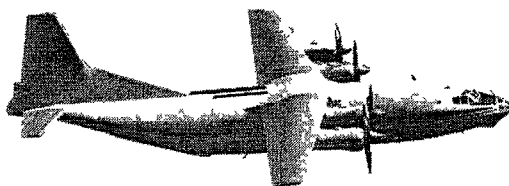


МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



# **САМОЛЕТ Ан-12БК**

## **ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ**

**Книга № 1**

**ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ, ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ,  
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ, ВЕСОВЫЕ И ДРУГИЕ  
ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА**

**Издание III**



© ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001



САМОЛЕТ АН-12ВК  
ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ  
КНИГА № 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ, ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ, АЭРОДИНАМИ-  
ЧЕСКИЕ, ВЕСОВЫЕ И ДРУГИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ  
САМОЛЕТА

Издание III



Сверен с  
Эталоном

по состоянию на 1.07. 2002 г.

©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2002

ТО кн 1. Ан-12ВК-та Ан-12

Ведущий инженер **Волобуев А.И.**

(подпись)

Техническое описание самолета "АН-12БК" состоит из 10 книг:

Книга 1 - Основные данные самолета. Бытовое оборудование.

Книга 2 - Фюзеляж. Крыло. Хвостовое оперение.

Книга 3 - Шасси. Гидросистема. Управление.

Книга 4 - Силовые установки. Гондолы двигателя. Противопожарная система.

Книга 5 - Радиооборудование.

Книга 6 - Аэронавигационно-пилотажное оборудование. Высотное оборудование.  
Фотооборудование. Кислородное оборудование.

Книга 7 - Десантно-транспортное и санитарное оборудование. Вооружение.

Книга 8 - Электрооборудование.

Книга 9 - Наземное оборудование.

Книга 10 - Прицельно-навигационный комплекс.

Лист контроля ведения

Дата проверки	Результат проверки	Срок устранения замечаний	Проверяющий	Устранены замечания



## Г Л А В А I

### ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

#### I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет АН-12БК (фиг.1,2) с четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20М предназначен для транспортировки войск и различных воинских и гражданских грузов, для парашютного и посадочно-наземного десантирования войск, артиллерийской, инженерной и другой боевой техники, а также для перевозки раненых и больных на унифицированных армейских носилках.

Самолет оборудован всем необходимым для перевозки людей и грузов общим весом до 20000 кг.

В носовой части фюзеляжа расположена герметическая кабина для 5 человек экипажа и кабина расчетов для 11 человек, сопровождающих боевую технику; в хвостовой части - гермокабина стрелка со стрелковой установкой (фиг.3). Герметизация кабин обеспечивает необходимые условия для работы экипажа на больших высотах.

Самолет оборудован современной радиосвязной и радиолокационной аппаратурой, аэронавигационными и измерительными приборами, автопилотом, внутрисамолетной связью и осветительными средствами, позволяющими производить слепую посадку по наземным радиостанциям, определять истинную высоту полета, сбрасывать технику и десантников вне видимости земли и решать ряд других задач.

Самолет оборудован комплексной системой воздушно-электрических противообледенителей (теплый воздух от двигателей и электрообогрев).

Шасси самолета изготовлено по трехколесной схеме, убирающимся в полете в фюзеляж.

Самолет представляет собой свободнонесущий моноплан цельнометаллической конструкции с высокорасположенным крылом и однокилевым вертикальным оперением.

Конструкция самолета приспособлена к серийному производству. С этой целью самолет технологически разделен на отдельные агрегаты, состоящие в свою очередь из панелей и отдельных узлов (фиг.4).

Теоретическая схема самолета показана на фиг.5-6.

#### Ф Ю З Е Л Я Ж

Фюзеляж самолета представляет собой цельнометаллический балочно-стрингерный полумонокот круглого сечения с гладкой работающей обшивкой, подкрепленной набором шпангоутов и стрингеров.

Фюзеляж состоит из четырех частей - отсеков (фиг.4):

Ф-1 - от носа до шпангоута 13,

Ф-2 - между шпангоутами 13-41,

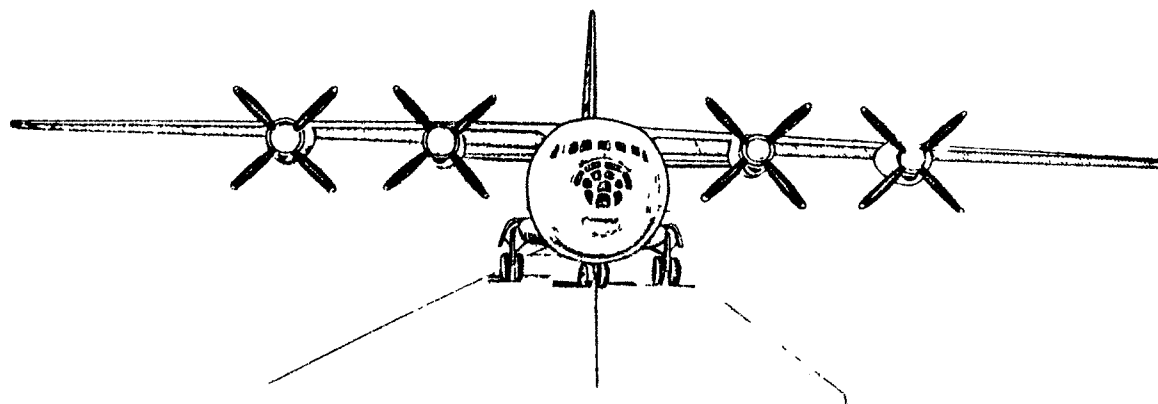
Ф-3 - между шпангоутами 41-65 и

Ф-5 - между шпангоутами 65-68.

Отсеки фюзеляжа стыкуются между собой хромансильевыми болтами.

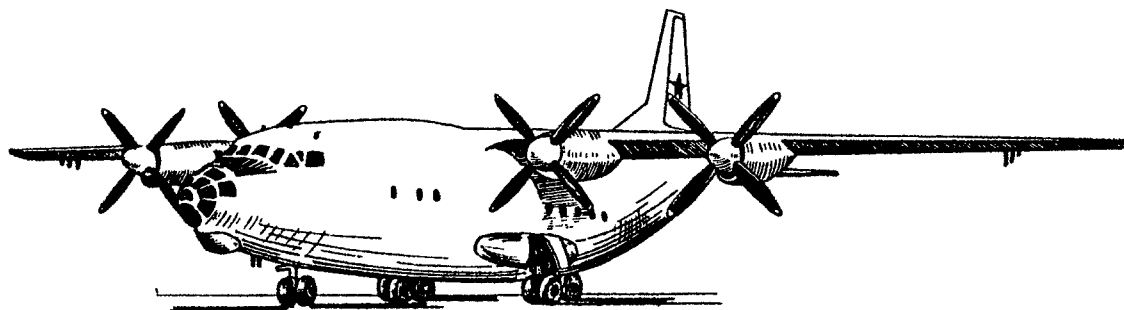
Отсеки Ф-1 и Ф-5 являются герметическими.

Для изготовления большинства элементов конструкции фюзеляжа используются листовая и профилированная дюралюмин Д16 (прокатанный, прессованный или штампованный). Обшивка фюзеляжа изготовлена из листов Д16 различной толщины. Наиболее нагруженные элементы конструкции изготовлены из В95. Остальные агрегаты фюзеляжа

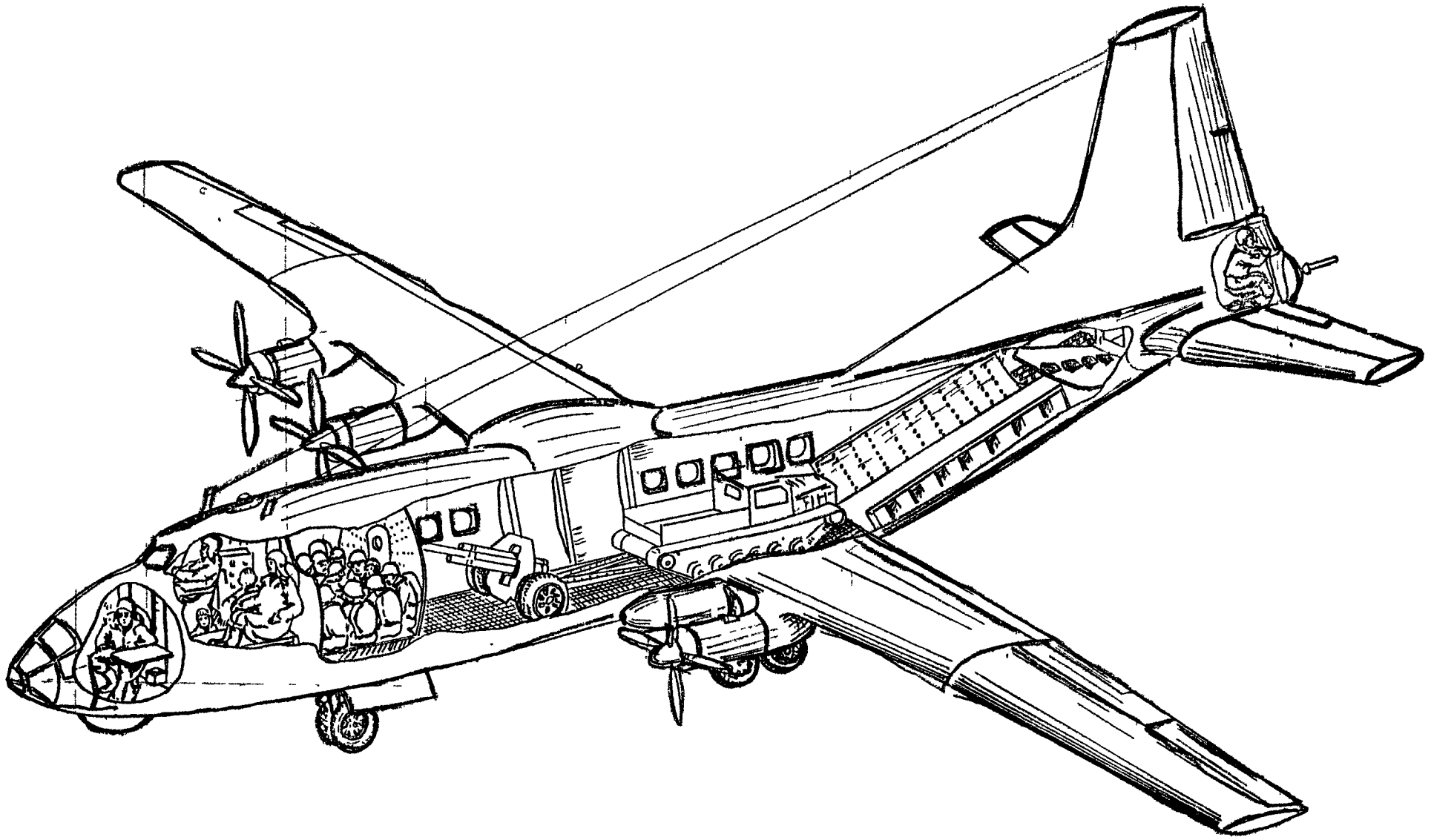


Фиг. 1. Вид самолета спереди.





