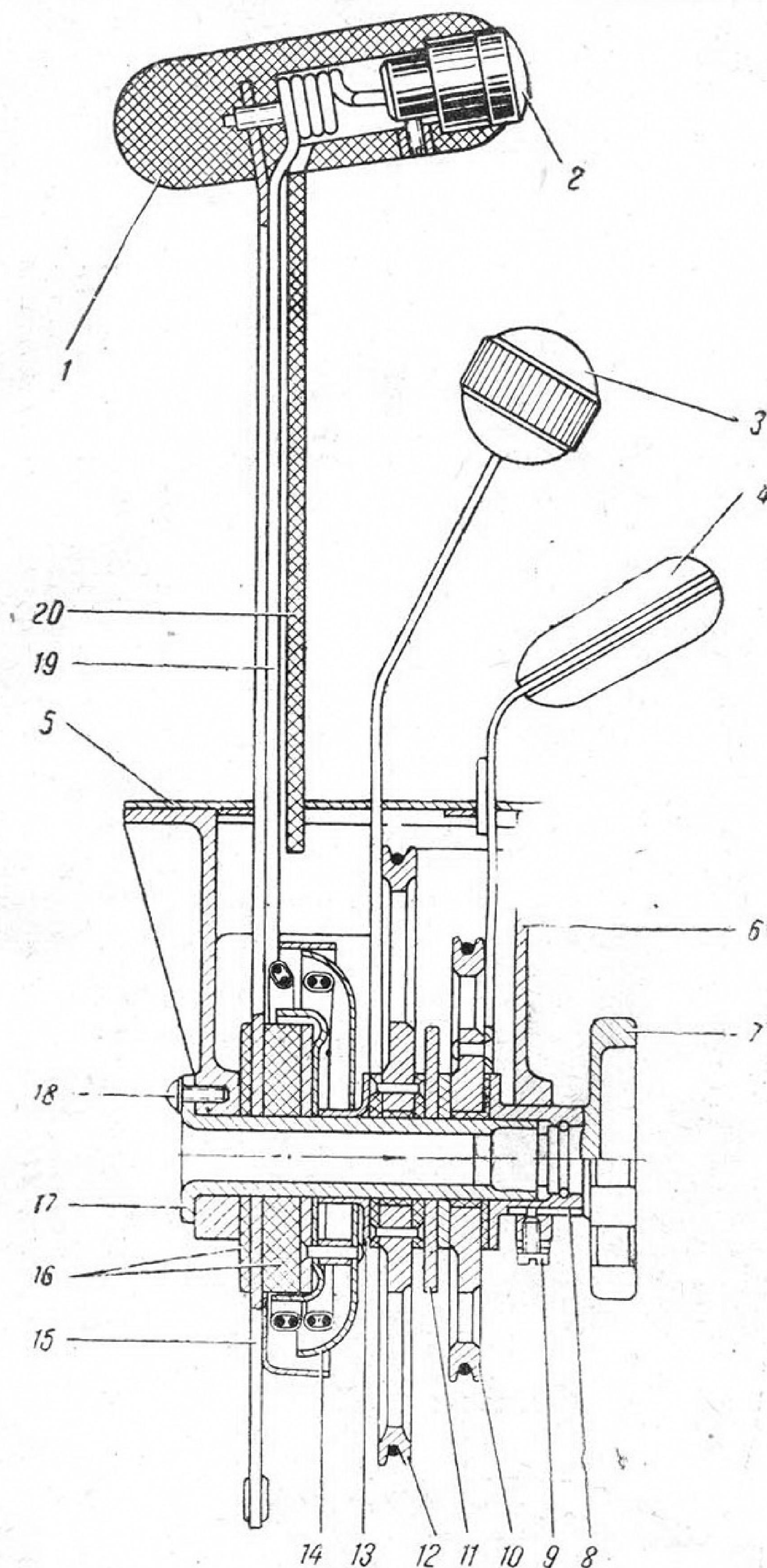
- а) масляный бак (фиг. 64);
- б) масляный радиатор ОП-593;
- в) маслопроводы и трубопроводы системы дренажа.



Фиг. 59. Сектор

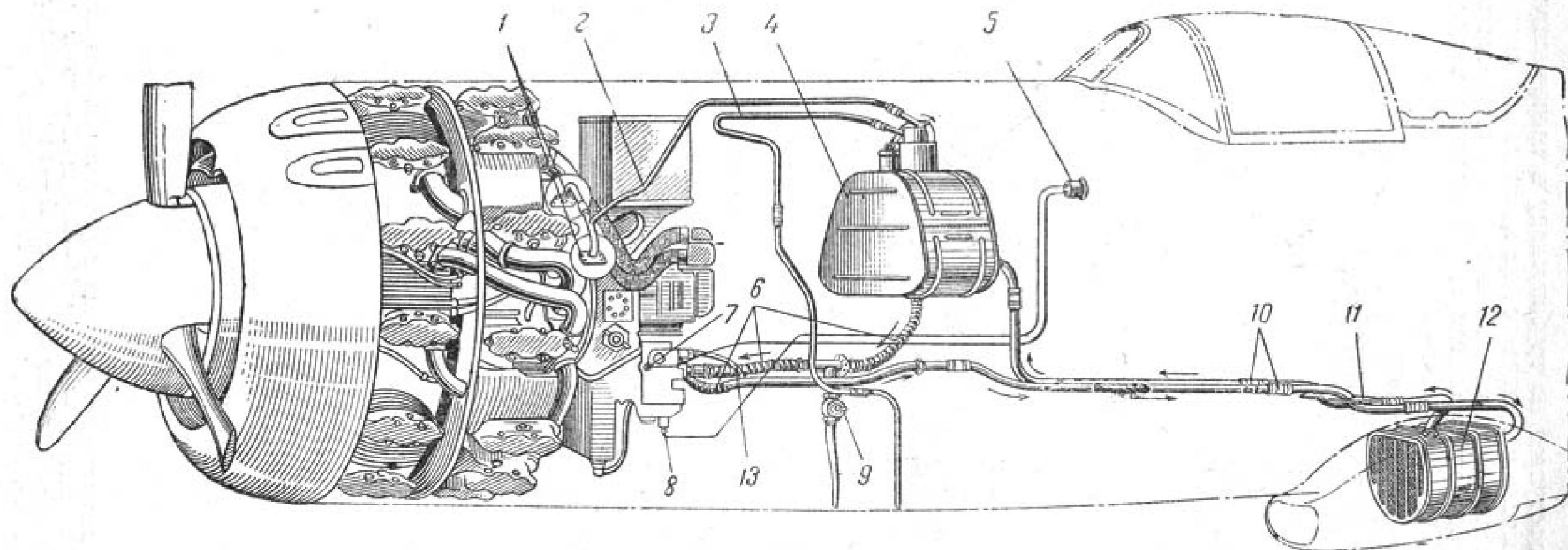
1 — ручка рычага нормального газа; 2 — кнопка рации; 3 — ручка управления шагом винта; 4 — ручка управления скоростями нагнетателя и форсажем; 5 — панель; 6 — кронштейн; 7 — маховик; 8 — втулка; 9 — контрольный винт;

Из бака масло поступает по трубопроводу в нагнетающую ступень МШ-5Д. От насоса масло направляется по каналам для смазки мотора. Отработанное масло из отстойника мотора отсасывается откачивающей ступенью по трубопроводу в маслорадиатор и затем в масляный бак.



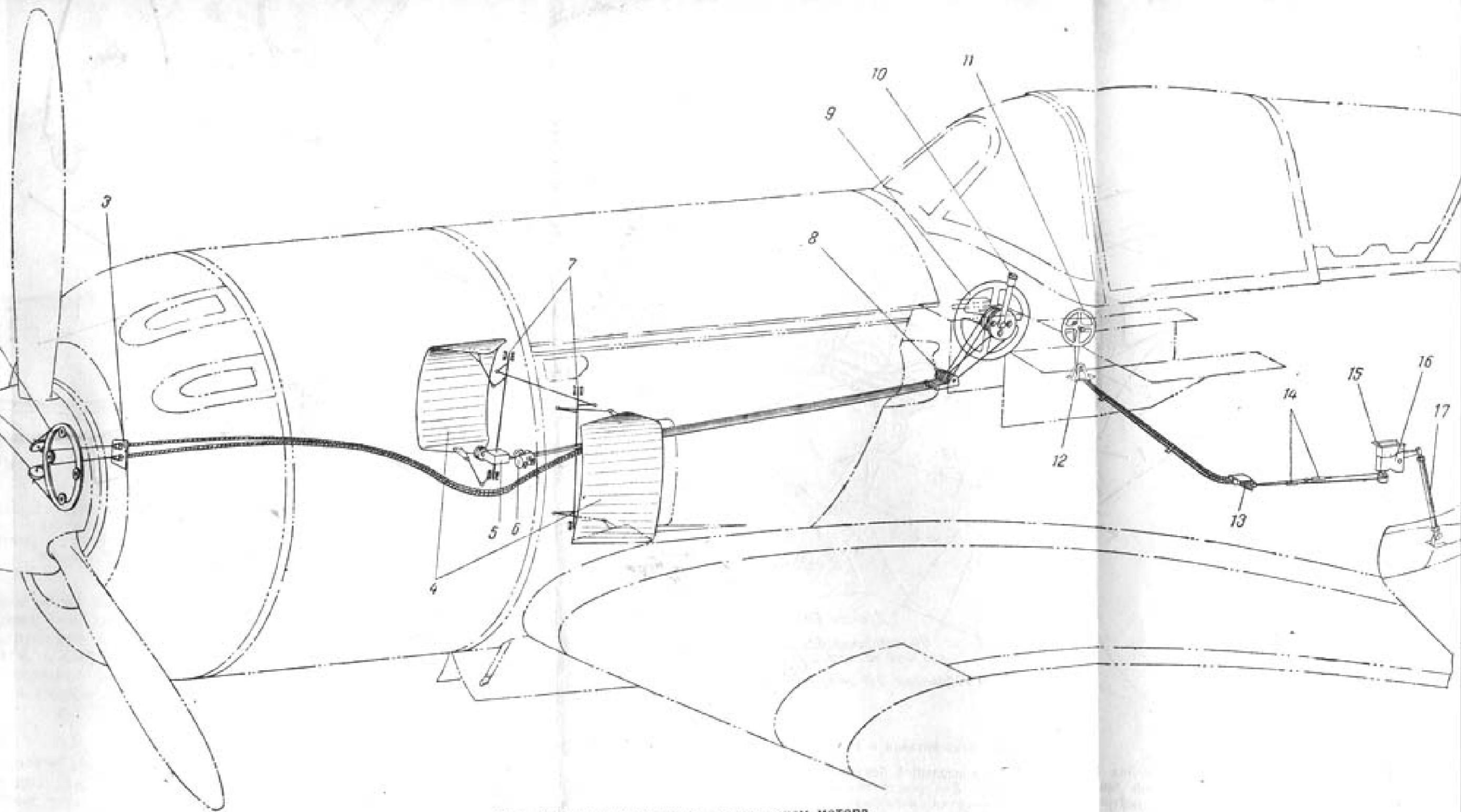
управления мотором:

10 — ролик управления скоростями нагнетателя и форсажем; 11 — шайба; 12 — ролик управления шагом винта; 13 — втулка; 14 — кожух; 15 — рычаг управления нормальным газом; 16 — фрикционные шайбы; 17 — ось; 18 — винт крепления оси; 19 — жгут рации; 20 — накладка.



Фиг. 63. Схема маслопроводки:

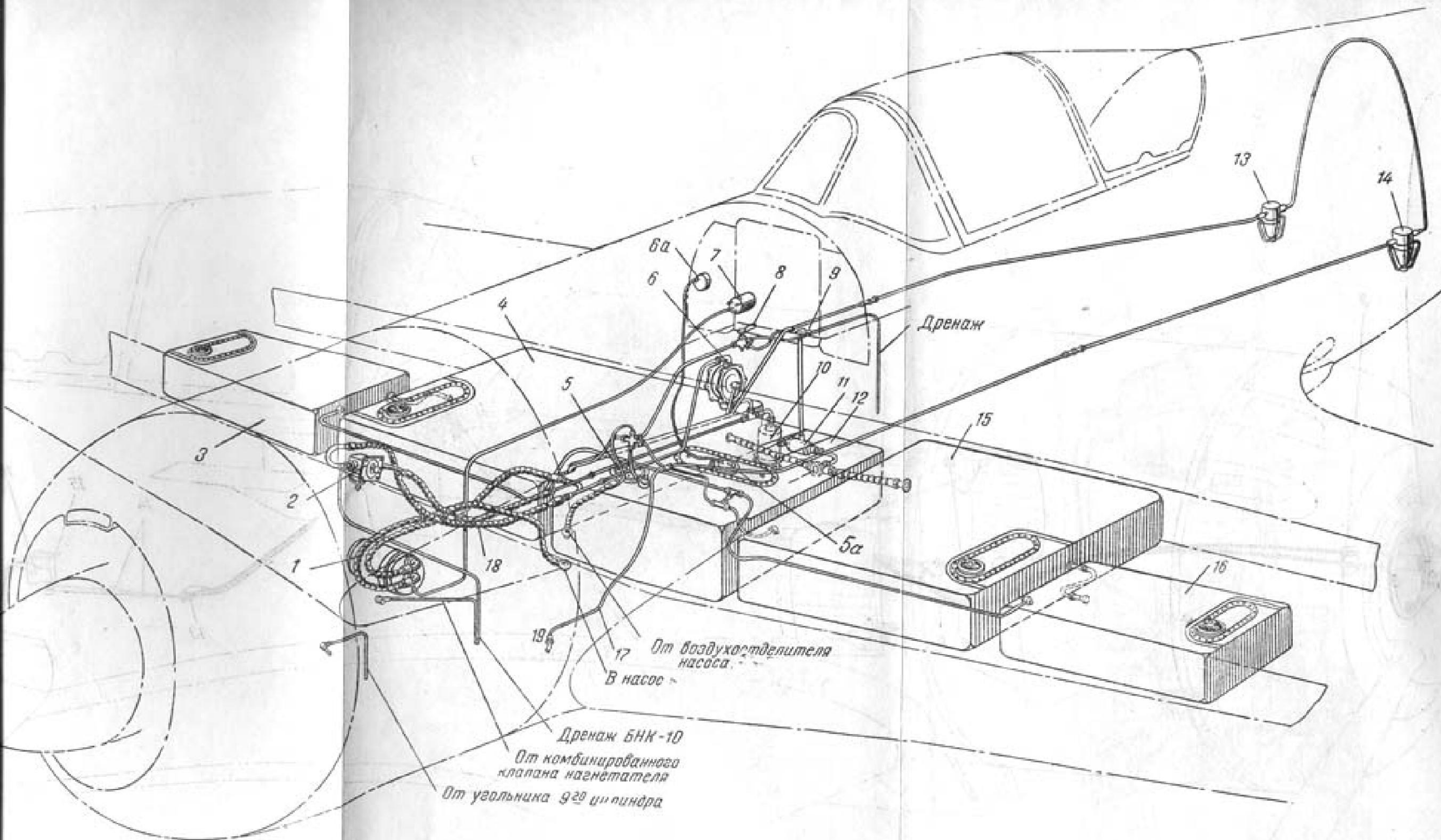
1 — суфлеры мотора; 2 — трубка от суфлеров мотора; 3 — дренажная трубка; 4 — маслбак; 5 — трехстрелочный индикатор; 6 — петрофлексы; 7 — реле манометра; 8 — место приемника термопары; 9 — сливной кран; 10 — дюритовое соединение; 11 — фланец; 12 — маслорадиатор; 13 — трубка обратного движения масла от помпы.



Фиг. 60. Схема управления охлаждением мотора.

1—ролики управления жалюзи; 2—поворотное кольцо управления жалюзи; 3—держатель бoudеновского троса; 4—боковые створки; 5—червячный механизм; 6—кронштейн с роликами; 7—колонки управления боковыми створками; 8—направляющие ролики; 9—штурвал управления

боковыми створками; 10—ручка управления передними жалюзи; 11—штурвал управления совком маслорадиатора; 12—направляющие ролики; 13—держатель бoudена; 14—таандеры; 15—кронштейн; 16—червячный механизм; 17—тяга управления совком маслорадиатора.