фиг. 2. Вид самолета 3/4 спереди.



Фиг. 3. Схема размещения экипажа.

выполнены из магниевого сплава МЛ5 и МА8.

Мидельная часть фюзеляжа расположена между шпангоутами 17-33.

В отсеках фюзеляжа Ф-1 и Ф-5 размещаются кабины экипажа, в отсеках Ф-2 и Ф-3 грузовая кабина для техники, грузов и перевозимых на самолете людей.

Кабина штурмана расположена от носка фюзеляжа до шпангоута 4, который выполнен в виде перегородки, разделяющей кабину штурмана и летчиков.

Обзор штурману обеспечивают полностью остекленный носок и остекление между шпангоутами 1-2.

Кабина летчиков расположена между шпангоутами 4-9. Шпангоут 9 выполнен в виде глухой перегородки с вырезом под дверь.

В кабине летчиков размещаются оба летчика, бортинженер и радист.

В верхней части кабины, между шпангоутами 4-8, установлен остекленный фонарь кабины летчиков.

Между шпангоутами 9-13 располагаются расчеты, сопровождавшие перевозимую технику. Для расчетов в гермокабине установлены сиденья, обеспечивающие размещение 11 человек.

Под полом между шпангоутами 9-13 расположен отсек передней ноги шасси.

Шпангоут 13, разделяющий отсеки Ф-1 и Ф-2, выполнен в виде герметической перегородки с вырезом под дверь.

Грузовая кабина самолета расположена в отсеках Ф-2 и Ф-3 между шпангоутами 13-43.

Между шпангоутами 22-24 в левом борту фюзеляжа имеется входная дверь размером 800 x 1480 мм.

Сверху к шпангоутам 25 и 30 отсека Ф-2 крепится центроплан крыла, снизу в центральной части пола Ф-2 между шпангоутами 27-33 расположен отсек главных ног шасси.

Под полом фюзеляжа расположены два грузовых помещения, в которых смонтированы контейнеры с подпольными топливными баками: переднее-между шпангоутами 13-25 с двумя баками и заднее-между шпангоутами 33-41 с одним баком.

В полу грузовой кабины над каждым баком имеются технологические люки.

Силовой пол расположен в фюзеляже между шпангоутами 13-43. До шпангоута 34 верхняя поверхность пола параллельна строительной горизонтали, от шпангоута 34 до шпангоута 43 пол наклонен вниз. Низ шпангоута 43 является грузовым порогом.

Грузовой люк закрывается тремя створками - двумя передними и одной задней. Передние створки подвешены на двух боковых продольных балках между шпангоутами 43 - 51, задняя створка подвешенная к шпангоуту 59, располагается между шпангоутами 51-59.

На хвостовой части фюзеляжа расположены узлы крепления кия и стабилизатора ( на шпангоутах 59, 62 и 65), а также крепится форкиль.

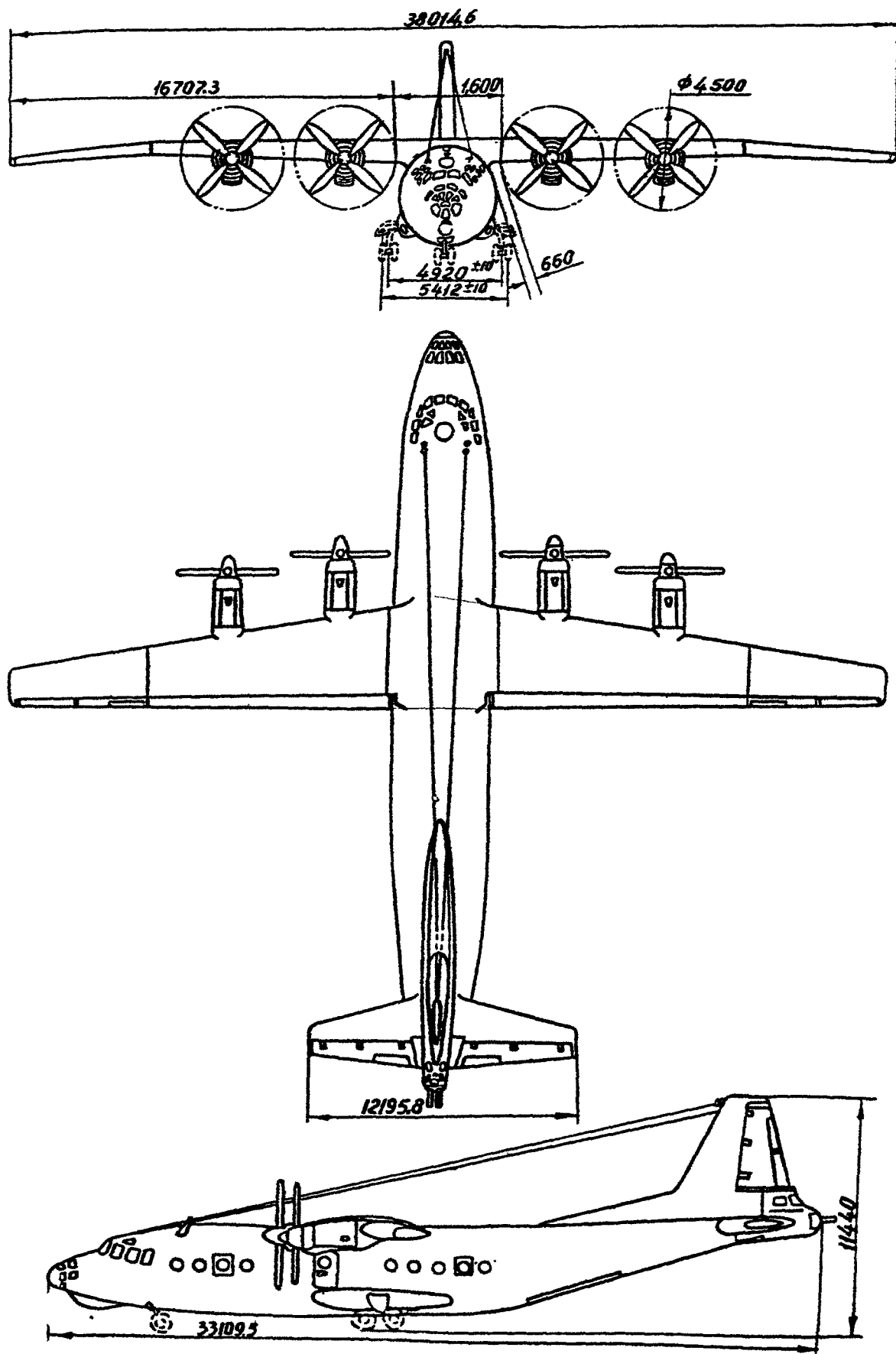
Конструкция фюзеляжа включает в себя продольный и поперечный силовые наборы, пол и обшивку, окантовки дверей, люков и окон, вклепанниче в каркас фюзеляжа и фонари кабин экипажа .

### К Р Ы Л О

Крыло самолета высоко расположенное, свободнонесущее, трапециевидной формы в плане, представляет собой двухлонжеронную конструкцию, кессонного типа. Обшивка, подкрепленная мощными стрингерами, работает на изгиб и кручение.

Внешние обводы крыла по сечениям образованы набором аэродинамических профилей переменной толщины. Переход от одного профиля к другому выполнен по линейному закону. В сечении крыла на расстоянии 500 мм от оси самолета применяется профиль 5-С-18, по оси нервюры № 14 - профиль 3-С-16 и по оси нервюры № 24 - профиль 3С-14. Геометрической кривой крыло не имеет. Устанавливается крыло на самолет под углом  $+4^{\circ}$  к оси





Фиг. 5. Общий вид самолета в трех проекциях.









самолета. Поперечное  $V$  крыла равно: средней части  $+1^{\circ}$  и консольной  $-3^{\circ}$  относительно строительной плоскости средней части крыла. Центроплан поперечного  $V$  не имеет.

Крыло имеет разъемы по нервюрам № 2 и № 14 и состоит из центроплана, двух средних частей и двух консольных частей.

Полный размах крыла равен 38,0 м, размах центроплана 4,6 м, длина каждой средней части 10,7 м и каждой консольной части 6 м. Наличие разъемов у крыла обусловлено технологией сборки, а также и возможностью быстрой замены одной из частей в случае ее повреждения.

Механизация средней части крыла состоит из двух цельных закрылков с дефлекторами и пластинчатых алеронов. Механизация консольной части состоит из алеронов с триммерами-сервокомпенсаторами. Каждый алерон в свою очередь состоит из двух частей.

Конструкция крыла состоит из продольного и поперечного наборов. Все элементы верхнего продольного набора и обшивка кессона выполнены из материала В95Т, элементы нижнего продольного набора и обшивка - из материала Д16АТ. Мощные лонжероны воспринимают часть изгибающих моментов и перерезывающие силы. Стенки лонжеронов вместе с обшивкой образуют в поперечном сечении замкнутый контур, который воспринимает крутящие моменты. Стрингеры крыла воспринимают осевые нагрузки от изгиба, подкрепляют обшивку и работают совместно с ней.

Поперечный набор крыла - нервюры связывают элементы продольного набора, придают им устойчивость и участвуют в общей работе крыла.

В отсеках крыла, образованных лонжеронами и нервюрами расположено 26 мягких топливных баков. Кессоны отъемной части крыла загерметизированы герметиком УЗОМЭС-5 и являются баками для заполнения топливом.

Алероны цельнометаллические, с осевой компенсацией, состоят из двух секций: корневой и концевой. На корневой секции поставлен триммер-сервокомпенсатор, который дистанционно управляется электромеханизмом.

Конструкция носовой части крыла обусловлена наличием противообледенительной системы и имеет полости для прохода горячего воздуха, образуемые носовой оболочкой, обшивкой и последним лонжероном.

## О П Е Р Е Н И Е

Оперение самолета свободное, цельнометаллическое, однокилевое с выступающим фюзеляжем. Горизонтальное оперение без поперечного  $V$ , трапециевидной формы в плане.

Рули высоты и направления цельнометаллические. Рули имеют весовую и осевую компенсацию. На обеих половинах руля высоты и на руле направления установлены триммеры,

Триммеры руля высоты имеют механическое тросовое управление от штурвалов, а триммер руля направления имеет дистанционное управление с помощью электромеханизмов из кабины летчиков.

Кроме того на руле направления установлен пружинный сервокомпенсатор, который связан с рулем направления посредством пружинной тяги.

Обледенение оперения устраняется электротермически.

## ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Самолет имеет убирающиеся в полете шасси трехколесной схемы. В комплект шасси входят: две главных ноги и передняя нога.

Шасси убирается в фюзеляж: передняя нога - назад по полету, главные ноги - вдоль размаха крыла по направлению к плоскости симметрии самолета. Уборка и выпуск

шасси производится от гидросистемы. Шасси можно выпустить также от ручного насоса.

Ноги шасси фиксируются в выпущенном и убранном положениях механическими замками, открытие которых осуществляется гидроцилиндрами.

Отсеки ног шасси в убранном и выпущенном положениях закрываются створками, открытие и закрытие которых производится гидроцилиндрами, заблокированными с механизмами шасси.

При выпущенном положении шасси незакрытыми остаются только малые створки, расположенные непосредственно у амортизационных стоек.

Главные ноги шасси одностоечного типа, закреплены шарнирно к фюзеляжу.

Амортизатор масляно-пневматического типа с торможением на прямом и обратном ходах поршня.

Уборка и выпуск ноги производится при помощи цилиндра-подъемника.

Колеса КТ-77У 1050 x 300, тормозные с пневматиками полубаллонного типа и с дисковыми тормозами.

Передняя нога шасси ориентирующаяся, одностоечного типа, с двумя заблокированными колесами. Нога шарнирно закреплена к фюзеляжу при помощи четырех узлов, к которым крепятся цапфы подкоса и цапфы траверсы.

Закрылки. Взлетно-посадочные двухщелевые закрылки, установленные на крыле состоят из собственного закрылка и дефлектора. При отклонении между хвостовой частью, дефлектором и закрылком образуются две щели. Максимальный взлетный угол отклонения закрылков  $25^{\circ}$ , максимальный посадочный угол -  $35^{\circ}$ . Каждый закрылок подвешен к крылу на пяти монорельсах при помощи кареток и приводится в движение двумя винтовыми подъемниками.

Система управления закрылками состоит из трех частей: Командная часть с сигнализацией - электрическая, силовая часть - гидравлическая и исполнительная часть - механическая.

### Г И Д Р А В Л И К А

На самолете выполнены две самостоятельные гидравлические системы: правая, работающая от двух гидронасосов, установленных на двигателях правого крыла, и левая, работающая от двух гидронасосов, установленных на двигателях левого крыла. Для большей надежности управления основными механизмами дублирована, т.е. может производиться как от правой, так и от левой системы.

Для обслуживания гидросистемы на земле и выполнения отдельных операций в полете в случае выхода из строя обеих гидравлических систем предусмотрена система ручного насоса, которая кроме работы на основной рабочей жидкости, может также работать на керосине из топливной системы самолета.

правая система служит для:

1. Выпуска и уборки закрылков от одного из гидромоторов гидропривода управления закрылками;
2. основной уборки и выпуска шасси с открытием и закрытием створок;
3. основного закрытия и открытия створок грузолука;
4. открытия и закрытия нижнего люка в кабине экипажа с пульта правого летчика.
5. аварийного торможения колес основных стоек шасси;
6. питания приводов стеклоочистителей;
7. питания рулевых машинок автопилота;
8. разворота передней стойки шасси;
9. основного открытия и закрытия створок люка ЦОСАБ;
10. основного открытия и закрытия люка кабины стрелка.

Левая система служит для:

1. Основного торможения колес основных стоек шасси.
2. Открытия и закрытия нижнего люка в кабине экипажа с пульта левого летчика.
3. Аварийного останова двигателей и флюгирования винтов.
4. Аварийного открытия и закрытия створок люка ЦОСАБ.
5. Аварийного открытия и закрытия створок грузолюка.
6. Аварийного выпуска и уборки шасси с открытием и закрытием створок.
7. Выпуска и уборки закрылков от одного из гидромоторов гидропривода управления закрылками.

Система ручного насоса служит для:

1. Выпуска шасси с открытием и закрытием створок шасси.
2. Выпуска закрылков.
3. Открытия и закрытия створок грузолюка,
4. Создания давления перед кранами левой системы.
5. Зарядки гидроаккумуляторов правой и левой систем.
6. Заполнения жидкостью гидробаков правой и левой систем.
7. Перекачки жидкости из одного бака в другой.

Каждая из систем состоит из трех основных групп агрегатов, связанных взаимно трубопроводами и гибкими шлангами:

1. Агрегаты питания жидкостью.
2. Агрегаты распределения и регулирования потока жидкости.
3. Агрегаты, преобразующие энергию потока жидкости в механическую энергию.

Обе гидравлические системы имеют общую систему наддува и дренажа баков, которая создает нормальные условия работы насосов высокого давления при полете на больших высотах и у земли. Общий объем правой и левой систем равен  $\sim 120$  л. В качестве рабочей жидкости в системах применено минеральное масло АМГ-10 (ГОСТ 6794-53). В случае вытекания масла из гидробаков по какой-либо причине в полете  $\frac{1}{2}$  в качестве рабочей жидкости для ручного насоса может быть использован керосин из топливной системы самолета. Номинальное рабочее давление в обеих системах 150 кг/см<sup>2</sup>.

Гидравлические агрегаты в основном размещены в нишах передней и основных стоек шасси; в кабине экипажа, в отсеке между 25-27 шпангоутами на лонжеронах центроплана между 46-47 шпангоутами: на 55 и 59 шпангоутах и между 65 и 68 шпангоутами.

Характерной особенностью гидросистем является то, что в них в большинстве случаев применены краны с электромагнитным управлением, что позволило установить их в непосредственной близости к управляемому объекту, а следовательно и устранило необходимость в прокладывании большого количества трубопроводов в кабину экипажа.

### УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Управление самолетом жесткое. В кабине летчиков управление рулями, элеронами и триммерами руля высоты - двойное. Управление пластинчатыми элеронами автоматическое и кинематически связано с управлением элеронами. Управление триммерами руля направления, элеронов и гидроприводами закрылков - электродистанционное. В систему управления рулем высоты, рулем направления и элеронами включены рулевые машинки самолета. Управление рулем высоты элеронами и рулем направления осуществляется посредством жестких тяг. Управление триммерами руля высоты и стопорами - тросовое.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Силловая установка состоит из четырех турбовинтовых высотных двигателей АИ-20М. На двигателях устанавливаются воздушные винты АВ-68И. Двигатели установлены в гондо расположенных под крылом правой и левой стороны фюзеляжа. Все четыре гондолы конструктивно выполнены одинаковыми и отличаются только узлами крепления к крылу.

Воздушный винт с обтекателем его втулки, обтекатель редуктора, воздухозаборник капот и выхлопная система закреплены непосредственно на двигателе, который крепится к силовому шпангоуту гондолы с помощью подкосной рамы. Конструкция капота обеспечивает хороший подход к двигателю и его агрегатам благодаря откидывающимся боковым крышкам, которые фиксируются замками.

Передняя кромка воздухозаборника обогревается изнутри горячим воздухом, поступающим из противообледенительной системы самолета.

Горячая часть двигателя вместе с выхлопной трубой отделены от конструкции крыла специальными противопожарными перегородками из жароупорной стали.

Управление двигателями осуществляется с пультов каждого летчика посредством секторов газа с тросовой проводкой к двигателям и выключателей электросистемы останова двигателей.

На самолете имеется топливная система разделенная на системы правого и левого полукрыла и топливные отсеки расположенные в фюзеляже самолета под грузовым полом. Системы правого и левого полукрыльев обеспечивают питание соответствующих двигателей и могут быть объединены магистралью кольцевания. В топливную систему входят 26 мягких топливных баков, расположенных в центроплане и в средних частях крыла, два бака-кессона в ОЧК, 3 мягких топливных бака в фюзеляже в подпольном пространстве, система подачи топлива и система дренажа баков.

Кроме обычной заправки, через верхние заливные горловины, предусмотрена система централизованной заправки через стандартную заправочную горловину, расположенную в передней части правого обтекателя шасси. Управление централизованной заправкой предусмотрено ручное и автоматическое и производится со щитка, установленного вблизи заправочной горловины.

Емкости топливных баков

ПРИМЕЧАНИЕ: данные емкости групп и заправочные емкости системы даны в соответствии с ТУ на поставку самолета в 1963 году.

№ групп баков	№ баков, входящих в группу	Очередность выработки : групп баков	Заправочная емкость баков кг $\gamma = 0,775 \text{ г/см}^3$		Заправочная емкость баков. Централизованная заправка.	
			Централизованная заправка	Ка	Левая группа	Правая группа
			Левая группа	Правая группа	Левая группа	Правая группа
I	2	3	4	5	6	7
О	Бак-кессон	I	1085	1085	1400	1400
I	1,2	2	1500	1595	1940	2060
В	3	3	700	700	905	905
Ш	5,6	4	890	890	1150	1150
IV	7,8,8а	5	1060	1060	1370	1370
У	9,10,11	6	650	650	840	840
У1	4,4а	7	1130	1130	1460	1460
			7015	7110	9065	9185

Нормальная заправочная емкость топливных баков при централизованной заправке составляет  $18250 \begin{smallmatrix} +400 \\ -600 \end{smallmatrix}$  литров ( $14130$  кг при  $\gamma_{\text{топл.}} = 0,775 \text{ г/см}^3$ ).

Максимальная емкость топливных баков составляет  $19490$  л.  $\pm 2\%$  ( $15100$  кг при  $\gamma = 0,775 \text{ г/см}^3$ ).

Эксплуатационная заправочная емкость топливных баков с учетом  $3\%$  недозаправки на температурное расширение составляет  $18900$  л. ( $14600$  кг).

Централизованная заправочная емкость подпольных топливных баков при положении самолета в линии полета составляет  $9020 \begin{smallmatrix} +200 \\ -300 \end{smallmatrix}$  литров.

Подливная емкость подпольных баков с учетом  $3\%$  недозаправки на температурное расширение составляет  $9863$  литра.

Заправочная емкость всего самолета с подпольными баками при централизованной заправке составляет  $27270 \begin{smallmatrix} +600 \\ -800 \end{smallmatrix}$  литров.

Допуск на общую емкость и на каждую группу  $\pm 2\%$ .

Последовательность выработки групп баков обеспечивается включением и выключением подкачивающих насосов. Имеется ручное и автоматическое управление топливной системой. Ручное - осуществляется включением подкачивающих насосов тумблерами; автоматическое - от сигнализаторов топливомера, расположенных в датчиках топливомера. Выработка топлива ведется в определенной последовательности, что обеспечивает практически неизменяемость центровки самолета.