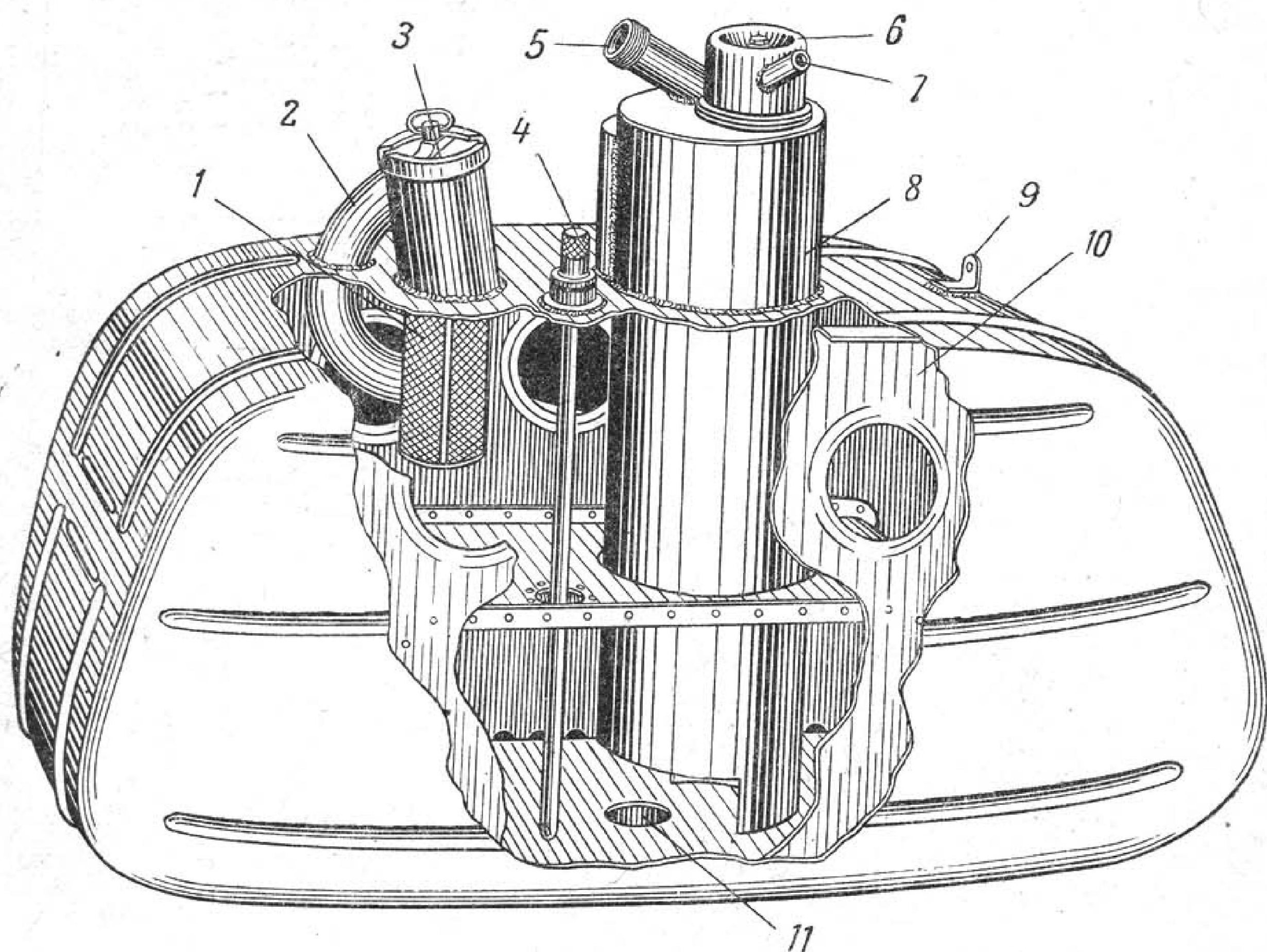
Фиг. 61. Схема бензопитания и газонаполнения бензиновых баков нейтральным газом.

1 — шелковый фильтр; 2 — бензопомпа БНК-10ФН; 3 — консольный бензобак; 4 — крайний бензобак; 5 — заливной бачок; 6 — альебер; 7 — трехстрелочный индикатор; 8 — перекрывной кран нейтрального газа; 9 — ручка перекрывного бензокрана; 10 — сетчатый бензофильтр; 11 — перекрывной бензокран; 12 — центральная трубка; 13 — бачок-сборник; 14 — фильтр-отстойник; 15 — крайний бензобак; 16 — консольный бензобак; 17 — трубопровод системы нейтрального газа; 18 — трубопровод бензо-системы; 19 — приемник нейтрального газа на выпускном патрубке № 8; 6a — датчик бензиномера; 6a — указатель бензиномера.

13 — бачок-сборник; 14 — фильтр-отстойник; 15 — крайний бензобак; 16 — консольный бензобак; 17 — трубопровод системы нейтрального газа; 18 — трубопровод бензо-системы; 19 — приемник нейтрального газа на выпускном патрубке № 8; 6a — датчик бензиномера; 6a — указатель бензиномера.

Масляный бак сообщается с атмосферой посредством дренажной трубки. Дренаж задних суфлеров мотора осуществляется через масляный бак.

Для слива масла в зимних условиях на самолете имеются три сливные точки: сливной кран в замоторном отсеке, пробка в радиаторе и краник в маслоотстойнике мотора.



Фиг. 64. Масляный бак:

1 — фильтр; 2 — трубка обратного движения масла; 3 — крышка заливной горловины; 4 — масломер; 5 — штуцер обратного движения масла; 6 — крышка пеногасителя; 7 — дренажная трубка; 8 — пеногаситель; 9 — ушко; 10 — перегородка; 11 — штуцер для выхода масла в мотор.

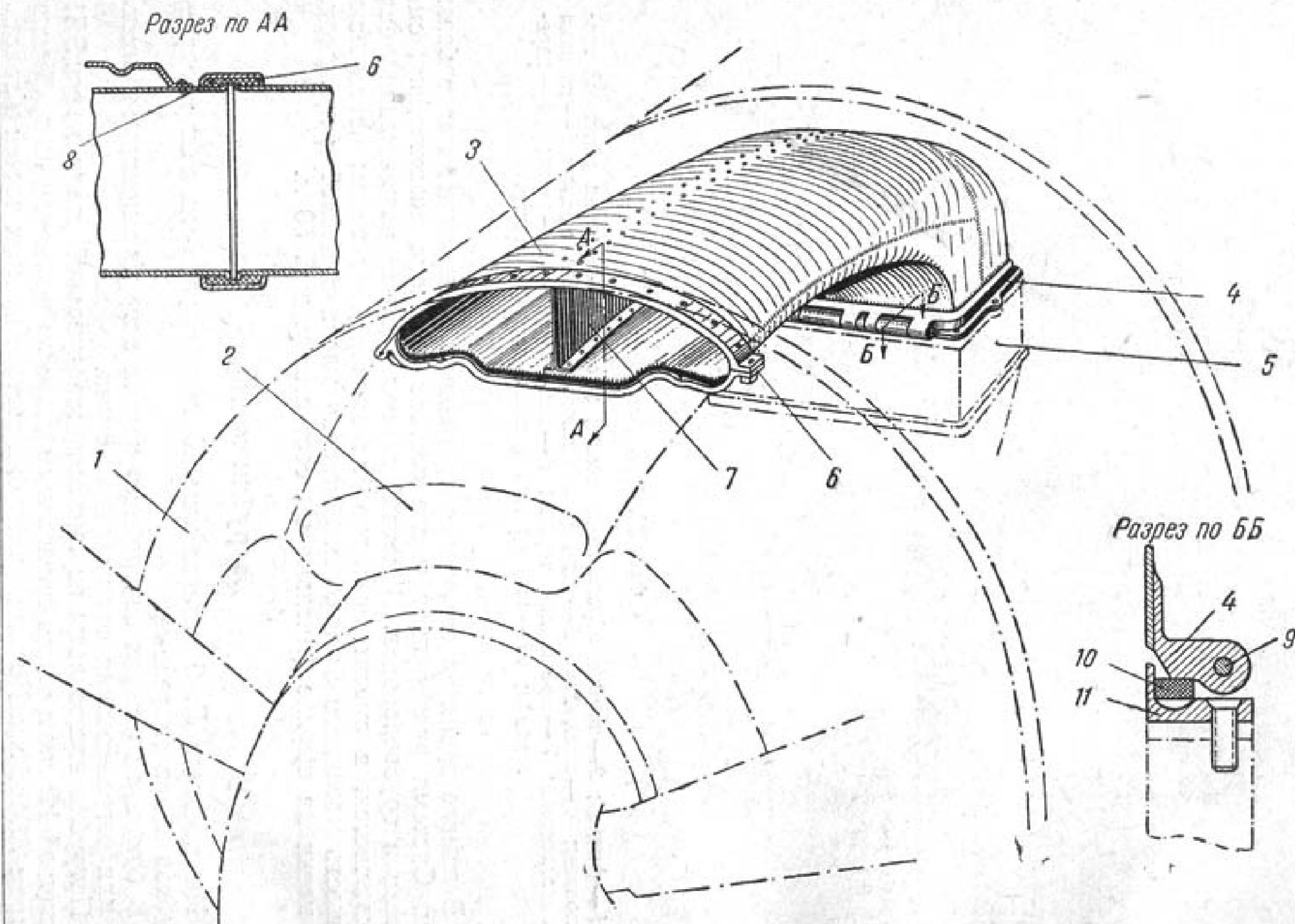
В зимнее время на самолетах применяют разжижение масла бензином. Система разжижения масла состоит из крана разжижения, смесителя и трубопроводов. В летний период система разжижения масла отключается, а смеситель и тройник заливной системы заглушают. Емкость масляного бака 63 л. Заправку масла в маслобак производят до метки на ныряле (масломере), соответствующей 50 л.

Патрубки мотора

На самолете Ла-9 установлены 10 индивидуальных выхлопных патрубков и два спаренных.

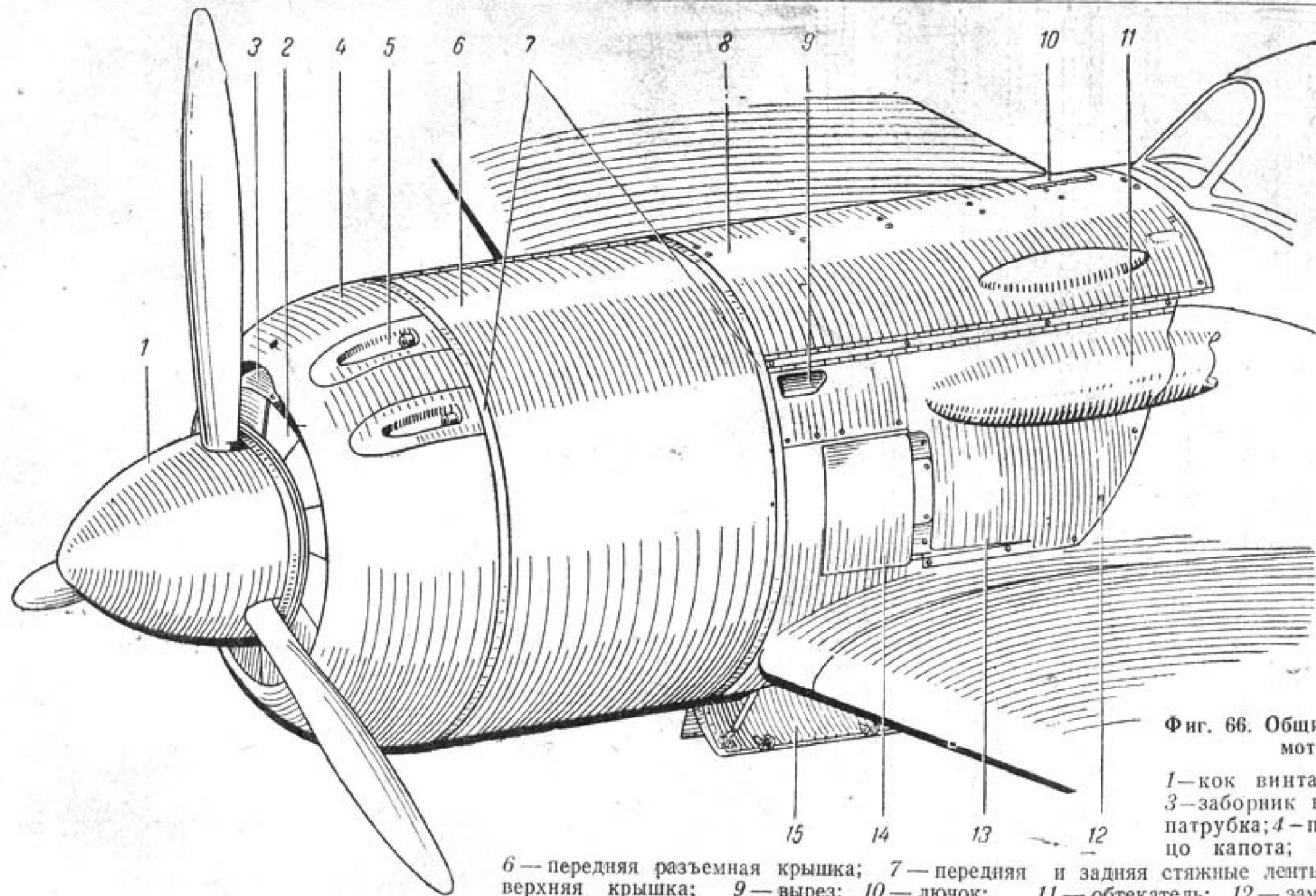
В боковых туннелях внутреннего капота патрубки прикрыты щитками для регулирования охлаждения мотора.

Патрубки изготовлены из листовой жароупорной стали марки ЭЯ1Т толщиной 1,2 мм с одним продольным сварным швом или из трубы диаметром 70×68 мм. По длине патрубки состоят из двух частей и телеско-



Фиг. 65. Всасывающий патрубок.

1—переднее кольцо капота; 2—заборник воздуха; 3—всасывающий патрубок; 4—рамка; 5—дрессельная коробка; 6—хомут; 7—внутренняя стенка; 8—прокладка; 9—шомпол; 10—прокладка; 11—фланец.



Фиг. 66. Общий вид капота мотора.

1—кок винта; 2—жалюзи; 3—заборник всасывающего патрубка; 4—переднее кольцо капота; 5—амбразура; 6—передняя разъемная крышка; 7—передняя и задняя стяжные ленты; 8—задняя верхняя крышка; 9—вырез; 10—лючок; 11—обтекатель; 12—замок «Дзус»; 13—боковая задняя крышка; 14—боковая створка; 15—щитки шасси.

пически соединяются между собой при помощи шарового соединения, устраняющего деформации при нагреве.

Патрубки прикреплены к цилиндрам мотора специальными фланцами на четырех шпильках диаметром 10 мм и латунными гайками.

Всасывающий патрубок расположен в верхней части мотора (фиг. 65) под капотом. Передняя часть патрубка вмонтирована в кольцо капота, задняя съемная часть изготовлена из материала АМцП толщиной 2 мм и сварена газовой сваркой.

В передней части кольца капота установлен противопыльный фильтр, изготовленный из сетки «Дельбах».

Капот мотора

Капот мотора (фиг. 66) состоит из кока винта, капота редуктора, переднего кольца, наружных крышек и внутреннего капота.

Весь капот, за исключением двух задних боковых крышек, изготовлен из материала Д17 толщиной 1,2 мм; задние боковые крышки изготовлены из оцинкованного железа. С внутренней стороны все крышки подкреплены профилями. Боковые створки изготовлены из листовой стали ЭЯ1Т.

Крышки капота прикреплены к каркасу мотора посредством натяжных лент или винтовых замков.

Для увеличения максимальной скорости самолета капот и мотор тщательно герметизированы.

Противопожарная перегородка на самолетах не предусмотрена. Вместо нее под лафетом установлена перегородка со штуцерными разъемами трубопроводов.

Глава V

ОБОРУДОВАНИЕ

Приборное оборудование

Приборное оборудование в основном состоит из двух групп:

1. Пилотажно-навигационные приборы.
2. Контрольные приборы.

Пилотажно-навигационные приборы

1. Указатель скорости.
2. Двухстрелочный высотомер.
3. Дистанционный компас.
4. Вариометр.
5. Авиагоризонт электрический.
6. Индикатор курса и отметок.
7. Часы.

Контрольные приборы

А. Приборы, контролирующие работу мотора:

- 1) трехстрелочный индикатор,
- 2) тахометр,
- 3) мановакуумметр,
- 4) термометр цилиндров.

Б. Приборы, контролирующие работы отдельных агрегатов:

- 1) вольтамперметр,
- 2) манометр шасси,
- 3) манометр тормозов,
- 4) манометр сжатого воздуха,
- 5) указатель положения шасси,
- 6) указатель отклонения посадочных щитков (закрылков),
- 7) бензиномер,
- 8) указатель отклонения боковых створок.

Приборное оборудование самолета размещено на доске приборов, боковых щитках и небольшая часть его — на боковых панелях, установленных по бортам кабины (фиг. 67).

На приборной доске установлены приборы, требующие обязательной амортизации для предупреждения поломок от вибрации.

Доска приборов изготовлена из листового дуралюмина толщиной 1,5 мм и установлена на резиновой амортизации, состоящей из восьми амортизаторов типа «Лорд», расположенных в четырех точках.

Для удобства монтажа и демонтажа приборов центральная часть доски откидная.

Крепление приборов осуществляется тремя способами:

1. Крепежным кольцом (стандартное крепление приборов).
2. При помощи болтов с самоконтрящейся гайкой на фланцах приборов.
3. Стяжным кольцом (изделие завода).

Для ночных полетов на самолетах имеется освещение приборов кабинными лампами,

Приборы, установленные на самолете

№ по пор.	Наименование	Тип	Единица измерения	Цена одного деления	Диапазон
Навигационно-пилотажные приборы					
1	Указатель скорости	УС-800	км/час	10	80—800
2	Компас	ПДК-44	градусы	0,5	0—360
3	Авиагоризонт электрический	—	—	—	—
4	Двухстрелочный высотомер	ВД-12			
	а) шкала высоты		метры	10—100	0—12 000
	б) барометрического давления		мм рт. ст.	1	670—790
5	Вариометр	ВР-30	м/сек	2	30—0—30
6	Индикатор курса и отметки	ИКО-42	»	—	—
Приборы контроля работы мотора					
1	Мановакуумметр	М-160	мм рт. ст.	20	300—16 000
2	Тахометр	ТЭ-45	об/мин	20—200	0—3500
3	Термометр головок цилиндра	ТЦТ-9	градусы	10	0—350
4	Бензиномер	БЭ-40	л	50	0—440
5	Часы	АВР	—	—	—
6	Трехстрелочный индикатор				
	а) манометр масла		кг/см ²	1	0—15
	б) манометр бензина		»	1	0—3
	в) термометр масла		градусы	5	0—125
Приборы контроля работы отдельных агрегатов					
1	Манометр сжатого воздуха		кг/см ²		0—250
2	Манометр шасси		»		0—250
3	» тормозов		»	0,5	0—12
4	Вольтамперметр	ВА-140			
	а) замер напряжения		в		0—30
	б) замер силы тока		а		0—30
5	Указатель отклонения закрылков (щитков)		градусы	1	0—60
6	Указатель шасси				
7	Указатель отклонения боковых створок				

В систему электрооборудования входят следующие агрегаты:

1. Генератор ГС-10 350М.
2. Аккумулятор 12А-5.
3. Электрощиток.
4. Регуляторная коробка РК-12Ф-350.
5. Проводка.
6. Потребители электрической энергии.

Источниками питания электросети являются ГС-10 350М и аккумулятор 12А-5, включенный в сеть параллельно генератору. Аккумуляторная батарея может быть отключена от электросети с помощью тумблера, установленного на электрощитке. К потребителям электроэнергии ток распространяется через электрощиток, являющийся центральным пунктом распределения электроэнергии.

Подача энергии в цепь при совместной работе генератора и аккумулятора автоматически регулируется через регуляторную коробку РК-12Ф-350. Аккумулятор может быть отключен от электросети с помощью тумблера на электрощитке.

Электрощиток, смонтированный на правом борту кабины, является центральным распределительным пунктом электроэнергии по отдельным потребителям самолета.

На откидывающейся крышке электрощитка смонтированы тумблеры и реостаты соответствующих потребителей электроэнергии, наименование которых указано на трафаретах. Плавкие вставки (предохранители) расположены на задней стенке электрощитка.

Система электропроводки на самолете в основном однопроводная, за исключением проводки к электроспуску и от генератора. Минусовым проводом является цепь металлизации самолета. Для уменьшения помех радиоприему часть проводки заключена в металлическую экранировку, а также установлен электрофильтр СФ-11А. Кабина самолета оборудована освещением для ночных полетов.

Радиооборудование

Для междусамолетной связи во время полета, а также для связи с землей установлена приемопередающая радиостанция.

В комплект радиооборудования входят:

1. Передатчик типа РСИ-6.
2. Приемник типа РСИ-6М.
3. Радиополукомпас РПКО-10М.
4. Прибор СЧ-3М.
5. Два умформера РУ-45А и РУ-11А.

Кроме того, на самолете установлены щиток дистанционного управления приемником, микротелефонный щиток для включения вилок шлемофона частичного управления рацией, пульт управления РПКО, механизм дистанционной настройки РПКО и переключатель РО-РПК и РСИ.

Передатчик с умформером установлены в фонаре около шпангоута № 7 на специальной панели. Передатчик укреплен ремнями в амортизационной подушке, основание которой крепится болтами к панели.

Управление передатчиком устанавливается так, чтобы органы подстройки его были обращены в сторону кабины.

Передатчик РСИ-6 допускает изменение мощности в антенне, которое осуществляется тумблером, установленным на правом борту, между манометром кислородного прибора и щитком управления РПКО. Вклю-

Агрегаты электрооборудования

№ по пор.	Наименование потребителя	Тип	Мощность вт	Количество	Место установки	Выключающее устройство		
						Наименование	Тип	Место установки
Зажигание								
1	Пусковая катушка	КП-4716	300	2	Внутренний капот	Пусковая кнопка	К-4	Левый щиток
2	Магнето	БСМ-14		2	Мотор	Переключатель	ПОМ-3	" "
Освещение								
1	Кабинная лампа	КЛС-39	10	1	Правый борт	Реостат	РЛ-70	Электрощиток
2	" "	КЛС-39	10	1	Левый "	"	РЛ-70	"
3	Подсвет прицела		3	1	Прицел	"	РЛ-70	"
Аэронавигационные огни								
1	Бортовой	АБ-42	20	2	Левое и правое крыло	Выключатель	87-К	Электрощиток
2	Хвостовой	ХС-39	5	1	Триммер руля направления	"	87-К	"
Шасси и костыль								
1	Лампы сигнализации шасси	ОСЛ-42	12	4	Левый щиток	Концевой выключатель	ВК-41	Носки нервюр центроплана
					"	Выключатель	87-К	Электрощиток
2	Лампы сигнализации костыля	ОСЛ-42	3	1	" "	Концевой выключатель	ВК-41	Подъемник костыля
						Выключатель	87-К	Электрощиток

Электробензиномер							
1	Датчик бензиномера			1	Центральный бензобак	Выключатель	Электрощиток
2	Указатель бензиномера	БЭ-40		1	Доска приборов		
Аэронавигационные приборы							
1	Датчик ПДК	ПДК-44		1	Фюзеляж между шпангоутами № 7 и 8	Выключатель	87-К Электрощиток
2	Репитер ПДК	ПДК-44		1	Доска приборов		
3	Умформер авиагоризонта			1	Фюзеляж около шпангоута № 7	Выключатель	87-К Электрощиток
4	Обогрев трубки Пито		40	1	Приемник трубки Пито	"	87-К .
Радиооборудование							
1	Приемник РСИ-6М			1		"	89-К Электрощиток
2	Передатчик РСИ-6			1		Выключатель кнопки	89-К 20-К Ручка сектора газа
3	Радиополукомпас РПКО-10М						
Вооружение							
1	Электроспуск	ЭЛС-1		2	Лафет	Кнопка переключателя	205-К ПОМ-3 Ручка пилота Доска приборов
Вспомогательное оборудование							
1	Аэродромный аккумулятор						У люка фюзеляжа

чение передатчика РСИ-6 производится нажатием кнопки 205-К, установленной на ручке сектора управления газом мотора.

Приемник РСИ-6М расположен также в фонаре у шпангоута № 6 на специальной панели. Умформеры крепятся к панели болтами, проходящими через основание амортизационной подушки. Передатчик РСИ-6 крепится стяжным хомутом.

Щиток дистанционного управления приемником установлен на левом борту фюзеляжа у шпангоута № 3 на уровне верхнего лонжерона и крепится четырьмя болтами к обшивке фюзеляжа.

Питание приемника РСИ-6М осуществляется от самолетной электросети. Приемник безумформерный, не требует высокого напряжения.

Радиополукомпас с отметчиком РПКО-10М

Радиополукомпас РПКО-10М является современным радионавигационным прибором, дающим возможность летчику приводить самолет на свой аэродром при плохой погоде и отсутствии видимости земных ориентиров.

С помощью радиополукомпаса могут быть решены следующие задачи:

1. Полет на радиостанцию по визуальному прибору.
2. Полет в зоне радиосигнальной слышимости по радиомаяку на слух.
3. Определение по индикатору курса момента прохождения самолетом приводной радиостанции.
4. Обычный прием радиопередачи в пределах рабочей частоты приемника РПКО-10М.

Комплект радиостанции РПКО-10М состоит из следующих агрегатов:

1. Приемника с дистанционным управлением настройки.
2. Механизма дистанционного управления настройкой.
3. Неповоротной рамки.
4. Индикатора курса с сигнальной лампой положения «РО».
5. Щитка управления с индикатором настройки.
6. Умформера РУ-11А.
7. Переключателя РО-РПК.
8. Соединительных кабелей.

Питание радиополукомпаса осуществляется от самолетной сети через предохранитель «Радио» 20 а.

Приемник радиополукомпаса РПКО-10М установлен на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 5 и 6 на амортизационной рамке и крепится при помощи замков.

Амортизационная рамка приемника крепится на четырех амортизационных болтах, проходящих через амортизационные втулки. Амортизаторы укреплены на полке РПКО. На этой полке также установлен умформер РУ-11А, помещенный в ванночке и удерживаемый в ней стяжным хомутом.

Пеленгаторная рама установлена на дуралюминовом кронштейне возле шпангоута № 5 в люке фонаря заднего обзора. На фланце имеются овальные отверстия, позволяющие регулировать положение рамки. Через эти отверстия проходят болты, которыми рамка крепится к основанию кронштейна.

В целях уменьшения экранировки пеленгаторной рамки верхняя труба противokaпотажной фермы разрезана и в месте разреза вставлен текстолитовый буж.

Щиток управления РПКО с механизмом управления настройки установлен на правом щитке в кабине летчика. Индикатор курса расположен в правом углу доски приборов.

Тумблер «РПК и РО», предназначенный для перехода на работу с радиополукомпаса на отметчик и обратно, помещен на правом борту кабины пилота у шпангоута № 3. Сигнальная лампа, отмечающая работу радиоотметчика, расположена рядом с индикатором курса на доске приборов.

Шкала механизма дистанционной настройки РПКО-10М освещается лампочкой. Лампочка включается тумблером, смонтированным на электрощитке. Гибкий валик дистанционной настройки проложен по правому борту фюзеляжа под верхним лонжероном и укреплен хомутами к шпангоутам.

Кабели питания проложены под правой панелью и укреплены также хомутами.

Антенное устройство

Антенное устройство состоит из радиомачты, двухлучевой антенны с изоляторами и проходного изолятора для ввода антенны.

Лучи антенны сделаны из стального троса диаметром 1,8 мм, на концах которого заделаны фарфоровые изоляторы.

Лучи антенны подвешены на мачту и киль. Со стороны мачты лучи антенны имеют пружины и амортизатор, работающий на сжатие. Амортизатор помещен в защитную трубочку обтекаемой формы. В антенную систему РПКО-10М входят пеленгаторная рамка (комбинированная для РО и РПК) и внешняя антенна, которая применяется также для приемо-передающей радиостанции.

Аппарат СЧ-3М

Аппарат СЧ-3М дает возможность наземным радиолокационным станциям отличить свой самолет от противника.

Аппарат СЧ-3М расположен в фюзеляже на левом борту между шпангоутами № 8 и 8а и укреплен на специальной полке, приклепанной к обшивке фюзеляжа.

На полке укреплена рамка, запирающаяся замком, в которую укрепляется аппарат. Амортизация аппарата осуществляется на резиновых амортизаторах типа «Лорд».

Антенна СЧ-3М представляет собой замкнутый треугольник, образованный двумя расходящимися лучами из фюзеляжа на стабилизатор и самим стабилизатором. Антенна крепится к стабилизатору при помощи карабинов.

В фюзеляже лучи антенны закреплены на изоляторах с пружинными амортизаторами. Вход антенны через обшивку фюзеляжа изолирован фарфоровыми изоляторами. В фюзеляже антенны закрепляются на изоляторах через пружинные амортизаторы.

Антенна внутри крепится к двум крючкам, установленным на шпангоуте № 7. При этом правый луч укреплен к левому крючку, а левый — к правому.

Электрическое соединение антенны с аппаратом СЧ-3М осуществляется с помощью фидера, составленного из провода ЛПРГС. Фидер подвешен на текстолитовых стойках.

Питание аппарата осуществляется от самолетной электросети через предохранитель и тумблер с надписью «МА», находящийся на электрощитке. Для включения аппарата в цепь питания имеется розетка.

Металлизация

Для устранения помех радиоприему от переменных электрических контактов и для создания противовеса радиостанции на самолете предусмотрена металлизация.

Металлизация представляет собой соединение металлических агрегатов и деталей, имеющих непостоянство переходных сопротивлений, посредством специальных перемычек.

Кислородное оборудование

Самолет Ла-9 оборудован кислородным прибором КП-14 типа «Легочный автомат».

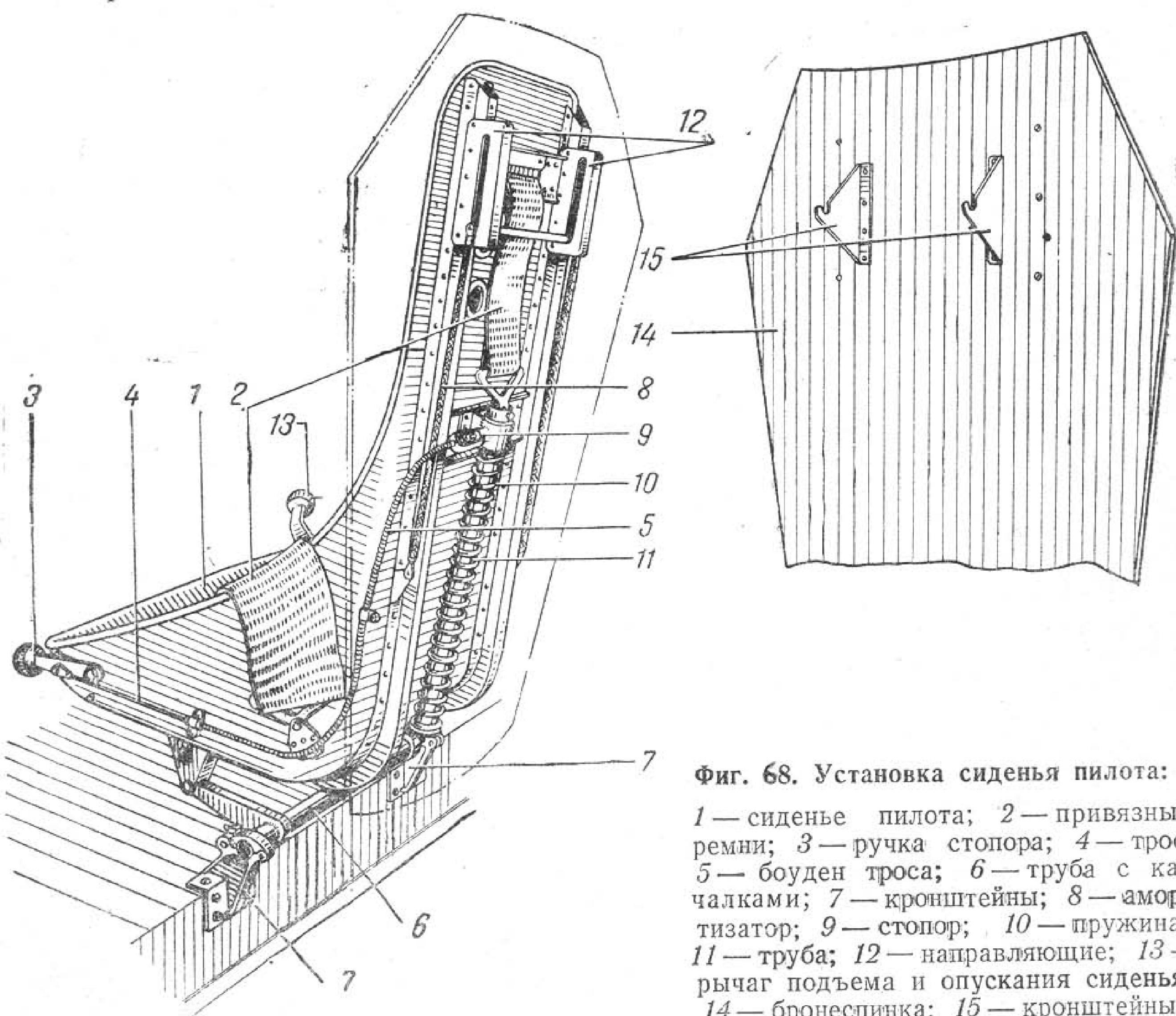
Кислородный баллон емкостью 4 л установлен вентилем в кабине для возможности открытия в полете.