Контроль за заправкой и расходом топлива из крыльевых емкостей ведется по указателю СЭТС-260Д, а подпольных баков по указателю СЭТС-130А.

Самолет оборудован системой нейтрального газа, предназначенной для подачи во время полета углекислого газа в свободное пространство топливных баков и создания в них взрывобезопасной среды, а также в качестве дополнительного средства для тушения пожара на самолете. Жидкая углекислота помещается в шести восьмилитровых баллонах ОСУ-5. Управление системой НГ электрическое. Система рассчитана на боевую обстановку.

Масляная система и система суфлирования двигателя обеспечивает подачу масла для смазки и охлаждения подшипников и зубчатых колес редуктора, подшипников компрессора и турбины, всех приводов вспомогательных агрегатов, а также суфлирование масляных полостей. Часть масла используется в качестве рабочей жидкости для работы воздушного винта, системы регулирования и работы ИМ двигателя. Масляная система выполнена по короткозамкнутой схеме, в которой откачивающие насосы подают масло через центробежный воздухоотделитель и радиатор на вход в нагнетательную ступень главного маслонасоса, минуя маслобак самолета, который служит для возмещения расхода масла из маслосистемы двигателя при его работе.

Для лучшего охлаждения масла, проходящего через маслорадиатор, за радиатором установлен эжектор. Эжектор создает за маслорадиатором зону разрежения, благодаря чему быстрее и лучше через туннель всасывается охлаждающий масло холодный воздух.

Полная емкость каждого маслобака  $58 \begin{smallmatrix} +2 \\ -1 \end{smallmatrix}$  литров.

На самолете установлена противопожарная система, обеспечивающая тушение пожара на двигателях, в гондолах, баковых отсеках и в отсеке ТГ-16М. Тушение пожара осуществляется составом "Фреон II4В<sub>2</sub>".

Для обеспечения надежного бортового запуска двигателей АИ-20М в задней части левого обтекателя шасси установлена бортовая турбогенераторная установка ТГ-16М с генератором ГС-24А.

### ВЫСОТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Высотное оборудование обеспечивает создание и поддержание в кабинах экипажа условий, необходимых для полетов на больших высотах, для чего эти кабины герметизированы и снабжены комплектом высотного оборудования.

Высотное оборудование включает в себя систему кондиционирования воздуха в гермокабинах, систему герметизации люков и теплозвукоизоляцию кабин. Гермокабины самолета вентиляционного типа. Грузовая негерметичная кабина имеет систему вентиляции и отопления. Система кондиционирования является комплексной, объединяющей в единую систему вентиляцию, отопление и наддув кабин.

Давление в гермокабинах создается сжатым воздухом, поступающим от компрессора двигателей. Изменение давления в кабинах обеспечивается автоматически регулятором давления АРД-54.

Автоматический регулятор давления воздуха предназначен для автоматического поддержания давления воздуха в герметической кабине по заданному закону до потолка самолета.

Заданный закон изменения давления с высотой приведен на фиг. 7.

На высотах от земли до 2000 м. происходит свободная вентиляция кабин, при этом избыточное давление не превышает 25 мм.рт. ст.

На высотах от 2000 до 7100 м. в кабине поддерживается постоянное абсолютное давление, равное  $596 \pm 15$  мм рт. ст. или  $0,81$  кг/см<sup>2</sup>.

На высотах 7100 м. и выше избыточное давление в кабине поддерживается постоянным и равным  $294 \pm 15$  мм рт. ст. (нормальный режим) или  $0,4$  кг/см<sup>2</sup>.

На высотах 4300 м. и выше избыточное давление в кабине поддерживается постоянным и равным  $147 \pm 15$  мм рт. ст. (боевой режим) или  $0,20$  кг/см<sup>2</sup>.

Герметизация дверей на шпангоутах 13 и 55 осуществляется с помощью резиновых профилей, нижних люков в гермокабинах экипажа - с помощью надувных резиновых камер. Кабины экипажа имеют теплозвукоизоляцию.

### ОБОГРЕВ КАБИН.

Отопление кабин производится теплом, приносимым воздухом от двигателей. В кабинах экипажа отопление конвективное. Охлаждение воздуха осуществляется воздуховоздушным радиатором и турбохолодильником. Грузовая кабина отапливается теплым воздухом, поступающим от эжектора, установленным под грузовым полом.

В эжекторе происходит смешивание холодного воздуха от заборника на левом обтекателе шасси с горячим воздухом от двигателей.

### КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование предназначается для кратковременного питания членов экипажа и перевозимых на самолете расчетов на случай разгерметизации кабин и длительно для перевозимых подразделений и раненых в грузовой, негерметичной части самолета.

Члены экипажа и расчета переходят на режим кислородного питания в случае, если "высота в кабине" соответствует высоте 2400 м.

Перевозимые подразделения и раненые вне герметичной части самолета обеспечиваются кислородом с высоты 2400 м в течение всего полета.

ПРИМЕЧАНИЕ: летчик пилотирующий самолет, находится в маске все время полета.

В зависимости от вариантов использования и продолжительности полета на самолет может быть установлено до шести приборов жидкого кислорода КПЖ-30А, кроме того, установлено двенадцать двенадцатилитровых баллонов газообразного кислорода (используются для экипажа и расчетов в передней гермокабине при отсутствии жидкого кислорода) и два переносных баллона КБ-3.

#### Расчет потребного количества кислорода при установке КПЖ-30А

Потребное количество кислорода во всех вариантах использования самолета определяется формулой:

$$G_n = K \cdot G_H + (q_2 + q_1 n_1) \cdot t$$

где  $G_n$  - потребное количество жидкого кислорода в кг,  
 $G_H$  - неучитываемый запас кислорода в кг/6 кг на каждый газификатор/,  
 $K$  - количество КПЖ-30А  
 $q_2$  - средняя норма расхода кислорода на весь экипаж в кг /на 6 членов экипажа 4 кг/час/,  
 $q_1$  - средняя норма расхода кислорода на одного десантника в кг/час (0,45 кг/час)  
 $n_1$  - количество перевозимых людей,  
 $t$  - время полета в часах.

Фактическое наличие кислорода на самолете определяется путем сложения показаний всех указателей ДУЖК.

Вылет с запасом кислорода на самолете меньше расчетного запрещается.

Для подачи кислорода ко всем рабочим местам экипажа и расчетов в гермокабинах, а также к местам десантников или раненых, в кабинах установлено шесть кислородных установок индивидуального пользования и шесть кислородных установок коллективного пользования, связанных в общую систему сетью трубопроводов. Самолет обеспечивается воинскими частями в централизованном порядке шестью парашютными кислородными приборами КП-23, обеспечивающих членов экипажа кислородом во время высотных парашютных прыжков.

Система питания кислородом обеспечивает подачу кислорода к каждому потребителю от всех установок КПЖ-30А.

Раненые, лежащие на носилках, питаются через кислородные маски, подключаемые к присоскам, установленным на стойках крепления носилок.

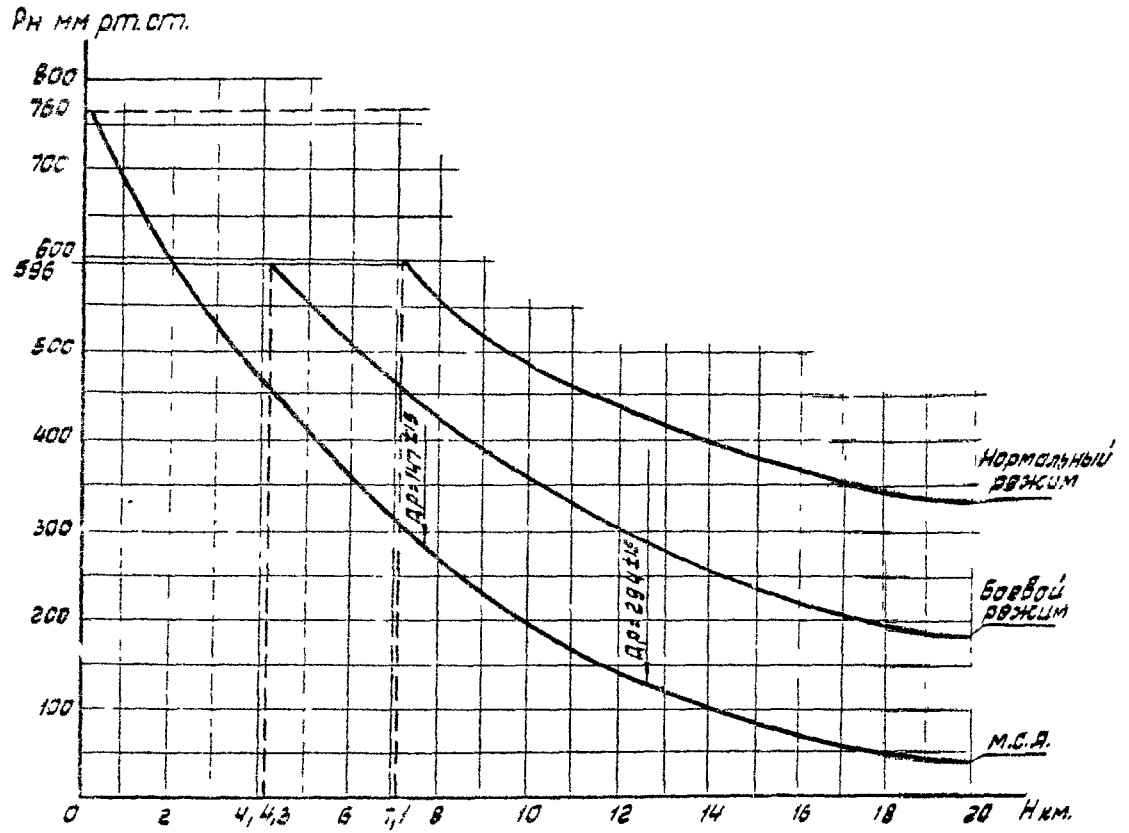
ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Норма расхода кислорода бралась из расчета 8 л/мин. для каждого члена экипажа и 5,5 л/мин. для каждого десантника.

2. Расчет потребного количества кислорода для членов экипажа и сопровождающих расчетов, находящихся в передней гермокабине, предусматривался из условий полета в разгерметизированной кабине в течение всего времени полета.

#### ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Противообледенительные устройства предназначены для обеспечения возможности полета в условиях обледенения. С этой целью в самолете используется теплый воздух от двигателей и электрообогрев.

Теплый воздух, поступающий от компрессоров двигателей, применяется для противообледенительных устройств крыла, воздухозаборников двигателей, радиаторов и фонарей кабины летчиков, штурмана, стрелка, воздухозаборника левого обтекателя шасси.