Прибор КП-14 обеспечивает дополнительное питание непрерывным потоком кислорода. Кран дополнительной подачи установлен на правом пульте, рядом с манометром и индикатором потока кислорода.

На левом борту имеется сумка для кислородной маски. Состав кислородной смеси, подаваемой к маске пилота, регулируется автоматически по высотам.

Сиденье пилота и прочее оборудование

Между шпангоутами № 3 и 5 установлено сиденье пилота (фиг. 68). Сиденье клепаное, цельнометаллическое, изготовленное из листового электрона толщиной 1 мм.



Фиг. 68. Установка сиденья пилота:

1 — сиденье пилота; 2 — привязные ремни; 3 — ручка стопора; 4 — трос; 5 — боуден троса; 6 — труба с качалками; 7 — кронштейны; 8 — амортизатор; 9 — стопор; 10 — пружина; 11 — труба; 12 — направляющие; 13 — рычаг подъема и опускания сиденья; 14 — бронеспинка; 15 — кронштейны.

В нижних точках сиденье опирается на кронштейны, установленные на полу кабины в плоскости шпангоута № 4. В верхней части сиденье опирается на два узла, установленные на бронеспинке, закрепленной к узлам на шпангоуте № 5.

Регулировка по высоте производится при помощи специального рычага, установленного с правой стороны сиденья. Подъем и опускание производится двумя амортизационными шнурами, установленными за спиной сиденья. Сиденье оборудовано поясными и плечевыми ремнями.

В кабине пилота по ее правому борту смонтирована колонка для ракетного пистолета и гнезда для ракет.

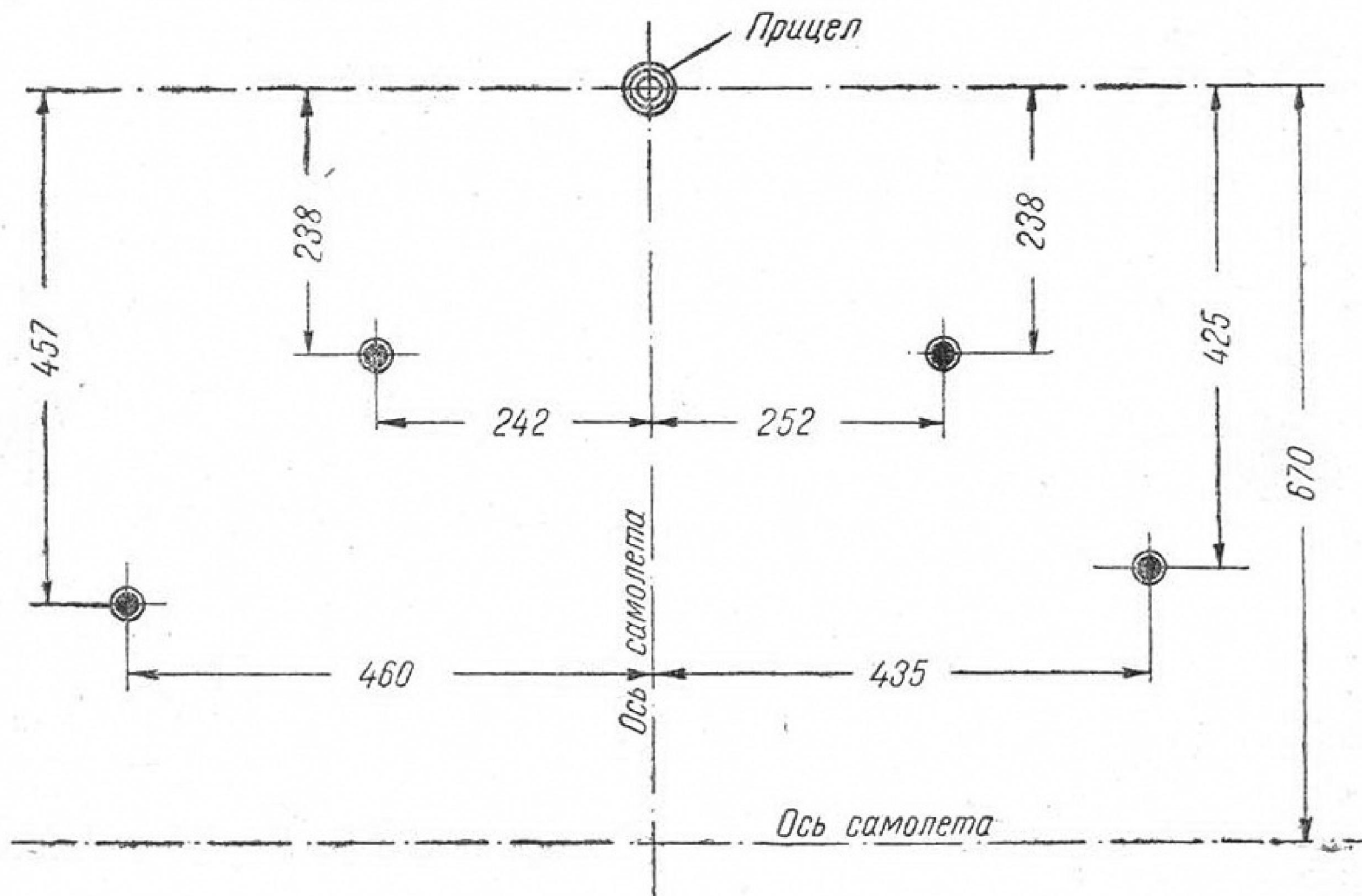
На задней дуге каркаса козырька фонаря установлено зеркало обзора задней полусферы.

Аптечка с индивидуальным пакетом устанавливается на правом борту фюзеляжа возле шпангоута № 10 против бортового люка.

ПУШЕЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Установка пушек и прицела

Пушечное вооружение самолета (фиг. 69) состоит из четырех синхронных пушек НС-23 калибра 23 мм системы Нудельмана-Суранова, стреляющих через плоскость, ометаемую винтом.



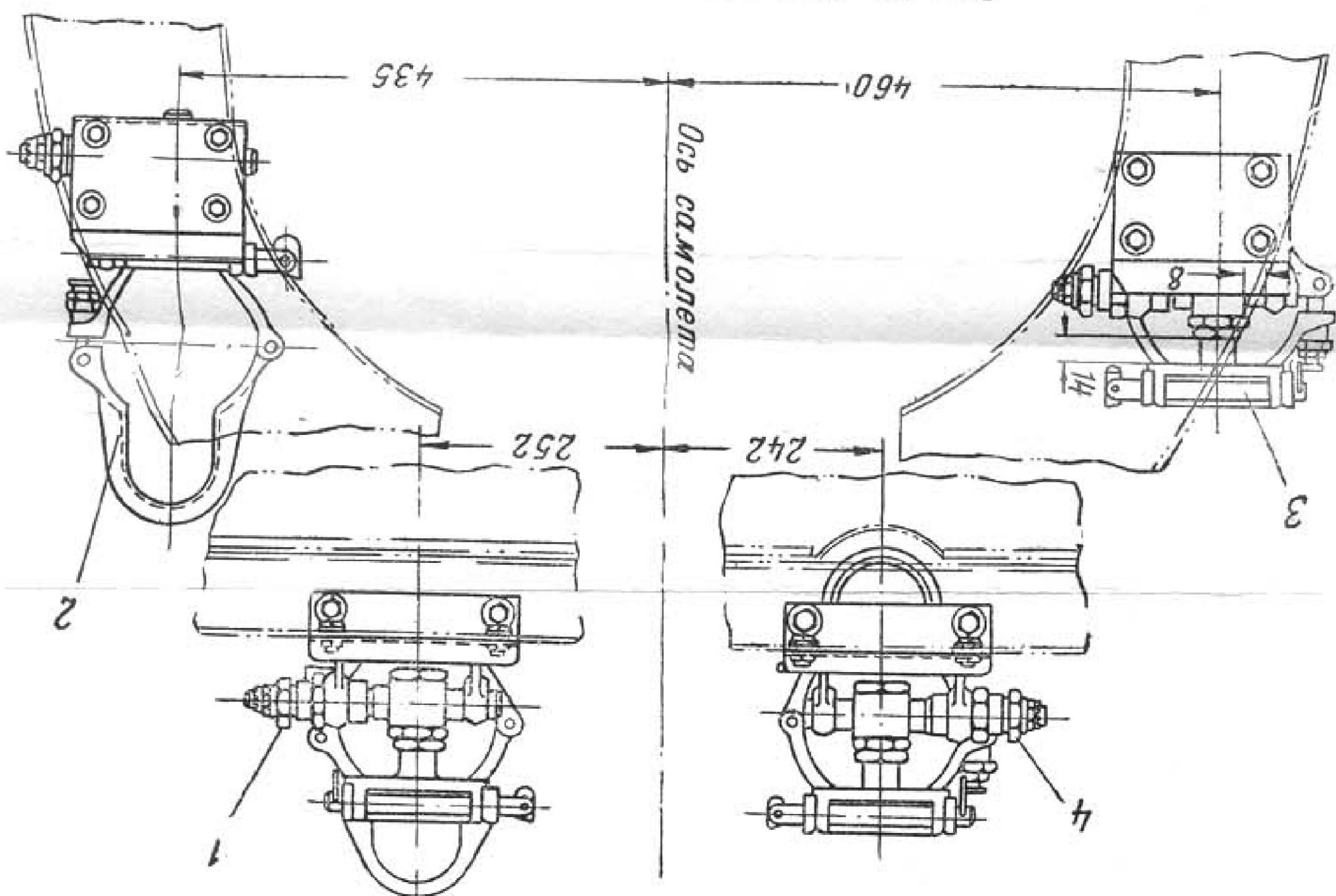
Фиг. 69. Схема расположения пушек и прицела на самолете (вид по полету). Размеры в мм.

В пушечные установки входят крепления пушек, агрегаты питания пушек патронами и отвода звеньев и гильз, агрегаты системы перезаряжания и управления огнем. Для прицельной стрельбы в кабине летчика установлен прицел ПБП-1Б(в) (прицел истребителя коллиматорного типа).

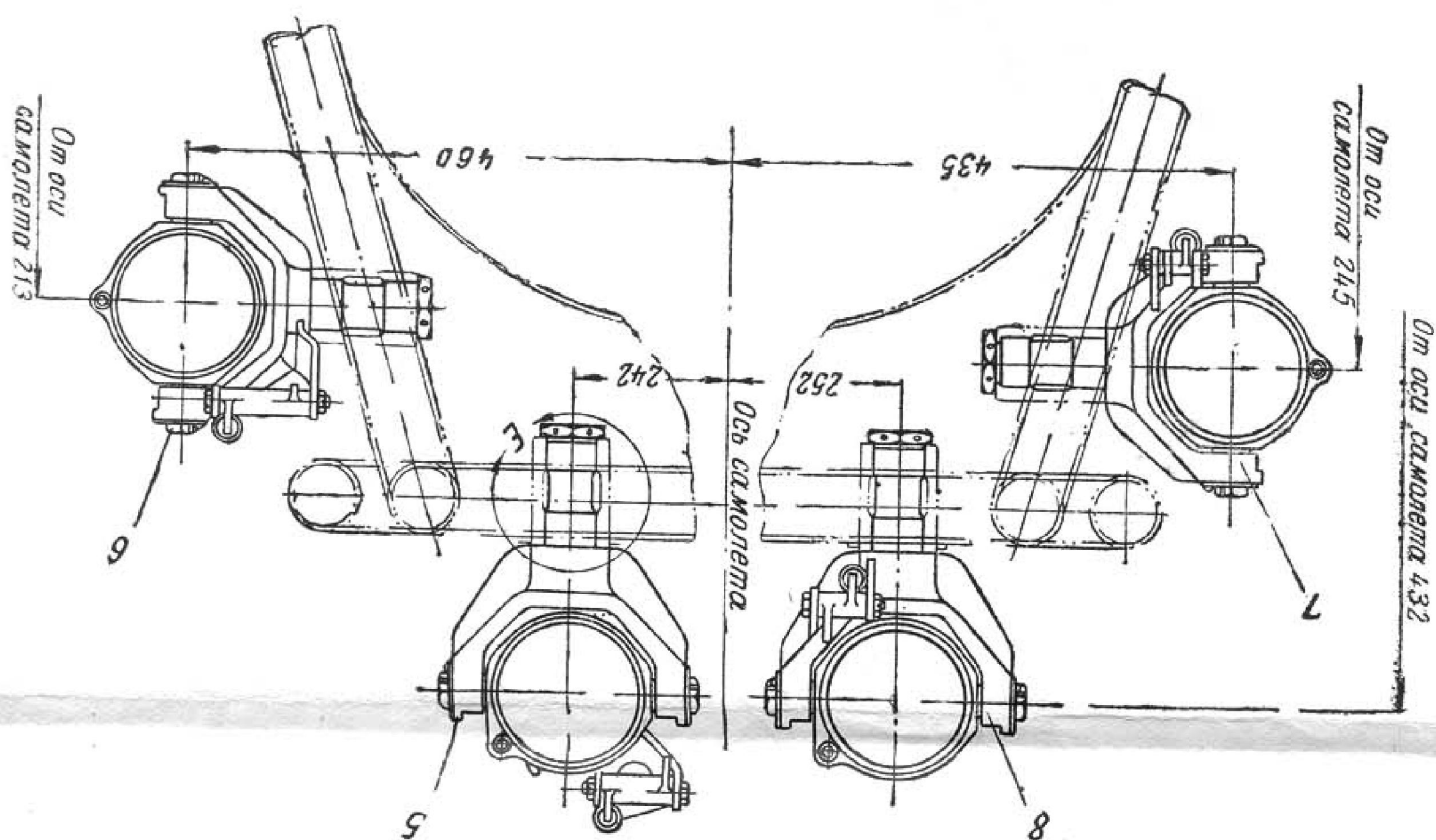
Питание пушек производится из четырех патронных коробок. Две коробки установлены внутри металлической фермы фюзеляжа (лафета) в специальных направляющих и вынимаются с боков фюзеляжа над крылом. Две другие патронные коробки установлены впереди металлической фермы (лафета) в за моторном отсеке и закреплены на специальной трубчатой ферме. Эти коробки можно вынимать вниз под самолет через вырезы в куполах левого и правого колес. Патроны из патронных коробок подаются к пушкам через приемные рукава.

1 — заднее крепление правой верхней пушки; 2 — заднее крепление правой нижней пушки; 3 — заднее крепление левой нижней пушки; 4 — заднее крепление левой верхней пушки; 5 — переднее крепление правой верхней пушки; 6 — переднее крепление правой нижней пушки; 7 — переднее крепление левой верхней пушки; 8 — переднее крепление левой нижней пушки.

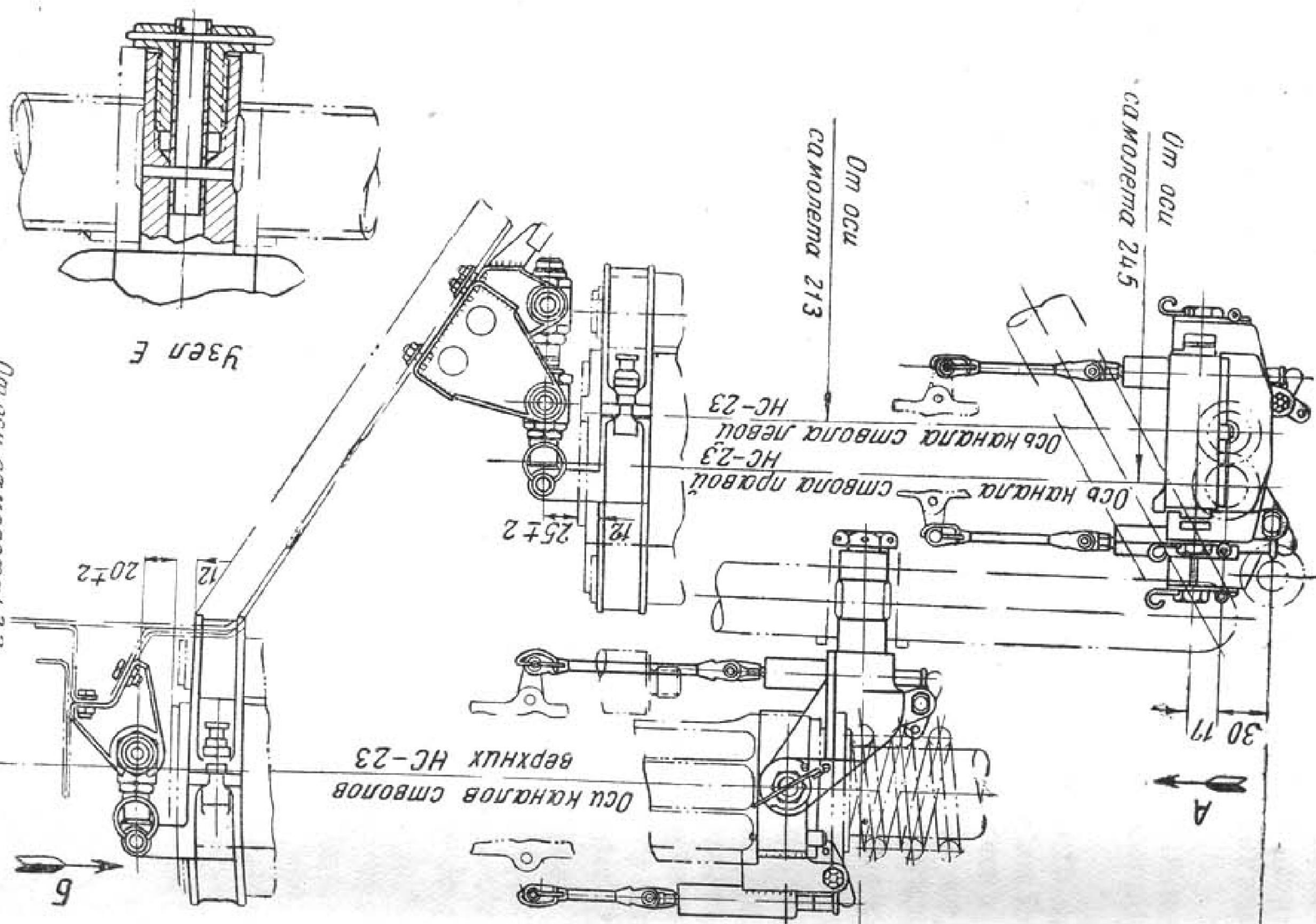
Фиг. 70. Установка крепления пушек.



Буд по смелке 5 на задние крепление



Буд по стрелке А на передние крепление



ющих рычаг коромысла синхронизатора с от-

Емкость патронных коробок всех четырех пушек по 75 шт. каждая. Таким образом общий запас патронов для всех четырех пушек составляет 300 шт.

Во время стрельбы двух нижних пушек звенья отводятся в передние патронные коробки через звеньеотводы, блокированные с приемными рукавами. Стреляные гильзы отводятся через гильзоотводные головки и гильзосборники, установленные по бокам патронных коробок. Правая гильзоотводная головка отводит гильзы от правой пушки, а левая — от левой. Во время стрельбы двух верхних пушек звенья отводятся в задние патронные коробки через звеньеотводы. Стреляные гильзы отводятся через гильзоотводные головки в эти же патронные коробки. Для предотвращения сцепления звена и гильзы с патронной лентой каждая патронная коробка имеет специальные перегородки жесткого и шарнирного подвижного типа.

Перезаряжание пушек пневматическое при помощи сжатого воздуха, поступающего из бортового баллона через редуктор РВ-50 в воздушную магистраль вооружения.

Для предохранения воздушной сети от падения давления при перезаряжании на участке от редуктора до пушек установлен расходный баллон, обеспечивающий давление 50 ат в момент перезаряжания, что гарантирует энергичное перезаряжание пушек.

Управление огнем пневмоэлектрическое, через синхронный привод. Включение синхронизаторов и пуск подвижных частей пушек производится пневматическим механизмом, включаемым электроспуском ЭЛС-1 при нажатии боевой кнопки.

Стрельба из пушек возможна отдельно из двух верхних и отдельно из двух нижних, а также и залповая — из всех четырех пушек. Для управления залпами на приборной доске установлен специальный переключатель, фиксирующий эти три положения стрельбы и имеющий четвертое положение — «выключено».

Синхронные пушки НС-23 установлены передними креплениями на металлической ферме (лафете) фюзеляжа, а задними — на первой раме фюзеляжа (фиг. 70).

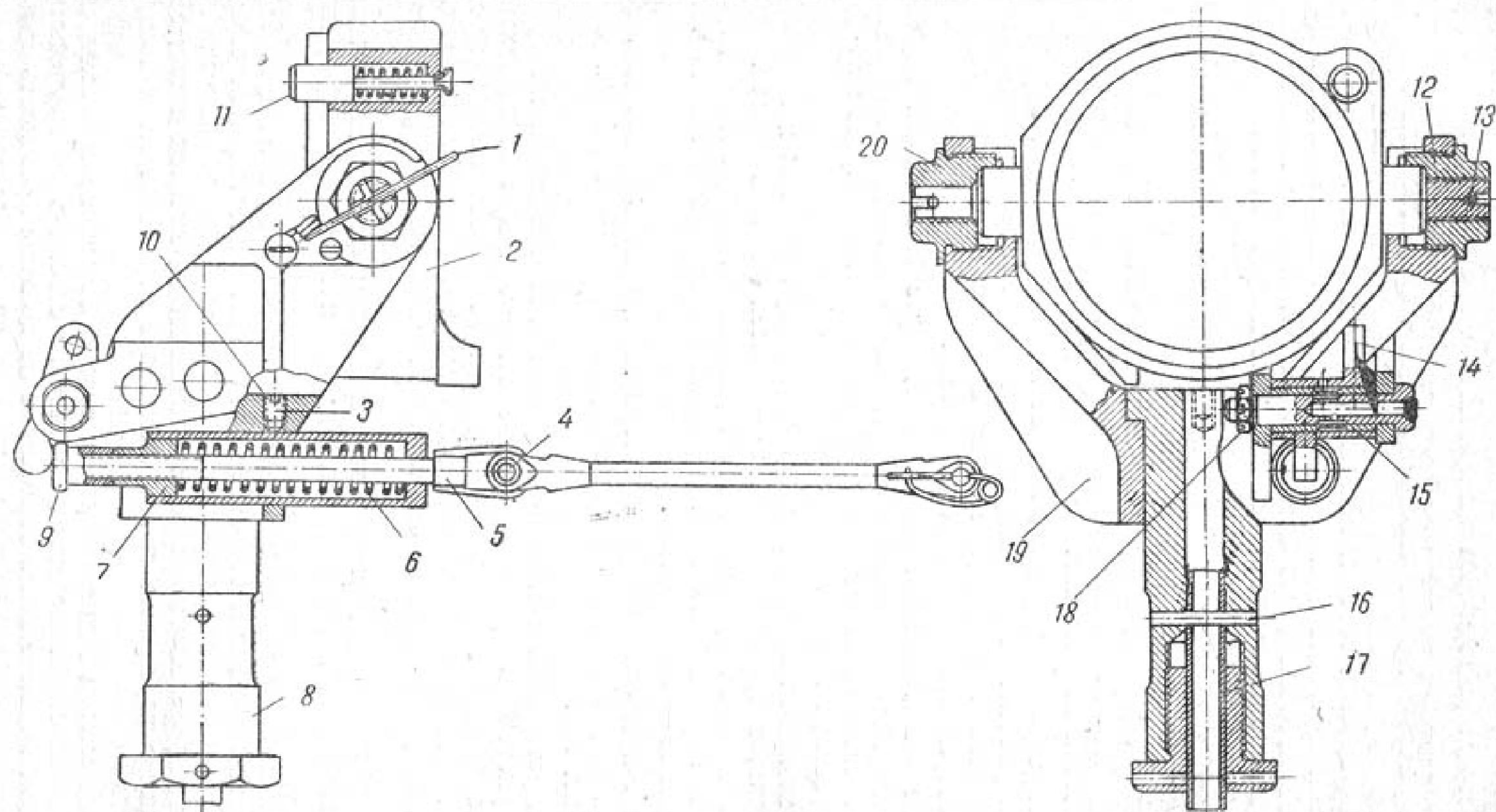
Все пушки установлены своими приемниками внутрь самолета.

Размеры, указывающие расположение стволов пушек относительно осей самолета и мотора, приведены на фиг. 70 (замер производится в плоскости, проведенной через оси цапф пушек). Установочный угол пушек относительно продольной оси самолета для верхних пушек равен $16^{\circ}20''$.

Прицел ПБП-1Б(в) установлен под козырьком фонаря кабины на стальном кронштейне, прикрепленном наглухо к переднему борту кабины.

Передача движения рычага коромысла синхронизаторов на пусковой механизм пушек НС-23 при стрельбе через винт осуществляется через синхронные приводы и отрывной механизм пушек. Каждый синхронный привод состоит из однокулачкового синхронизатора, качалок и тяг, соединяющих рычаг коромысла синхронизатора с отрывным механизмом пушек.

Регулировка момента синхронного выстрела на самолете («большой щелчок») производится наведением оси канала ствола в центр лопасти винта. При этом максимальные отклонения не должны превышать $\pm 2^{\circ}$, что соответствует линейному размеру ± 20 мм от центра лопасти винта до оси канала ствола пушки, если винт проворачивать по направлению вращения.



Фиг. 71. Переднее крепление правой верхней пушки.

1 — пружина; 2 — хомут; 3 — винт; 4 — валик; 5 — шток; 6 — пружина;
 7 — гайка; 8 — хвостовик; 9 — гайка; 10 — винт; 11 — стопор; 12 — пробка
 левая; 13 — пробка; 14 — качалка; 15 — втулка; 16 — проволока; 17 — трубка;
 18 — болт; 19 — скоба; 20 — пробка правая.

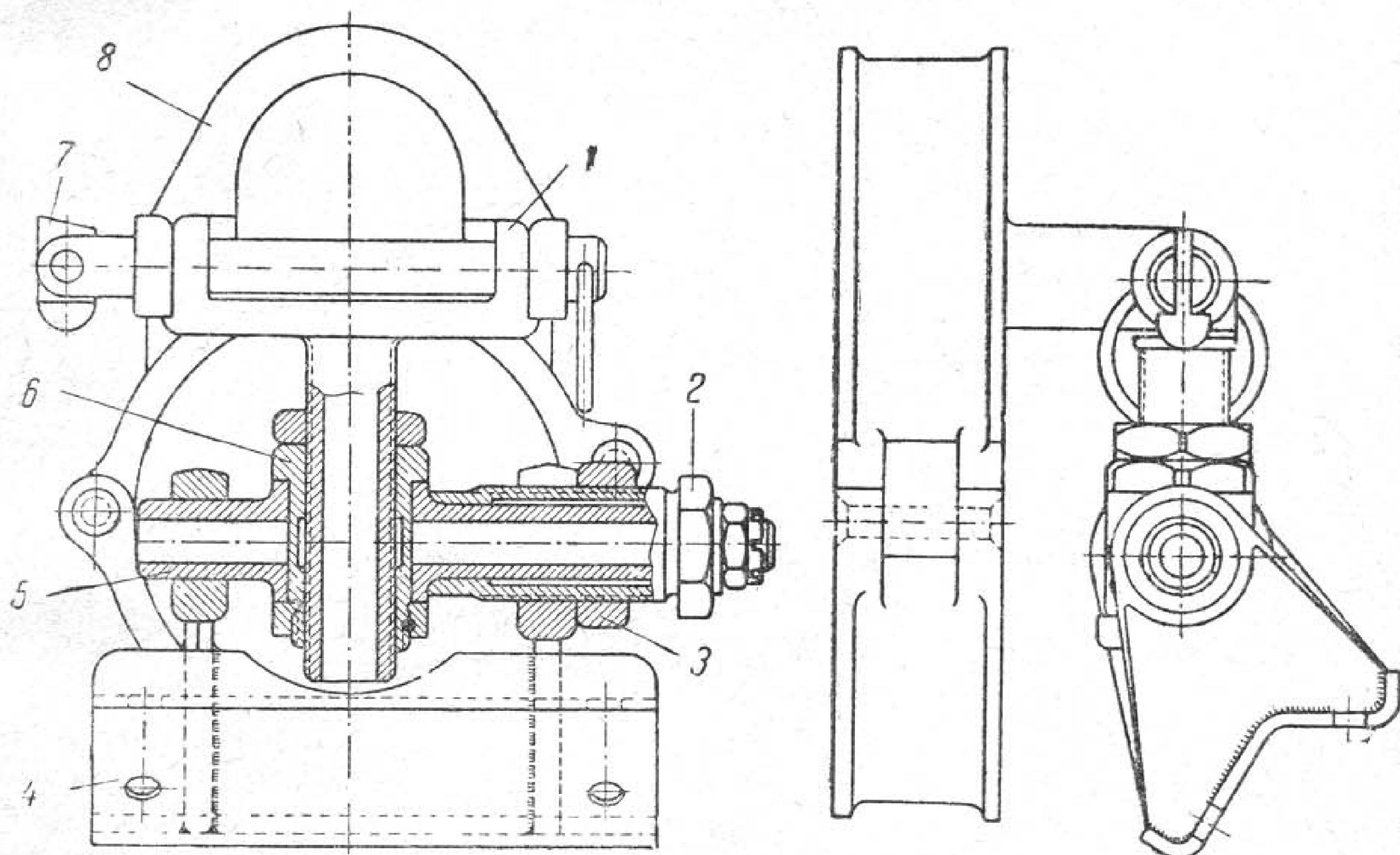
При правильной регулировке синхронного привода при оборотах коленчатого вала мотора от 1500 до 2400 об/мин обеспечиваются необходимые углы безопасности:

- а) передний — 19° ,
- б) задний — 39° .

Пушечная синхронная установка самолета пристреливается на дистанцию 400 м. Пристрелка на 50 м производится по мишени, рассчитанной на эту дистанцию.

Крепление пушек

Каждая пушка закреплена в двух узлах — переднем, установленном на лафете фюзеляжа (металлической ферме) и заднем — на первой наклонной раме фюзеляжа.



Фиг. 72. Заднее крепление правой верхней пушки.