Фиг. 7. Закон изменения давления в гермокабинах экипажв.



Электротермические противообледенительные устройства - для обогрева передних кромок кили и стабилизатора, лопастей и обтекателей втулок винтов, сигнализаторов обледенения в гондолах двигателей, лобовых стекол фонаря кабины летчиков, нижнего стекла фонаря кабины штурмана и приемников полного воздушного давления.

Кроме этого, используется электрообогрев для обеспечения нормальной работы аккумуляторов, часов, баллонов системы нейтрального газа, нормальная работа которых может быть нарушена при низких температурах.

#### ИСТОЧНИКИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

В качестве источников электроэнергии постоянного тока напряжением 28,5 вольт на самолете используются 8 стартер-генераторов СТГ-12ГЧО, попарно установленных на каждом двигателе, четыре аккумулятора ИСАМ-28, установленные в правом обтекателе шасси и турбогенераторная установка ТГ-15М с генератором ГС-24А.

В качестве источников переменного тока напряжением 115 вольт и частотой 400 герц на самолете используются четыре генератора СГО-12, установленные по одному на каждый двигатель, и один преобразователь ПС-150С.

Для питания самолетных потребителей переменным трехфазным током напряжением 36 вольт частотой 400 герц на самолете установлены два преобразователя ПТ-150СЦ централизованной системы питания (один - рабочий, второй - резервный).

Сети постоянного тока и переменного тока - однопроводные.

#### РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование на самолете позволяет экипажу самолета поддерживать двухстороннюю связь с землей на больших расстояниях, осуществлять связь внутри соединения и со статком, а также связь между членами экипажа, производить слепую посадку по наземным радиостанциям, определять истинную высоту полета, производить сбрасывание техники и десантников вне видимости земли.

На самолете установлено следующее радиооборудование:

1. Связная резервная радиостанция Р-807 со средневолновым блоком БСВ-70 и приемным устройством РПС или УС-8.
2. Связная основная радиостанция Р-836 с приемным устройством УС-8 или РПС.
3. Командные УКВ радиостанции Р-802В-И и Р-802ГМ-И для двухсторонней связи между самолетами и землей (два комплекта).
4. Автоматический радиокомпас АРК-11 № 1 и № 2 с электродистанционным управлением для вождения самолетов по приводным и широкоэшелонным радиостанциям и радиомаякам, а также для определения расчетного места самолета.
5. Система слепой посадки СП-50 для захода и расчета на посадку по приборам.
6. Радиовысотомер РВ-2 с СВ-Р для определения истинной высоты от 0 до 1200 м.
7. Радиолокационная станция десантирования И-4 с ФАРМ-2И для кругового обзора над пролетаемой местностью и сброса десантников и грузов вне видимости земли.
8. Станция ПДСП-2С для вывода самолета в район десантирования.
9. Ответчик опознавания
10. Станция для предупреждения ГД-4Ю.
11. Самолетное переговорное устройство СПУ-7В.
12. Ответчик СОД-57М.
13. Аварийная радиостанция Р-851 из комплекта специального оборудования при посадке самолета на воду.
14. Радионавигационная система РСН-2С

15. Рентгенометр ДР-3Б.
16. Приемник РРМ-С.
17. Допплеровский измеритель истинной скорости и угла сноса (ДИСС-5).
18. Магнитофон МС-61Б.
19. Радиопеленгатор АРК-У2 с приемником Р-852.
20. Автоматический фотоаппарат ФАРМ-2К.

ПРИМЕЧАНИЕ: На изделии обеспечена возможность работы радиопередатчика Р-836 с приёмником РПС и соответственно радиопередатчика РСБ-70 с приёмником УС-8.

#### ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Приборное оборудование самолета обеспечивает полеты в различных метеорологических условиях днем и ночью; решение различных навигационных и тактических задач; автоматическое вождение самолета с помощью автопилота; контроль работы двигателей, оборудования и систем.

Основная часть аэронавигационно-пилотажного оборудования размещена на приборных досках в гермокабинах самолета и пультах летчиков, штурмана, радиста, стрелка.

На самолете имеются следующие аэронавигационно-пилотажные приборы: Высотомеры ВД-10, указатели скорости КУС-1200, вариометры ВАР-30М II серии, авиагоризонт дистанционный АГД-1, компасы КИ-13, указатель поворота ЗУП-53, астрокомпас ДАК-ДБ-5В, термометры наружного воздуха ТНВ-15, часы АЧС-1, автопилот АП-28Д-2, секстант перископический СП-1М, указатель числа "М", системы, входящие в комплект прицельно-навигационного комплекса ПНК-1.

#### АВАРИЙНЫЕ СРЕДСТВА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА

Аварийное оборудование обеспечивает, в случае аварии, покидания самолета в полете всеми членами экипажа через нижние люки и через грузовой люк.

При аварийной посадке самолета с убранным шасси или на воду выход из самолета осуществляется через входную дверь, грузовой люк, верхние люки, расположенные в носовой и хвостовой части фюзеляжа, и через три легкооткрывающихся аварийных люка, расположенных по бортам фюзеляжа (2 - в левом и один в правом).

При вынужденной посадке вдали от населенных пунктов экипаж самолета имеет запас продовольствия, размещенный в четырех съемных бортовых сумках. Две сумки расположены на боковом кронштейне пульта ножного управления правого летчика, одна сумка расположена с левой стороны на шпангоуте № 9 на крышке РК, одна в кормовой кабине на шпангоуте № 62 по левому борту.

Для связи имеется съемная радиостанция Р-851, размещенная на левом борту грузовой кабины у шпангоута № 42.

На случай вынужденного покидания самолета в воздухе каждый член экипажа снабжен индивидуальным парашютом типа СП-1.

По команде командира штурман, радист, бортиженер и летчики покидают самолет через нижний аварийный люк. Стрелок покидает самолет через аварийный люк кормовой кабины.

При вынужденной посадке на воду для экипажа самолета имеется специальный плот СП-12 на двенадцать человек.

Для выхода и выноса плота из грузовой кабины через верхний аварийный люк имеется аварийная лестница, установленная на правом борту грузовой кабины между шпангоутами № 42 и 46.

Вынесенный из самолета плот необходимо расчехлить и привести в действие специальный вентилятор для заполнения плота углекислым газом. На плоту имеется специальная фала с карабином для удержания плота вблизи самолета на время проведения аварийно-спасательных работ.

На плот необходимо также взять бортовые сумки с запасом продовольствия и радиостанции Р-850.

СПАСАТЕЛЬНЫЙ ПЛОТ СП-12  
/устанавливается в/часть/

Спасательный плот СП-12 изготовлен из прорезиненной материи и представляет собой надувную площадку круглой формы с куполообразным тентом. Площадка /нижняя часть плота/ состоит из трех надувных концентрических колец, расположенных в одной плоскости, соединенных двенадцатью надувными радиальными распорками. Каркас тента также надувной.

Основные данные плота:

а) наружный диаметр	2775 мм;
б) высота общая	1425 мм;
в) высота внутри плота	1000 мм;
г) грузоподъемность	1300 кг;
д) время напоянения углекислым газом	2,5 мин.

Все надувные детали плота разделены на три отсека, из которых два отсека наполняются углекислым газом из двух баллонов, а третий отсек наполняется воздухом с помощью ручного меха.

Плот имеет два входа, расположенные на противоположных сторонах тента. У входов имеются трапики из тесьмы и ручки для влезания спасающихся из воды на плот.

По периметру бортового кольца плота закреплены спасательные лееры из пенькового фала.

В комплект плота входит:

1. Два углекислотных баллона емкостью 2,35 л с рабочим давлением 170 ат с зарядом углекислоты 1700 г.
2. Два металлических разъемных весла.
3. Ручной мех со шлангом для напоянения отсеков плота воздухом.
4. Пловучий якорь, изготовленный из хлопчатобумажной материи, закреплен к плоту посредством 6 мм фала длиной 10 м. Он предназначен для уменьшения скорости дрейфа.
5. Черпак, изготовленный из прорезиненной материи. Предназначен для удаления воды из плота.
6. Аварийные пробки, предназначенные для заделки повреждений /отверстий, пробоин диаметром до 30 мм/ в надувных камерах плота.
7. Соединительный конец с карабинами длиной 10 м предназначен для удержания плота возле самолета после выбрасывания его на воду.
8. Мягкий резиновый баллон для воды.

ФОТОБОРУДОВАНИЕ

Самолет оборудован современной фотоаппаратурой, которая имеет дистанционное управление от командных приборов и предназначена для фоторазведки и плановой аэрофото-съемки маршрутов, площадей и отдельных объектов в дневных и ночных условиях.

На самолете устанавливается фотоаппарат АФА-42/50, АФА-42/20, для дневного фото-графирования и НА-МК/25 для ночного фото-графирования.

Аэрофото-съемка может производиться на различных высотах в зависимости от масштаба

съемки. Для выполнения двухмаршрутного фотографирования фотоаппараты АФА-42/50, устанавливаются на автоматически качающейся фотоустановке типа АКАФУ-33М, а фотоаппарат АФА-42/20 на отдельную специальную раму, на которую может устанавливаться и фотоаппарат АФА-33М.

Для обеспечения фотографирования ночью на самолете могут быть повешены четыре ФСТАБ-100-80.

### НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.

Агрегаты наземного оборудования обеспечивают осмотр и обслуживание самолета на земле, подготовку к вылету и послеполетные работы, хранение самолета и его агрегатов, устранение дефектов, а также проведение мелкого ремонта и регламентных работ в аэродромных условиях.

Наземное оборудование, в зависимости от назначения, подразделяется на следующие группы агрегатов и приспособлений:

- агрегаты для обслуживания самолета - стремянки, лестницы, приспособление для консервации двигателей, переходник для подогрева двигателей и др;
- приспособления для буксировки самолета и транспортировки отдельных агрегатов -
- буксировочные водила, буксировочный трос, тележка для перевозки агрегатов самолета;
- оборудование для подъема и снятия отдельных агрегатов - гидроподъемники, приспособления для замены колес, приспособления для снятия и установки двигателей, стропы для снятия крыла, оперения, винта и т.д.;
- средства заправки самолетных систем - шланги, переходники, заправочные поплавки заправочная линейка и т.п.;
- средства опробования и отработки самолетных систем - приспособление для проверки герметичности кабин, термометры, противообледенительной системы, приборы для проверки давления систем, приборы для зарядки пневматиков колес и др.;
- средства хранения самолета и его агрегатов - чехлы, заглушки, маты для работы на агрегатах, упорные колодки под колеса; контейнеры для хранения наземного оборудования.

Кроме вышеуказанных агрегатов и приспособлений, в комплект наземного оборудования входит набор инструмента, необходимого для эксплуатации и обслуживания самолета, а также для проведения регламентных работ. В набор инструмента входит: инструмент для техника по обслуживанию самолета, техника по электрооборудованию, группы обслуживания радио, радионавигационного, кислородного и приборного оборудования.

## 2. ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Геометрические данные самолета см. таблицу № 2.

Таблица 2.

№ :	Наименование данных	Размер или тип	Примечание
п/п :			
1 :	2	3	4

### 1. ОБЩИЕ ДАННЫЕ

1.	Длина самолета	33,11 м.	
2.	Размах крыла	38,00 м.	
3.	Высота самолета на стоянке при необжатых пневматиках	11,44 м.	
4.	Клиренс при стояночном обжатии шасси	0,73 м.	
5.	Стояночный угол самолета	1°30'	
6.	Прицельный угол атаки крыла при посадке и полном		

1:	2	3	4
	области амортизации главных ног шасси	12°30'	
7.	Расстояния от плоскости симметрии самолета:		
	- до оси внутреннего двигателя	4,715 м.	
	- до оси наружного двигателя	9,533 м.	
8.	Наименьшее расстояние от конца лопасти винта внутреннего двигателя:		
	- до борта фюзеляжа	0,66 м.	
	- до земли при стоянке	1,89 м.	
9.	Высота порога грузового пола над землей	1,414 м.	
10.	Расстояния от 25% САХ крыла:		
	- до 25% САХ ГО	16,03 м.	
	- до 25% САХ ВО	14,85 м.	
<u>II. ФЮЗЕЛЯЖ</u>			
I.	Длина	33,1095 м.	Габаритная с кормовой башней.
2.	В ы с о т а	4,50 м.	Габаритная с центропланом.
3.	Ш и р и н а	4,55 м.	Габаритная по обтекателям шасси.
4.	Диаметр фюзеляжа в цилиндрической части между шпангоутами 17-33	4,10 м.	
5.	Площадь миделя	14,07 м <sup>2</sup>	
6.	Удлинение	8,1	
7.	Объем герметических кабин:		
	- передней	18,5 м <sup>3</sup>	
	- кормовой	2,8 м <sup>3</sup>	
8.	Внутренние размеры грузовой кабины:		
	а/ объем	123,30 м <sup>3</sup>	
	б/ длина	13,50 м.	Между шпангоутами 13 - 43.
	в/ ширина по полу:		
	- между шпангоутами 13 + 25 и 30 + 43.	3,50 м.	
	- между шпангоутами 25 - 30	3,0 м.	
	г/ высота:		
	- между шпангоутами 13 - 25	2,50 м.	
	- между шпангоутами 25-30	2,40 м.	
	- между шпангоутами 30 - 43	2,60 м.	
9.	Размеры грузового люка:		
	-длина	7,659 м	
	-ширина между открытыми передними створками	3,100 м	
	-ширина по шпангоуту 59	2,620 м	
	-по оси шпангоута № 43 при снятых створках грузового люка	3,11 м	
10.	Объем грузовых помещений под полом - переднего	11,4 м <sup>3</sup>	
	- заднего	5,3 м <sup>3</sup>	
II.	Размер входной двери	800x1480 мм.	

I :	2	:	3	:	4
-----	---	---	---	---	---

Ш. К Р Н Л О

I. Размах:			
- крыла	38,014 м.		
- центроплана	4,60 м.		
2. Площадь / с надфюзеляжной частью/	121,73 м <sup>2</sup>		
3. Д л и н а:			
- средней части крыла	10,70 м		
- консольной части крыла	6,0073 м.		
4. Средняя аэродинамическая хорда	3,45 м.		
5. Хорды крыла:			
- в плоскости симметрии самолета	4,73 м.		
- по разьему с центропланом	4,362 м.		
- по разьему средней и консольной части крыла	2,65 м.		
- концевая	1,69 м.		
6. Удлинение крыла	11,85		
7. Сужение крыла	2,80		
8. Стреловидность крыла по линии 25% хорды	6°50'		
9. Поперечное У крыла / между плоскостями хорд центроплана и средней частью крыла/	+ 1°		
10. Угол установки крыла относительно оси фюзеляжа	+ 4°		
11. Профиль крыла:			
- на 0,5 м от плоскости симметрии самолета	C-5-18		
- по осям нервюр № 14	C-3-16		
- по концевым сечениям крыла	C-3-14		
12. Поперечное V крыла (между плоскостями хорд СЧК и съемной частью крыла)	- 3%		
13. Элероны:			
- длина	5,80 м.		
- хорда в % хорды крыла	31,00		
- общая площадь элеронов	7,84 м <sup>2</sup>	= 6,45%	Σ крыла
- площадь триммеров-сервокомпенсаторов (на левом и правом элеронах)	0,84 м <sup>2</sup>		
- площадь осевой компенсации в % от площади элеронов	29,00		
14. Закрылки (двухшелевые, выдвижные);			
- длина	10,96 м.		
- хорда в % хорды крыла	35,00		
- общая площадь	27,00 м.	22,2 %	Σ крыла
15. Пластинчатые элероны:			
- ширина одной пластины	0,56 м.		
- площадь максимально-выдвинутого пластинчатого элерона	0,13 м <sup>2</sup>		Двух пластин

1	2	3
---	---	---

IV. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ (ГО).

I.	Размах	12,196 м.	
2.	Площадь ГО с подфюзеляжной частью	26,95 м <sup>2</sup>	22,2% S крыла
3.	Площадь стабилизатора с подфюзеляжной частью	19,85 м <sup>2</sup>	73,6% S ГО
4.	Площадь руля высоты (РВ)	7,10 м <sup>2</sup>	26,4% S ГО
5.	Средняя аэродинамическая хорда ГО	2,39 м.	
6.	Хорды ГО:		
	- в плоскости симметрии самолета	3,284 м.	
	- концевая	1,165 м.	
7.	Удлинение ГО	5,5	
8.	Сужение ГО	2,82	
9.	Стреловидность ГО по линии 25% хорд	9°56'	
10.	Поперечное V ГО	0°	
11.	Угол установки стабилизатора относительно хорды крыла	- 4°0'	
12.	Осевая компенсация РВ в % площади РВ	29,00	
13.	Площадь триммеров РВ	0,78 м <sup>2</sup>	11,0% S РВ
14.	Профиль ГО	NACA-0012 мод.	

V. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ (ВО)

1.	Высота ВО над палубой фюзеляжа	5,83 м.	
2.	Высота съемной части ВС	4,52 м.	
3.	Площадь ВО (площадь трапеции без форкиля)	21,534 м <sup>2</sup>	17,7% S крыла
4.	Площадь киля	14,99 м <sup>2</sup>	69,6% S ВО
5.	Площадь руля направления (РН)	6,544 м <sup>2</sup>	30,4% S ВО
6.	Площадь форкиля	6,10 м <sup>2</sup>	5,01% S крыла
7.	Средняя аэродинамическая хорда ВО	4,05 м.	
8.	Хорды ВО (трапеции):		
	- на уровне палубы фюзеляжа	5,66 м.	
	- корневая (по отъему)	4,78 м.	
	- концевая	1,73 м.	
9.	Удлинение ВО (трапеции без форкиля)	1,58 м.	
10.	Сужение ВО (трапеции без форкиля)	3,27	
11.	Стреловидность ВО по линии 25% хорд	15°5'	
12.	Площадь триммера РН	0,268 м <sup>2</sup>	4,1% S РН
13.	Площадь пружинного сервокомпенсатора	0,446 м <sup>2</sup>	6,8% S РН
14.	Площадь осевой компенсации РН в % площади руля	32,00	
15.	Профиль ВО	NACA-0010-0012 мод.	

1 :	2	:	3 4	:	4
-----	---	---	-----	---	---

У I. Ш А С С И

1. Колея:
  - по наружным колесам 5,412 м.
  - по осям амортистоек 4,92 м.
2. База шасси 9,576 м.
3. Главные ноги:
  - число колес на каждой ноге 4.
  - колеса арочные, тормозные КТ-77У 1050 x 300 мм.
  - максимальный ход амортистоек 340,0 мм
  - стояночное обжатие амортистойки 220,0 мм
  - начальное давление в амортистойке 29,0 кг/см<sup>2</sup>
  - давление в пневматиках марки А50-7 6,5 кг/см<sup>2</sup>
4. Передняя нога:
  - число колес 2
  - колеса полубаллонные, нетормозные 900 x 300 мм К292/IV
  - максимальный ход амортистойки 410,0 мм
  - стояночное обжатие амортистойки 200,0 мм
  - начальное давление в амортистойке 17,0 кг/см<sup>2</sup>
  - давление в пневматиках 5,0 кг/см<sup>2</sup>
  - обжатие пневматиков на стоянке 40,0 мм.
  - угла поворота колес + 35°
5. Минимальный радиус разворота при рулежке 13,75 м.

ПРИМЕЧАНИЕ: отклонения элеронов, рулей, триммеров и закрылков см. таблицы на стр. 58, 59

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ-20М

№ : пп :	Наименование данных	Величина
1 :	2	3

1. Число оборотов двигателя:
  - а) на рабочих режимах 12300 ± 90 об/мин.
  - б) на режиме малого газа 10400 ± 200 об/мин.  
50
2. Взлетный - режим работы двигателя
  - а) эквивалентная мощность (Н=0,  
V = 0 м/сек, P=760 мм. рт. ст.  
t = + 15<sup>0</sup>С) 4250-25 э.л.с.
  - б) часовой расход топлива;

для двигателя АИ-20М

не более 1030 кг/час



3. Допустимое время непрерывной работы двигателя	
- на взлетном режиме	не более 15 мин. и не более 2,5% от ресурса двигателя.
на номинальном режиме	не ограничено, но не более 32% от ресурса двигателя.
- на крейсерских режимах	не ограниче- } В пределах
- на малом газе	но } ресурса
	30 мин. } работы
4. Приемистость двигателя /при переводе сектора газа плавно за 3-4 сек/	Не более 20 сек. на земле. Не более 10 сек. в полете
5. Сорта топлива - керосины	ТС-1 } Т-2 } ГОСТ 10227-62 Т-1 } и их смеси
6. Сорта масла	Смесь масел по объему: 75% трансформаторного масла по ГОСТ 982-56 или авиационное масло МК-8 по ГОСТ 6467-53 и 25% масла МС-20 или МК-22 по ГОСТ 1013-49 МС-20С по ГОСТ 9320-60.
7. Расход масла	Не более : 0,8 кг/час (двиг. АИ-20М )
8. Габариты двигателя:	
- длина	3095 мм
- ширина	893 мм
- высота	1106 мм
9. Сухой вес двигателя:	1040 ± 2% кг. (АИ-20М)

ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ-20М.