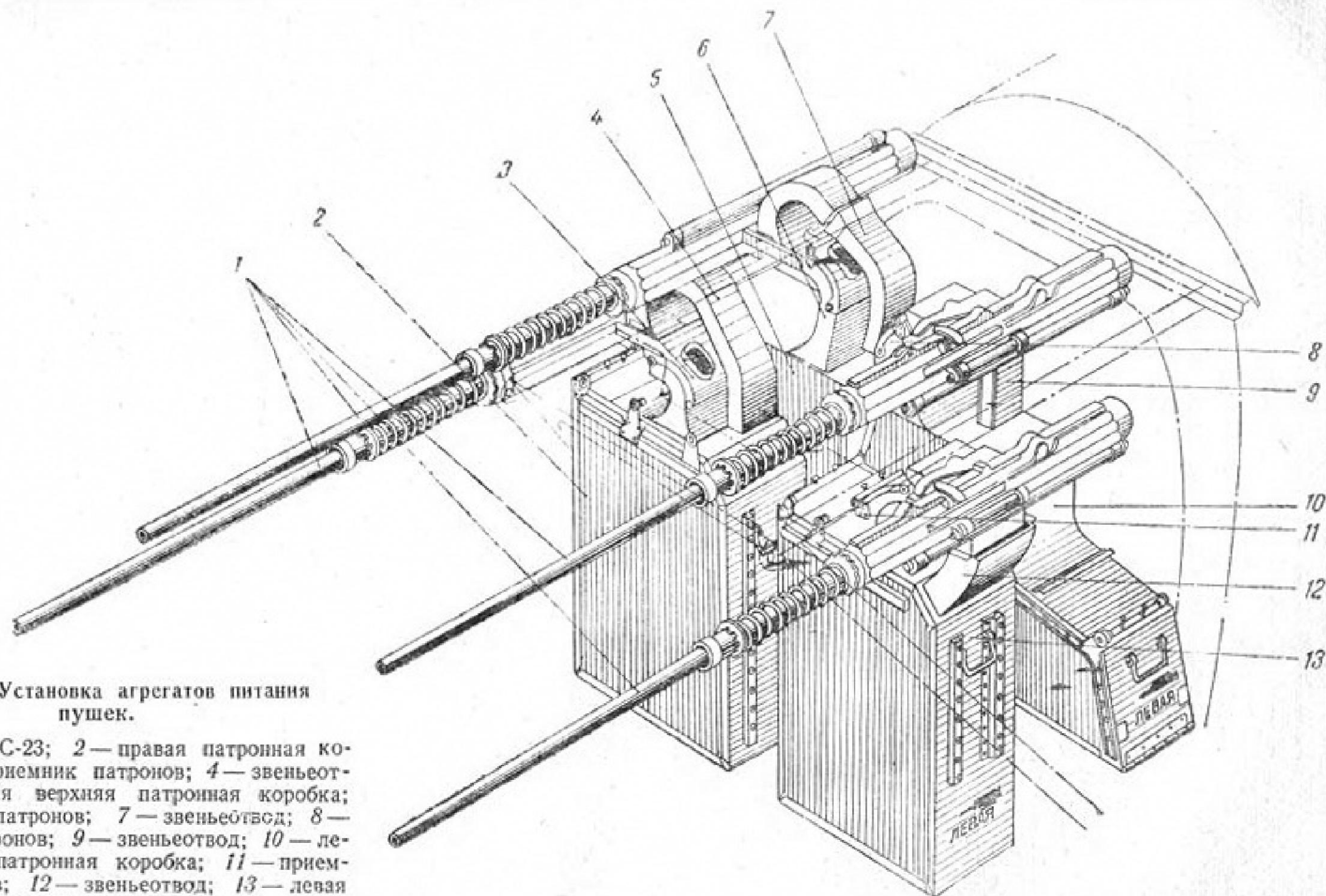
1 — вилка; 2 — втулка; 3 — гайка; 4 — кронштейн; 5 — ось; 6 — втулка; 7 — морской болт; 8 — хомут.

Передний узел (фиг. 71) является основным крепежным узлом, воспринимающим на себя часть энергии отдачи пушки при стрельбе. Задний узел (фиг. 72) является крепежно-регулирующим и позволяет регулировать положение оружия на самолете в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Узлы изготовлены из хроманселевой стали и термически обработаны до $\sigma_b = 110—135 \text{ кг/мм}^2$ и воронены.

Агрегаты питания пушек и отвода звеньев и гильз

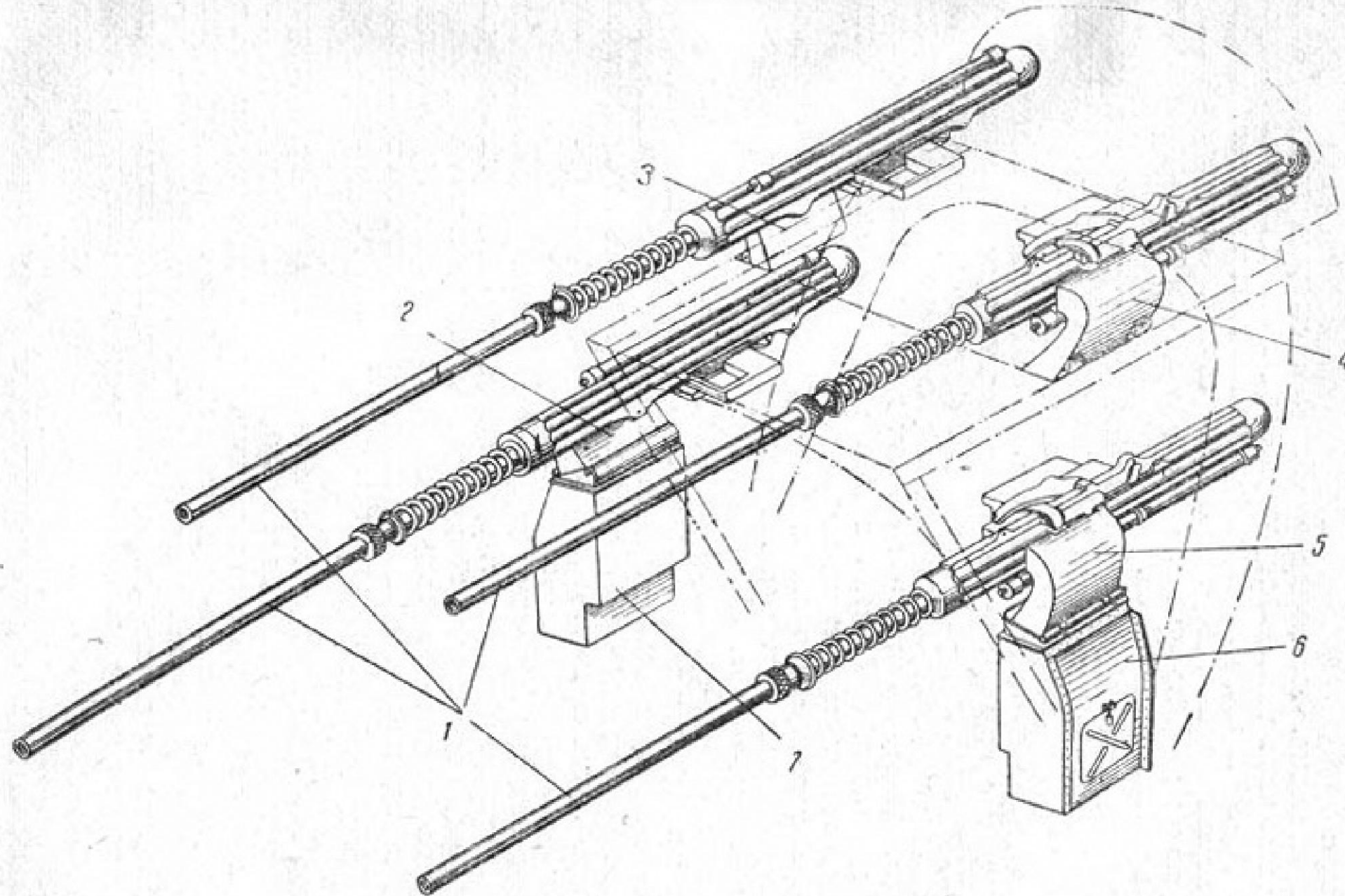
Для питания пушек патронами и отвода звеньев и гильз на самолете установлены четыре патронные коробки, четыре приемные рукава, четыре звеньеотвода и четыре гильзоотводные головки (фиг. 73 и 74).

Отведенные от верхних пушек гильзы и звенья попадают через гильзоотводы и звеньеотводы обратно в патронные коробки. Отведенные



Фиг. 73. Установка агрегатов питания пушек.

1 — пушки НС-23; 2 — правая патронная коробка; 3 — приемник патронов; 4 — звеньеотвод; 5 — правая верхняя патронная коробка; 6 — приемник патронов; 7 — звеньеотвод; 8 — приемник патронов; 9 — звеньеотвод; 10 — левая верхняя патронная коробка; 11 — приемник патронов; 12 — звеньеотвод; 13 — левая патронная коробка.



Фиг. 74. Схема отвода гильз

1 — пушки HC-23; 2 — правый нижний гильзоотвод; 3 — правый верхний гильзоотвод; 4 — левый верхний гильзоотвод; 5 — левый нижний гильзоотвод; 6 и 7 — гильзосборники.

гильзы нижних пушек через гильзоотводные головки попадают в специальные ящики, а звенья через звеньеотводы — в специальные отсеки передних патронных коробок.

Пневмосистема перезаряжания и управления огнем

Для перезаряжания пушек и стрельбы (фиг. 75 и 76) на самолете смонтированы:

1. Пневмосистема, состоящая из баллона сжатого воздуха емкостью 8 л, расходного баллона, трубопроводов, вентиля сжатого воздуха, редуктора РВ-50 и следующих пневматических механизмов: четырех клапанов перезаряжания, двух клапанов спуска, сблокированных с электроспусками ЭЛС-1, четырех цилиндров спуска с качалками и контрольного манометра на 250 ат.

2. Тросовая проводка управления клапанами перезаряжания, состоящая из четырех ручек и тросов в боуденовской оболочке, соединяющих ручки с рычагами клапанов перезаряжания.

3. Проводка управления огнем, состоящая из электрической части (переключатель и боевая электрокнопка, соединенная проводами с катушками электроспуска), пневматической (трубопроводы, соединяющие клапаны спуска с цилиндром спуска) и механической (качалки спуска, опирающиеся на штоки цилиндров спуска, тяги, соединяющие качалки с рычагами спускового механизма пушек, троса, соединяющие качалки с пальцами выключателей синхронизаторов).

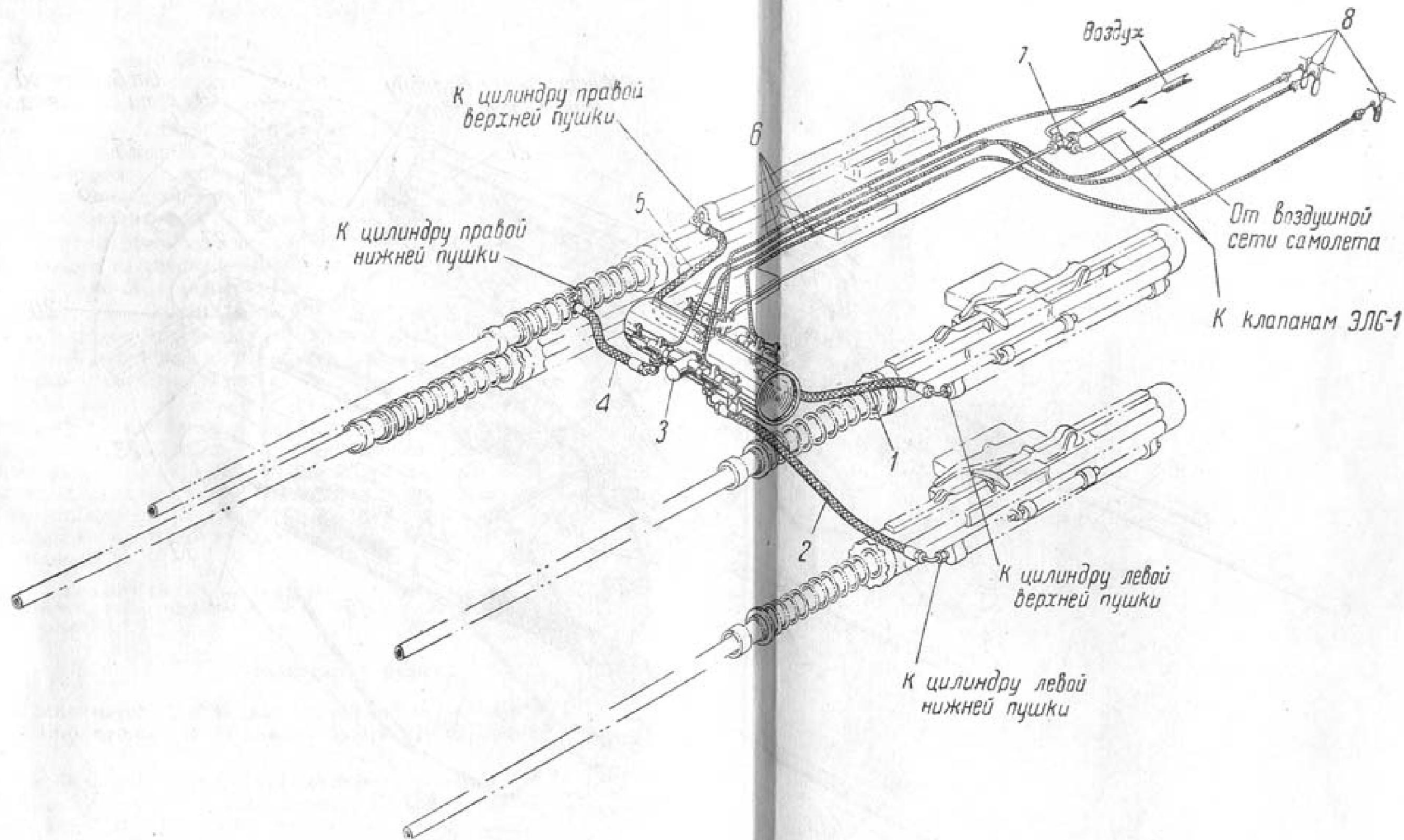
4. Четыре синхронные привода, состоящие из тяг и качалок переходных рычагов, для передачи движения рычагов синхронизаторов к отрывному механизму пушки.

Пневмосистема вооружения, предназначенная для перезаряжания пушек, спуска подвижных частей пушек с шептала и включения синхронизаторов, является лишь частью общей воздушной системы самолета (которая необходима также для запуска мотора, аварийного выпуска шасси и хвостового колеса и для торможения колес шасси).

При заряженном бортовом воздушном баллоне (при давлении до 150 ат) и открытом вентиле сжатый воздух заполняет через редуктор РВ-50 воздушную магистраль вооружения, т. е. трубопровод от редуктора РВ-50 до крестовины, расположенной на лафете, и трубопроводы, идущие от крестовины до клапанов спуска и до расходного баллона. При этом расходный баллон заполняется воздухом до клапанов перезаряжания.

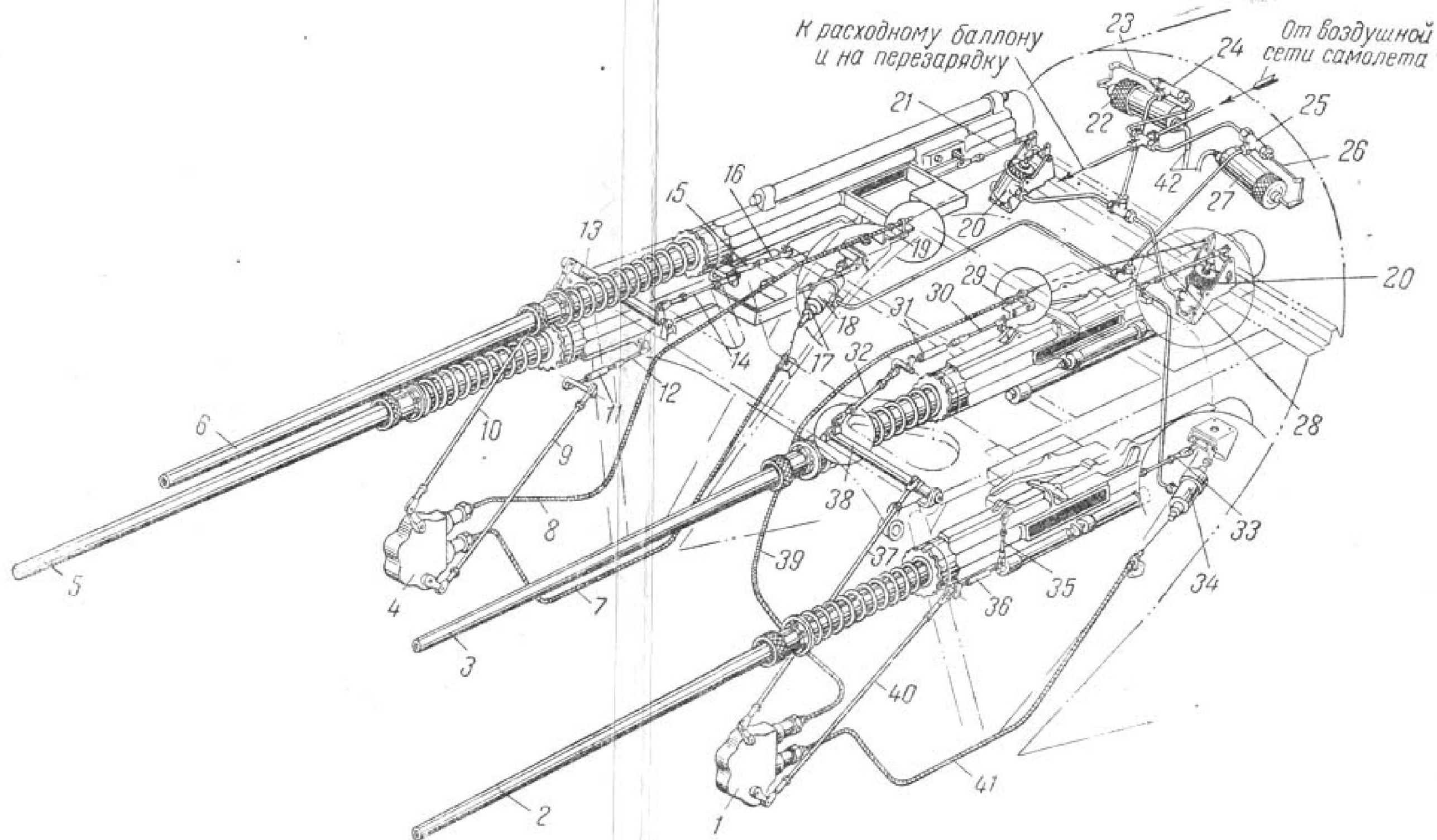
Редуктор РВ-50 отрегулирован так, что в рабочей магистрали, подводящей воздух к пушкам, к самопуску мотора и к шасси, поддерживается давление в 50 ат. Не заполненными воздухом остаются четыре шланга, соединяющие клапаны перезаряжания со штуцерами пушек, трубки, идущие от клапанов спуска до тройников, и трубки от тройников до цилиндров пневмоспуска. Эти трубопроводы заполняются воздухом лишь в моменты перезаряжания или во время стрельбы, когда летчик ручками перезаряжания или кнопкой управления огнем открывает соответствующие клапаны.