1. Часовой расход топлива на режиме взлета для условий $H = 0$ , $U = 0$ , $P_H = 760$ мм $t_H = +15^{\circ}C$ ,	более 1030
2. Максимально-допустимая температура газа за турбиной в $^{\circ}C$ :	
а) На взлетном режиме до $H=8000$ м	не более 510
свыше $H=8000$ м при $t_H \leq +15^{\circ}C$ .....	не более 540
б) На земле и в полете до $H=8000$ м на номинальном режиме .....	не более 475
3. Главный масляный насос:	
условное обозначение .....	ГМН-20М
4. Командно-топливный агрегат:	
условное обозначение .....	КТА-5В серии ОС-3

5. Регулятор оборотов:  
условное обозначение ..... Р-68ДК
6. Пусковые катушки  
условное обозначение ..... I КНИ-ПБ-Т
7. Обороты двигателя в момент отключения  
стартеров в мин ..... 5400-5900 (42+ 46)
8. Гарантийный срок службы двигателя  
до первой переборки ..... 3000 час.
9. Компрессор:  
Степень повышения давления на номинальном  
режиме ( $n=8000$  м и  $V=175$  м/сек.) ..... 9,2
10. Топливные форсунки:  
условное обозначение ..... Ю  
тип ..... центробежная,  
одноканальная
11. Давление топлива перед форсунками  
на взлетном режиме; кг/см<sup>2</sup> ..... не более 65
12. Прокатка масла через двигатель на  
номинальном режиме при температуре  
входящего масла  $80 \pm 5^{\circ}$  С, л/мин ..... не более 125
13. Производительность МИКМ при оборотах  
ротора двигателя 1200 об/мин, давления на  
входе  $3,5 \pm 0,1$  кг/см и температуре  $80 \pm 5^{\circ}$  С ..... при противодавлении  
90 кг/см<sup>2</sup> не менее  
12,5 л/мин.
14. Сухой вес двигателя не должен превышать,  
кг ..... 1040<sup>+2%</sup>

ЗАВИСИМОСТЬ РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЯ АИ-20М  
ОТ ПОЛОЖЕНИЯ УПРТ-2

при  $n = 0$ ;  $P_n = 760$  мм рт.ст.  $t_n = +15^{\circ}$ С;  $V = 0$

Режим двигателя	УПРТ-2	Эквивалентная лента (Э.Л.С)
вал.	98-105	4250-2%
ном:	$84 \pm 2$	3550
0,85 ном:	$72 \pm 2$	3020
0,75 ном.	$60 \pm 2$	2485
0,6 ном:	$52 \pm 2$	2130

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВИНТА АВ-68И.

1. Тип винта - левого вращения, тянущий, флюгерный с автоматическим изменением шага.
2. Диаметр винта в м. - 4,5 м.
3. Число лопастей - 4.
4. Аэродинамическая серия лопасти - серия четырехлопастных винтов АВ-68И с пересчетом на перекрытие  $K = 1,125$ .
5. Тип регулятора - Р-68ДК ( для двигателя АИ-20М)
6. Рабочие обороты винта:  
 $n_1 = 1075$  об/мин.  
 $n_2 = 908$  об/мин.
7. Обороты винта, при которых происходит фиксация лопастей центробежным фиксатором шага (ЦФШ), отрегулированные на следприспособлении - 1105+10 об/мин
8. Обороты расфиксации не менее 1100 об/мин.
9. Время ввода винта во флюгерное положение:  
а) на работающем двигателе - не более 10 сек.  
б) на неработающем двигателе - не более 20 сек.
10. Время автоматического ввода лопастей во флюгерное положение не более 10 сек.
11. Время вывода винта из флюгерного положения на неработающем двигателе:  
а) в полете - не более 10 сек.  
б) на земле - не более 25 сек.
12. Углы установки лопасти:  
а) углы минимального сопротивления вращению (угол запуска) -  $0^\circ$   
б) угол промежуточного упора -  $12^\circ$   
в) угол флюгера -  $83^\circ 30'$
13. Диапазон изменения углов установки лопастей -  $83^\circ 30'$
14. Вес винта без токоъемника ТС-4Д (ТС-5) и деталей установки обтекателя - кг 385 + 25

3. ДЕСАНТНО-ТРАНСПОРТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Десантно-транспортное оборудование самолета обеспечивает транспортировку войск и различных воинских грузов, воздушное десантирование войск с артиллерийской, инженерной и другой боевой техникой и перевозку больных и раненых.

Самолет оснащен десантно-транспортным оборудованием в зависимости от вариантов применения:

- сиденьями для размещения солдат;
- грузовыми трапами для погрузки техники;
- краем-балкой для погрузки тяжелых грузов;
- транспортером ТГ-12М для сброса груза;
- швартовочными узлами для крепления техники;
- лебедками ГЛ-1500ДП
- санстойками и санлентами с привязными ремнями;
- столиками для медработников и другим санитарным оборудованием.

Переоборудование самолета из одного варианта применения в другой может производиться силами обслуживающего техсостава и не требует специальных приспособлений и инструмента.

Десантирование и транспортировка войск, а также воинских грузов и боевой техники на самолете могут осуществляться путем:

- парашютного десантирования до 58 солдат;
- посадочного десантирования 93 солдат с вооружением;
- групповой и парашютной выброски воинских грузов в штатных парашютно-десантных тарах типа ПДММ-47, ПДУР-47 и ПДТМ-120 общим весом 9,9 тонн (включая вес транспортера
- парашютного десантирования боевой техники с сопровождающими расчетами, а также грузов согласно варианту загрузки;
- перевозки до 60 больных или раненых на унифицированных армейских носилках с сопровождающими медработниками (санитарный вариант).

Возможна перевозка 60 носилочных и 16 сидячих раненых с тремя сопровождающими медработниками и

- перевозка 40 носилочных и 45 сидячих раненых с тремя сопровождающими медработниками,

Для принудительного введения в действие парашютов при покидании десантниками самолета, в грузовой кабине установлены четыре троса диаметром 8 мм, к которым с помощью карабинов подсоединяются вытяжные фалы парашютов. После сброса вытяжные фалы убираются в фюзеляж с помощью механизма МВТ-300.

Парашютное десантирование людей и боевой техники производится в диапазоне скорости 300±400 км/час через грузовой люк.

В аварийных случаях парашютное десантирование солдат и боевой техники обеспечивается и на больших скоростях до крейсерской скорости включительно (Н=1000м, индикаторная скорость -500 км/час).

Групповая парашютная выброска воинских грузов в штатных парашютно-десантных тарах парашютное десантирование боевой техники осуществляется с помощью легкоъемного транспортера ТТ-12М через грузовой люк.

Погрузка воинских грузов, несамоходной артиллерийской и инженерной техники в самолет производится по приставным трапам с помощью двух электролебедок ПЛ-1500Д.

Самоходная техника погружается по трапам своим ходом.

Грузовые трапы перевозятся на самолете.

## Г Л А В А П

### АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

#### 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО АЭРОДИНАМИКЕ САМОЛЕТА

Аэродинамическая компоновка самолета выбрана с учетом требования получения наилучших летных данных при одновременном обеспечении удобства эксплуатации и надежности самолета.

Самолет имеет низкорасположенный фюзеляж с большим объемом грузовых кабин и высоко-корасположенное крыло и оперение. Низкое расположение фюзеляжа обеспечивает быстроту загрузки и разгрузки самолета при посадочном десантировании и улучшает условия сброса грузов при парашютном десантировании. Высокое расположение крыла и установленных на крыле двигателей предохраняет двигатели и воздушные винты от повреждения песком, мелкими камнями и другими предметами при эксплуатации самолета на неподготовленных аэродромах, что повышает безопасность полета и удлиняет срок службы силовой установки.

Высокое расположение крыла уменьшает дополнительное сопротивление, связанное с интерференцией крыла и фюзеляжа. Дополнительным преимуществом высокого расположения крыла являются более выгодные условия вынужденной посадки с убранными шасси как на сухопутный аэродром, так и на воду.

Крыло большого удлинения ( $\lambda = 11,85$ ), составлено из аэродинамических профилей С-5-18, С-3-16 и С-3-14, обладающих хорошими несущими свойствами с незначительным лобовым сопротивлением при высоких числах  $M$ , что обеспечивает малый коэффициент лобового сопротивления самолета ( $C_{x\min} = 0,035$ ) и высокое аэродинамическое качество ( $K_{\max} = 15$ ), необходимые для получения больших максимальной скорости и дальности полета.

Расположение более несущих профилей С-3-14 на концах крыла, а менее несущих С-5-18 в корневой части крыла обеспечивает получение хороших характеристик поперечной устойчивости и управляемости на больших углах атаки.

При такой компоновки крыла срыв потока при больших углах атаки начинается с центральной части крыла и постепенно распространяется к его концам. Благодаря этому самолет не имеет тенденции к сваливанию на крыло при срыве.

Крыло оборудовано двухщелевыми выдвижными закрылками большой площади, что обеспечивает получение относительно малой посадочной скорости самолета (210-250 км/час) и связанной с этим малой дистанции пробега при посадке.

Для дальнейшего сокращения пробега самолета при посадке предусмотрено также торможение воздушными винтами путем перевода их лопастей на малый угол установки.

Использование отклонения закрылков на  $25^\circ$  при взлете в сочетании с относительно малой удельной нагрузкой на крыло и значительным (порядка 20+25%) увеличением коэффициента подъемной силы за счет обдувки крыла винтами обеспечивает малую длину разбега при взлете.

Механизация крыла, система торможения винтами на посадке, автомат торможения колес и сравнительно невысокое давление в пневматиках позволяют получить хорошие взлетно-посадочные характеристики самолета и эксплуатировать его на грунтовых аэродромах.

Для улучшения маневренности самолета на земле предусмотрено управление носовым колесом шасси от педалей летчика.

Самолет обладает хорошими характеристиками устойчивости и управляемости на всем диапазоне скоростей и центровок.

Для уменьшения усилий на органах управления рули и элероны имеют большую аэродинамическую компенсацию, обеспечивающую приемлемые усилия на всех режимах полета при прямом знаке усилий (без перекомпенсации). Кроме того, на руле направления установлен кинематически связанный с рулем пружинный сервокомпенсатор, угол отклонения которого зависит от усилия на педалях (вступает в работу при усилиях на педалях более 15 кг).

На всех рулях имеются триммеры, а на элеронах - триммеры-сервокомпенсаторы, позволяющие сбалансировать самолет и снять усилия с органов управления на любых режимах полета; включая и полет при остановленных двух двигателях с одной стороны.