Трубопроводы пневмосистемы изготовлены из алюминиевых трубок (марки АМгМ) сечением 6×4 мм, изогнутых по шаблонам и проверенных перед монтажом на давлении в 50 ат. Трубки покрыты черным лаком А-2. Каждый трубопровод на концах имеет ниппели и накидные гайки для паркеровского присоединения к крестовинам и тройникам. Для присоединения трубок к баллону, клапанам перезаряжания, манометру и редуктору, кроме ниппелей и гаек, имеются переходники с



Фиг. 75. Схема перезарядки пушек НС-23.

1, 2, 4 и 5 — гибкие шланги; 3 — расходный воздушный баллон с клапанами
перезарядки; 6 — боденовский трос; 7 — четверник; 8 — ручки перезарядки
пушек.



Фиг. 76. Схема управления огнем пушек НС-23.

1 — синхронизатор левой группы; 2 и 3 — пушки левой группы; 4 — синхронизатор правой группы; 5 и 6 — пушки правой группы; 7, 8, 39 и 41 — тросы в бoudенах; 9, 11 и 12 — тяги от синхронизатора к правой нижней пушке; 10, 14, 15 и 16 — тяги от синхронизатора к правой верхней пушке; 13 и 38 — качалки; 17, 21, 28 и 33 — тяги от качалки цилиндра пневмоспуска; 18, 20 и 34 — цилиндр

пневмоспуска; 19 и 29 — кронштейн с упором бoudена; 22 и 27 — электроспуск ЭЛС-1; 23 и 26 — тяги и качалки; 24 и 25 — пневмоклапан спуска; 30, 31, 32 и 37 — тяги от синхронизатора к левой верхней пушке; 35, 36 и 40 — тяги от синхронизатора к левой нижней пушке; 42 — жгуты электропроводки к кнопке электроспуска на ручке пилота.

гайками и специальными ниппелями, так как эти приборы имеют ниппельное соединение. Исключение составляют четыре трубопровода, соединяющие клапаны перезаряжания со штуцерами пушки. Трубопроводы представляют собой гибкие дюритовые шланги высокого давления с коленчатыми наконечниками и гайками.

Пневмосистема вооружения на самолете размещена так. Баллон сжатого воздуха установлен в носке центроплана с левой стороны в специальном отсеке и закреплен к носкам нервюр стяжными хомутами; перекрывной вентиль воздушной системы укреплен в кабине летчика на раме № 5 в левой стороне; манометр сжатого воздуха на 250 ат находится на левом дополнительном щитке доски приборов вверху (манометр показывает давление воздуха в бортовом воздушном баллоне).

Расходный баллон укреплен горизонтально к лафету болтами и ушками, приваренными к баллону. На баллоне смонтированы клапаны перезаряжания. Клапаны пневмоспуска установлены совместно с ЭЛС-1 на кронштейнах, прикрепленных к перегородке передней полурамки, и связаны с ЭЛС-1 системой рычагов.

Цилиндры пневмоспуска для верхних пушек установлены совместно с качалками на специальном кронштейне, закрепленном болтами к наклонной раме № 1 (вверху).

Для нижних пушек левый цилиндр спуска установлен на кронштейне заднего крепления, а правый — на кронштейне совместно с качалками. Кронштейны качалок установлены и закреплены на раме № 1 по бокам в ее средней части.

Управление огнем пушек пневмоэлектрическое и осуществляется из кабины летчика нажатием на электрокнопку, установленную в верхней части ручки управления самолетом. Стрельба возможна раздельно из двух верхних пушек или отдельно из двух нижних пушек или залповая — из всех четырех пушек. Для этого на приборной доске установлен переключатель, фиксирующий эти три положения и имеющий кроме этого четвертое положение, когда цепь разомкнута, — «выключено».

Примечание. На самолете Ла-9 предусмотрена установка электрического счетчика, показывающего количество боезапаса, оставшегося в патронной коробке.

Переключатель пушек

Переключатель пушек дает возможность вести стрельбу попарно, из верхних пушек или из нижних пушек или одновременно из всех четырех.

Для этой цели использован переключатель магнето ПОМ-3. Его доработка заключается в следующем. Шайба переключения заменена специальной шайбой, обеспечивающей вышеуказанные положения стрельбы, и на поверхности корпуса имеется специальный трафарет с надписями «Пушки» и четыре треугольника с надписями «Вык», «В», «Н», «Залп», обозначающие соответствующие положения стрельбы, а именно: положение «Вык» — все пушки выключены (цепь разомкнута), положение «В» — включена верхняя пара пушек, положение «Н» — включена нижняя пара пушек и положение «Залп» — включены все четыре пушки.

Переключатель имеет рукоятку, поворотом которой из любого положения вокруг ее оси можно установить на нужное положение. Рукоятка автоматически фиксируется в требуемом положении.

Привод от синхронизатора к отрывному механизму пушки

Для стрельбы из пушек синхронно с оборотами винта (через плоскость, ометаемую винтом) на моторе справа и слева установлены два однокулачковых синхронизатора и четыре привода, состоящие из тяг и промежуточных качалок, соединяющих рычаги коромысел синхронизаторов с отрывным механизмом пушек.

Синхронизатор имеет две однокулачковые шайбы. Левый синхронизатор управляет верхней и нижней левыми пушками, правый синхронизатор — верхней и нижней правыми пушками. Стрельба из верхних пушек производится под одну лопасть винта, стрельба из правой нижней пушки производится под вторую лопасть винта, а из левой нижней пушки — под третью лопасть винта. Вращение кулачковых шайб синхронно с вращением винта.

Устройство привода синхронизатора для верхних пушек следующее. Рычаг синхронизатора соединен тягой, расположенной наклонно с рычагом промежуточной качалки. Другой рычаг качалки соединен короткой тягой, расположенной горизонтально с небольшим наклоном, с переходной качалкой, сидящей на оси ушков переднего узла крепления пушки. Переходная качалка плечом рычага упирает толкающую тягу, помещенную в цилиндр узла крепления пушки, которая в свою очередь связана с рычагом отрывного синхронного механизма пушки, которому и передает движение. Возврат тяг в исходное положение производится силой пружины, помещенной с толкающей тягой в цилиндр. Сила возвратной пружины 20—30 кг. Тяги приводов и промежуточные качалки установлены так, что усилия, передаваемые ими на рычаги коромысел синхронизаторов, действуют в плоскости вращения рычагов без перекосов, что обеспечивает нормальную работу синхронизаторов. Горизонтальные и наклонные тяги регулируемые.

Стержни тяг круглые диаметром 6 мм, изготовленные из хроманселевой стали, местами сплюснутые под ключ. На концах тяги имеют левую и правую резьбу, на которую накручены вильчатые муфточки и контргайки. Муфточки тяг с рычагами скреплены валиками. Тяги, муфточки и валики термически обработаны до $\sigma_b = 110—135 \text{ кг/мм}^2$.

Промежуточная качалка представляет собой трубу, снаружи которой приварены два рычага, поставленные под углом друг к другу. В расточенные концы трубы качалок впрессованы втулки-подшипники. В среднюю часть трубы заложена вата, залитая маслом для смазки подшипников. Качалка концами посажена на две полуоси, установленные и затянутые гайками во втулках кронштейнов лафета.

Привод для нижних пушек отличается от привода верхних тем, что переходные качалки, установленные на лафете, отсутствуют, а тяга (наклонная) от рычага синхронизатора идет прямо на рычаг качалки, установленной на переднем креплении пушки.

Управление огнем при стрельбе

Чтобы начать стрельбу из пушек, летчик должен включить тумблер на электрощитке, а затем поставить переключатель пушек на желаемое положение, откинуть предохранитель, закрывающий боевую кнопку на ручке управления самолетом, и нажать на эту кнопку. При нажатии боевой кнопки сработает электроспуск ЭЛС-1, так как под действием электромагнитного поля катушки якорь электроспуска втянется в корпус и передвинет кинематически связанный с ним золотник пневмоклапана спуска, который перепустит сжатый воздух из магистрали пневмосистемы в цилиндры пневмоспуска. Сжатый воздух, устремившийся в

цилиндры пневмоспуска, передвинет поршни в цилиндрах. При этом штоки поршней, двигаясь, повернут соединенные с ним соответствующие качалки спуска, рычаги качалок потянут тросы, соединенные со спусковыми рычагами пушек.

Синхронизаторы включаются, т. е. в каждом синхронизаторе пальцы втягиваются тросом внутрь корпуса выключателя, освобождая коромысло, а спусковые рычаги производят спуск подвижных частей пушки, которые занимают переднее положение. С этого момента ролик коромысла синхронизатора, прижатый действием возвратной пружины привода в кулачковой шайбе синхронизатора, обкатываясь по ней, приведет в движение коромысло, которое будет качаться, передавая свои движения через рычаг и синхронный привод на отрывной механизм пушки, и приведет в действие последний.

Пушки начинают стрелять. Стрельба из всех четырех пушек или парно, синхронно с работой мотора, будет продолжаться до тех пор, пока летчик держит кнопку управления огнем нажатой, т. е. пока поршни цилиндров спуска остаются под давлением сжатого воздуха неподвижно в заднем положении и синхронизаторы включены, а шептала подвижных частей пушек утоплены. Как только летчик перестанет нажимать на боевую кнопку, ток в цепи ЭЛС-1 прервется и якорь под действием возвратной пружины возвратится в первоначальное положение. Толкатель перестанет удерживать золотниковый механизм клапана спуска открытым, а золотник и штоки клапана под действием возвратной пружины возвратятся также в первоначальное положение и подача воздуха через клапан спуска в цилиндры пневмоспуска прекратится.

Под действием возвратных пружин, помещенных в цилиндрах пневмоспуска, поршни со штоками возвращаются в исходное положение, освобождая тяги спуска и тросы, идущие от качалок и синхронизатора к рычагам спуска подвижных частей пушек. Оставшийся в цилиндрах и трубопроводах воздух стравливается в атмосферу через отверстия корпуса клапана спуска.

Пальцы выключателей синхронизаторов под действием пружин перемещаются в сторону коромысла и отводят его от кулачковой шайбы.

Коромысла синхронизаторов остаются неподвижными, т. е. синхронизаторы выключаются, приводы и ударно-отрывные механизмы пушек останавливаются. Подвижные части пушек сядут на шептала и стрельба прекратится.

Подготовка пушек к стрельбе

Безотказное действие материальной части вооружения зависит от правильного ухода за ней, тщательной подготовки и регулировки. Выпускать самолет на боевое задание с неисправным или непроверенным вооружением **з а п р е щ а е т с я**.

Подготовка к стрельбе пушечной синхронной установки на самолете заключается во внешнем осмотре, проверке действия систем перезарядки и управления огнем, а также оружия до зарядки, проверке, а в некоторых случаях и регулировке момента выстрела относительно лопастей винта, снаряжении боеприпасами и зарядании оружия.

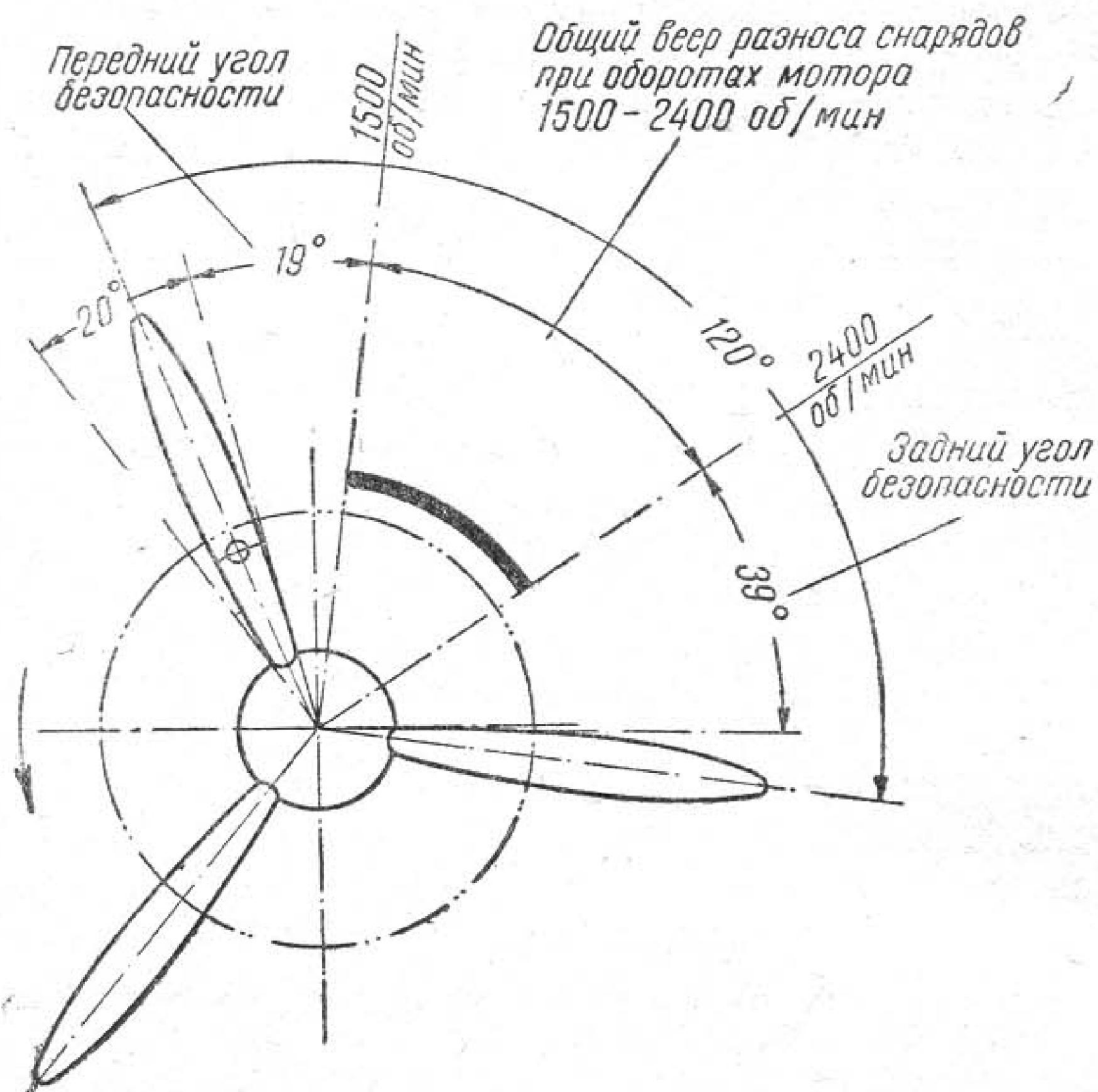
Проверка момента выстрела относительно лопастей винта и регулировка синхронного привода

Убедившись в безотказном действии систем перезарядки и управления огнем, необходимо проверить синхронность работы отрывного механизма пушки с оборотами винта и величину запасных ходов син-

хронного рычага отрывного механизма, без чего категорически запрещается заряжать пушки.

Во время пробы мотора на земле в течение 15 мин. произвести обкатку деталей и проверку включения и выключения синхронных приводов пушек, для чего через каждые 2—3 мин. включать и выключать кнопку управления огнем. При включенной кнопке должны включаться и синхронные приводы пушек. В этом случае тяги синхронных приводов не должны перемещаться.

Момент синхронного выстрела («большой щелчок») должен приходиться в центр лопасти винта с максимально допустимыми отклонения-



Фиг. 77. Углы безопасности.

ми в 2° (фиг. 77), что соответствует линейному размеру ± 20 мм от центра лопасти винта до продолжения оси канала ствола пушки.

Отлаженный отрывной механизм пушки НС-23 должен обеспечивать следующие необходимые запасные ходы:

а) Первый запасной ход рычага отрывного механизма пушки НС-23 после «щелчка» (выстрел) должен быть в пределах 1—1,5 мм (замерить в точке присоединения тяги к рычагу отрывного механизма НС-23).

б) Второй запасной ход рычага отрывного механизма после «малого щелчка» (западание на рабочий ход) должен быть 1—1,5 мм.

Проверку момента выстрела и гарантийных ходов, а в случае необходимости и регулировку синхронного привода должны производить два человека поочередно для каждой пушки.

Примечание. На лопастях винта сделать отметку, под какую пушку отрегулирована данная лопасть винта.

Порядок проверки

1. Поставить винт так, чтобы кулачок шайбы синхронизатора ушел из-под коромысла синхронизатора, перезарядить пушку и, нажав на боевую кнопку, опустить подвижные части пушки и выключить синхронизатор.

2. Медленно поворачивая винт по направлению вращения, проверить момент выстрела («большой щелчок»), который должен приходиться в центр лопасти с допуском $\pm 2^\circ$ (± 20 мм).

Как только момент выстрела произошел (слышен сильный щелчок), остановить винт и замерить отклонение центра лопасти от оси канала ствола пушки.

3. Проверить первый запасной ход после «большого щелчка», для чего резко провернуть винт дальше по ходу и проследить за движением тяги (в точке ее крепления к рычагу) привода синхронного механизма пушки до ее останова.

Тяга должна продвинуться назад на $0,5 \div 1,5$ мм.

4. Снова перезарядить пушку и нажатием боевой кнопки спустить подвижные части пушки и включить синхронизатор.

5. Получить «малый щелчок». Для этого, медленно поворачивая винт лопатки, следить за движением тяги в направлении к «малому щелчку»),

Авторские исправления

рис. 77.	Вместо указанных на чертеже углов 19° и 39° должны быть 17° и 35° .	и ход синхронного шептала, для чего а движением тяги и вперед на $0,5 \div$
рис. 78.	Вместо указанного на чертеже размера 21,5 должно быть 17.	руководствоваться ин-

Ла-9. Краткое описание конструкции.

пушек
робки необходимо указаниам, изло- 23.

Патроны и звенья не должны иметь помятостей. Звенья не должны быть растянуты и иметь разогнутые концы. Патроны и звенья должны быть чистыми (на них не должно быть грязи, песка, густой смазки и пр.), лента должна свободно сгибаться.

Освободить патронные коробки от звеньев и гильз, а гильзосборники от гильз. Уложить патронную ленту в патронные коробки. В каждую патронную коробку укладывается лента с 75 патронами.

Ленту в каждую коробку укладывать согласно трафарету, нанесенному черной краской на стенке патронной коробки. Затем патронные коробки установить на самолет и проверить, прочно ли они и их крышки зафиксированы на стопорах. Пушки заряжать непосредственно перед вылетом самолета и лишь после проверки стрелковой установки к стрельбе.

Порядок заряжания пушки

1. Проверить положение лопастей винта. Лопасти не должны находиться против стволов пушки.
2. Перезарядить пушку. При заряжании подвижные части пушки должны находиться в крайнем заднем положении.
3. Открыть крышки патронных рукавов крючком из проволоки, достать патронные ленты из патронной коробки через патронный рукав за конец звена.
4. Дослать патронную ленту в приемник пушки за подаватель ленты и подаватель патрона рейки подачи ленты.

2. Медленно поворачивая винт по направлению вращения, проверить момент выстрела («большой щелчок»), который должен приходиться в центр лопасти с допуском $\pm 2^\circ$ (± 20 мм).

Как только момент выстрела произошел (слышен сильный щелчок), остановить винт и замерить отклонение центра лопасти от оси канала ствола пушки.

3. Проверить первый запасной ход после «большого щелчка», для чего резко повернуть винт дальше по ходу и проследить за движением тяги (в точке ее крепления к рычагу) привода синхронного механизма пушки до ее останова.

Тяга должна продвинуться назад на $0,5 \div 1,5$ мм.

4. Снова перезарядить пушку и нажатием боевой кнопки спустить подвижные части пушки и включить синхронизатор.

5. Получить «малый щелчок». Для этого, медленно поворачивая винт дальше, следить за движением тяги привода в направлении к стволу. Как только будет слышен слабый щелчок («малый щелчок»), остановить винт.

6. Проверить второй запасной ход — гарантийный ход синхронного рычага после западания его зуба за зуб синхронного шептала, для чего резко повернуть винт дальше по ходу и следить за движением тяги привода до ее останова. Тяга должна продвинуться вперед на $0,5 \div 1,5$ мм.

Примечание. При проверке момента выстрела руководствоваться инструкцией по эксплуатации пушек НС-23.

Снаряжение боеприпасами и зарядание пушек

Перед укладкой патронных лент в патронные коробки необходимо проверять правильность снаряжения лент согласно указаниям, изложенным в руководстве по эксплуатации пушки НС-23.

Патроны и звенья не должны иметь помятостей. Звенья не должны быть растянуты и иметь разогнутые концы. Патроны и звенья должны быть чистыми (на них не должно быть грязи, песка, густой смазки и пр.), лента должна свободно сгибаться.

Освободить патронные коробки от звеньев и гильз, а гильзосборники от гильз. Уложить патронную ленту в патронные коробки. В каждую патронную коробку укладывается лента с 75 патронами.

Ленту в каждую коробку укладывать согласно трафарету, нанесенному черной краской на стенке патронной коробки. Затем патронные коробки установить на самолет и проверить, прочно ли они и их крышки зафиксированы на стопорах. Пушки заряжать непосредственно перед вылетом самолета и лишь после проверки стрелковой установки к стрельбе.

Порядок зарядания пушки

1. Проверить положение лопастей винта. Лопасти не должны находиться против стволов пушки.

2. Перезарядить пушку. При зарядании подвижные части пушки должны находиться в крайнем заднем положении.

3. Открыть крышки патронных рукавов крючком из проволоки, достать патронные ленты из патронной коробки через патронный рукав за конец звена.

4. Дослат патронную ленту в приемник пушки за подаватель ленты и подаватель патрона рейки подачи ленты.

5. Произвести перезарядку пушки, для чего нажать на гашетку пневматики и снять звено с патрона.

6. Прикрыть предохранителем боевую кнопку на ручке управления самолета и выключить переключатель пушек.

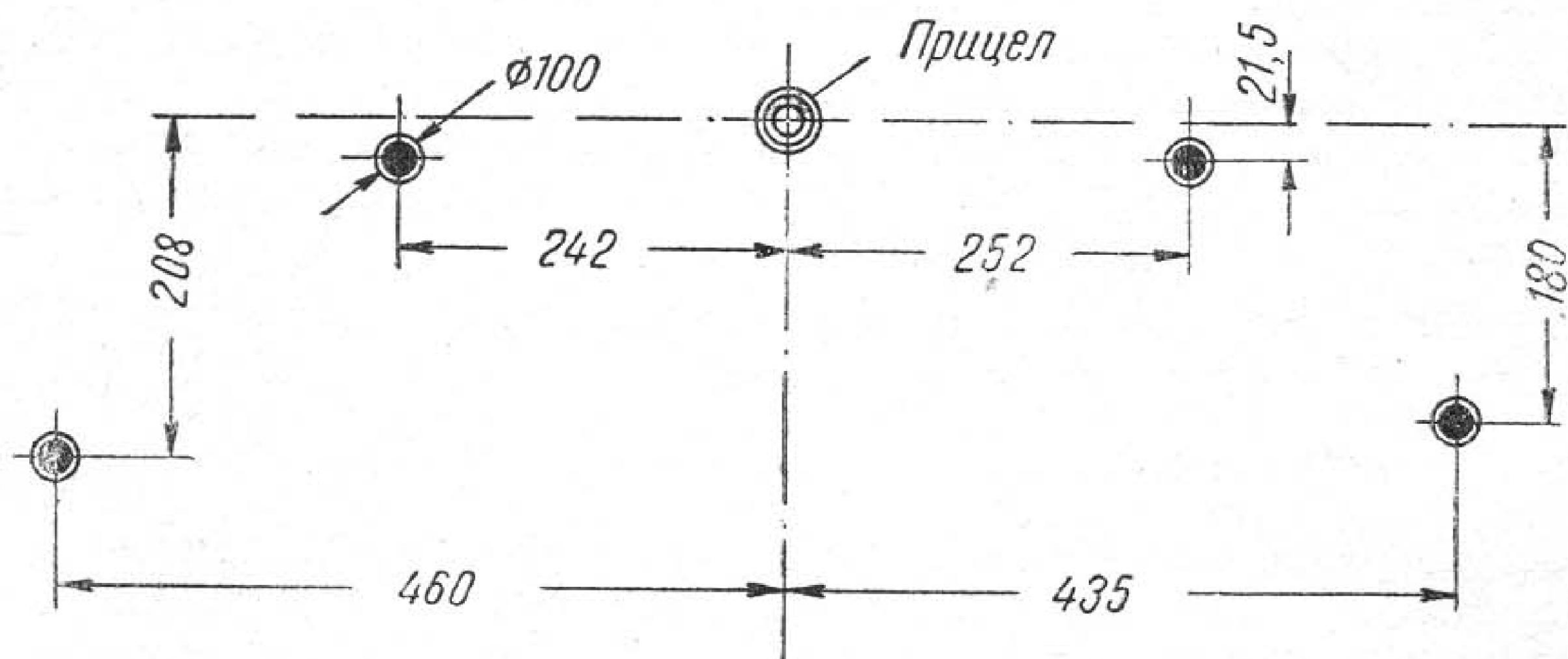
Окончательное заряжание, т. е. постановку подвижных частей на шептало, производить только в воздухе.

Для окончательного заряжания необходимо произвести пневмоперезаряжание. При этом подвижные части отойдут в заднее положение и сядут на шептало, патрон будет находиться в экстракторах затвора.

Запускать мотор разрешается только при *выключенном переключателе* пушек и при боевой кнопке, прикрытой предохранителем.

Стрельба в воздухе

При подготовке оружия к стрельбе в воздухе заряжание производить, как указано выше. Перед вылетом убедиться в наличии воздуха в бортовом баллоне. Давление воздуха должно быть не менее 120 ат.



Фиг. 78. Пристрелочная мишень на дистанцию 50 м. Размеры в мм.

Взлет производить с выключенным переключателем пушек и с прикрытой предохранителем боевой кнопкой. Подвижные части пушек должны быть поставлены в переднее положение.

После того как самолет поднялся в воздух, произвести окончательное заряжание пушек, для чего перезарядить их, нажав поочередно на ручки перезаряжания.

После этого пушки готовы к стрельбе.

В воздухе в случае надобности открыть стрельбу необходимо поставить переключатель на требуемое количество стреляющих пушек и откинуть предохранитель, при стрельбе нажимать на боевую кнопку управления огнем. Стрельба будет происходить соответственно установленному положению переключателя пушек — из двух верхних или из двух нижних или из всех четырех одновременно.

Во избежание прострела винта стрельбу разрешается вести при оборотах коленчатого вала не менее 1500 об/мин (фиг. 77). Этих же оборотов придерживаться также при стрельбе с работающим мотором на земле. При дневном пользовании прицелом обязательно снять осветитель. В ночное время осветитель прицела подключать и яркость сетки регулировать реостатом.

Если при стрельбе произошла задержка, перезарядить данную пушку и продолжать стрельбу.

Посадку самолета производить с выключенным переключателем и с прикрытой предохранителем боевой кнопкой.

После посадки никому *не разрешается становиться против ствола пушек*, если в пушках имеются патроны, особенно если произошла задержка, а также когда на пушках производятся какие-либо работы (устранение задержки, зарядание, разрядание пушки и т. п.).

Не снимать пушки с самолета, не устранив задержки, не разрядив ее или не убедившись в том, что при снятии пушки, переноске и разборке ее не может случайно произойти выстрел.

После каждого полета (особенно после дождя, снега и т. д.) оптику прицела необходимо протереть чистой фланелью, а механические детали слегка смазать вазелином и накрыть чехлом.

Разрядание пушек

Для того чтобы разрядить пушку, необходимо:

1. Убедиться, что лопасти винта не стоят против стволов пушек; проверить, находятся ли подвижные части пушки в заднем положении.

2. При наличии ленты в приемнике открыть крышку приемника пушки и крышку патронного рукава и вытащить ленту из приемника.

3. Вытолкнуть из экстракторов затвора патрон или стреляную гильзу.

4. Закрыть крышки приемника и рукава и опустить подвижные части пушки в переднее положение.

Примечание. Разрядание пушек и устранение задержек производить согласно инструкции по эксплуатации пушек НС-23.

Пристрелка пушек на самолете

Пушки на самолете пристреливают в следующих случаях:

1. После замены пушек.

2. После замены переднего бронестекла.

3. После замены прицела.

4. При ремонте или замене узлов крепления пушек.

5. При нарушении положения оружия.

Пушки пристреливают горячим способом по пристрелочной мишени, рассчитанной на дистанцию 50 м (см. фиг. 78).

Порядок пристрелки

1. Установить самолет при помощи домкратов и уровня в линию горизонтального полета, пользуясь реперами, расположенными на рельсах фонаря кабины (на рельсе с правой стороны находятся два репера и на рельсе с левой стороны — один). При этом обратить внимание на точность установки самолета в поперечном направлении.

2. Проверить, не нарушено ли положение прицела на самолете, для чего:

а) установить лопасти винта с перекрестием вертикально сверху, совместив черты на коке винта и капоте редуктора мотора в одну линию (черты нанесены для удобства и простоты проверки положения прицела);

б) по перекрестию, нанесенному на лопасти винта, проверить положение прицела.

В случае нарушения положения прицела отрегулировать его с помощью регулировочных болтов.

3. Поставить винт так, чтобы одна из лопастей его была направлена вертикально книзу.

4. На дистанцию 50 м от самолета, считая от дульных срезов пушек, поставить и укрепить щит размером 2000×2000 мм.

5. На щите укрепить мишень, изготовленную по фиг. 78, так, чтобы точка перекрестия сети прицела совпала с центром яблока мишени, а отвес, опущенный из него, совпадал с вертикальной линией мишени, проходящей через центр яблока.

6. Зарядить одну из пушек лентой из трех-пяти патронов и произвести три-пять одиночных выстрелов.

7. Определить среднюю точку попадания. Если средняя точка попадания лежит вне яблока радиусом, равным 0,001 дистанции (диаметр яблока на мишени для пристрелки на сокращенную дальность 50 м равен 100 мм), внести поправку в положения оружия регулировкой заднего крепления. Затем зарядить пушку и снова произвести три-пять одиночных выстрелов.

При регулировке помнить, что один оборот регулировочных втулок заднего крепления соответствует (при дистанции 50 м) перемещению точки оси канала на мишени, равному 175 мм как по вертикали, так и по горизонтали.

Указанные операции повторять до тех пор, пока средняя точка попадания трех-пяти выстрелов не будет находиться в яблоке диаметром 100 мм.

8. Пушки пристреливать поочередно, как указано в пп. 6 и 7.

Примечания. 1. При пристрелке необходимо следить за откатом ствола и ствольной коробки. Откат должен быть в пределах рисок, обозначенных на кожухе ствольной коробки в соответствии с руководством по эксплуатации пушки НС-23.

2. Пристрелку производить патронами БЗ.