Наличие на самолете четырех двигателей само по себе обеспечивает высокую степень безопасности полета.

Для дальнейшего повышения безопасности полета предусмотрена система автоматического флюгирования винта в случае отказа на взлете (при  $N \geq 0,7$  ном), которая в дальнейшем будет заменена системой всережнего флюгирования, системой принудительного флюгирования винта и системой аварийного флюгирования.

Наличие этих систем обеспечивает возможность установки лопастей винта по потоку при любом случае отказа двигателя.

Горизонтальный полет при двух отказавших двигателях возможен на высотах до 5000 м.

При неудачном заходе на посадку с двумя неработающими с одной стороны двигателями и зафлюгированными винтами самолет имеет возможность уйти на второй круг.

Посадка самолета при двух зафлюгированных винтах с одной стороны незатруднительна. Поляры самолета и кривые  $C_y = f / \alpha /$  при различных числах  $M$ , убранных шасси и закрылках, а также взлетная и посадочная поляры изображены на фиг. 8, 9, 10.

II. ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

I. Максимальные и минимальные скорости полета

В таблице приведены значения максимальных скоростей и чисел M по высотам полученные при работе на максимальном /100° УПРТ/ и номинальном /84° УПРТ/ режимах четырех двигателей, и номинальном режиме трех двигателей, при среднем полетном весе 49000 кг.

Таблица 4.

H ст. м.	V <sub>max</sub> ст. км/час			M ст.		
	4 двигателя		3 двигателя	4 двигателя		3 двигателя
	100° УПРТ-2	84° УПРТ-2	84° УПРТ-2	100° УПРТ-2	84° УПРТ-2	84° УПРТ-2
0	520 <sup>x/</sup>	520 <sup>x/</sup>	-	0,424	0,424	-
2000	574 <sup>x/</sup>	574 <sup>x/</sup>	-	0,481	0,481	-
4000	637 <sup>x/</sup>	632	557	0,547	0,542	0,478
6000	679	654	564	0,596	0,574	0,496
8000	683	653	566	0,616	0,594	0,512
10000	640	625	-	0,595	0,580	-

На фиг. 11. показаны кривые максимальных и минимальных скоростей по высотам и кривые ограничения скоростей по высотам в стандартных условиях по скоростным напорам  $q_{max}$  и  $q_{max\max}$ , а также по числу M.

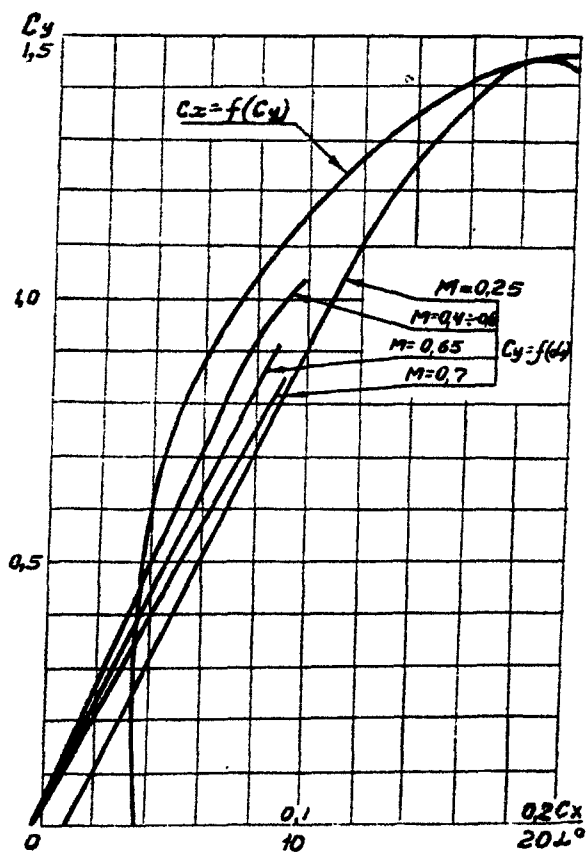
В таблице 5 приведены значения минимальных скоростей полета при различных углах отклонения закрылков, режимах работы четырех двигателей и положениях шасси.

Таблица 5.

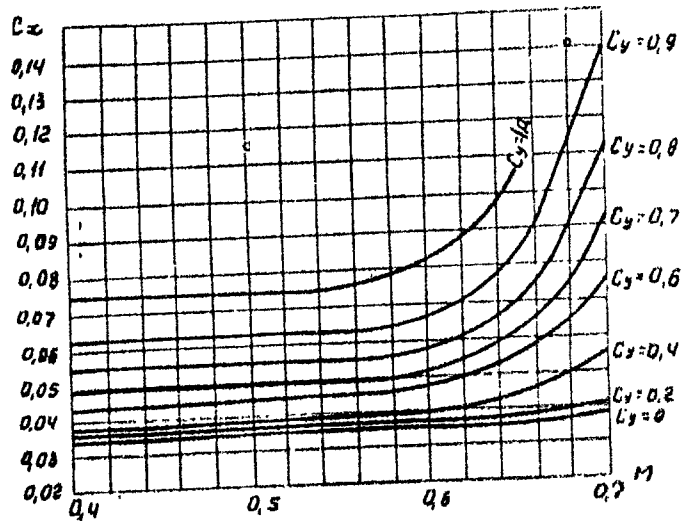
№ пп	Режим работы двигателя В УПРТ-2	Высота полета в м.	шасси	Закрылки град.	Полетный вес в кг	Скорость полета по приборам км/час
1.	20	4800	Убрано	0	49000	220
2.	84	5000	Убрано	0	48500	215
3.	20	4000	Выпущено	35	50250	152
4.	20	4500	Выпущено	25	49500	165

<sup>x/</sup> Из условия ограничения скорости по скоростному напору

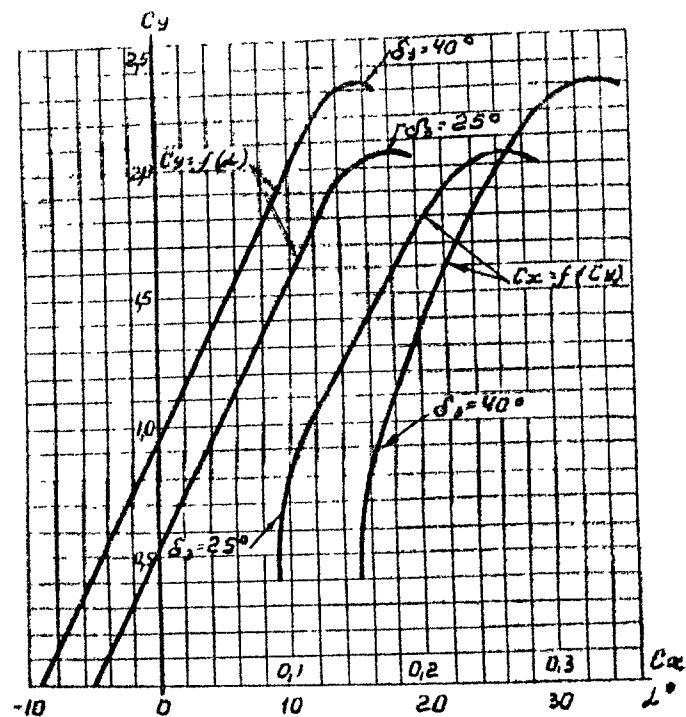
$$q_{max} = 1300 \text{ кг/м}^2, \quad V_{i3} = 520 \text{ км/час. индикаторной скорости у земли.}$$



Фиг. 8. Поляры самолета и кривые  $C_y = f(\alpha)$   
Закрылки и шасси убраны.  
(По результатам продувок моделей  
в трубах Т-ЮІ, Т-ЮБ ЦАГИ).

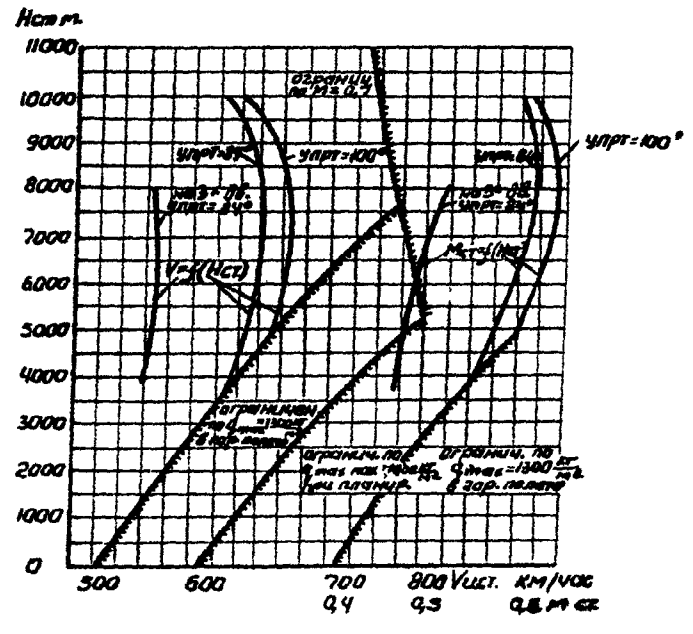


Фиг. 9. Зависимости  $C_x = f(C_y; M)$   
 Закрылки и шасси убраны.  
 (По результатам продувок  
 моделей в трубе 1-Ю6 ЦАГИ).



Фиг. 10. Поляры самолета и кривые  $C_y = f(\alpha)$   
 при взлетном и посадочном положениях  
 закрылков, шасси выпущено. (По резуль-  
 татам продувок моделей в трубе Т-Ю2 ЦАГИ).





Фиг. II. График максимальных скоростей и чисел М по высотам в стандартных условиях.

2. Дальность полета.

Максимальная практическая дальность полета самолета АЕ-12БК при взлетном весе 61000 кг. на высоте 8000-10000 м. с заправкой топлива 23600 кг (97% полной емкости топливных баков) с остатком топлива 1550 кг (на 1 час полета на режиме максимальной дальности на высоте 8000-10000 м) и равна 6450 км.

Наивыгоднейшими условиями полета на максимальную дальность являются:

- высота полета 8000-10000 м
- истинная скорость - 575 км/час ( $M = 0,538$ )
- километровый расход - 2,90 кг/км

При снижении высоты полета километровые расходы резко увеличиваются и максимальная дальность полета уменьшается.

3. Скороподъемность и потолок самолета

В таблице 6 приведены данные по скороподъемности и потолкам самолета для взлетных весов 51000 кг и 54000 кг при номинальном режиме работы четырех и трех двигателей.

Таблица 6

н ст м	$V_y$ м/сек			$t_{ст.}$ мин			$V_{пр.}$ км/час		
	4 двигателя		3 двигателя	4 двигателя		3 двигателя	4 двигателя		3 двигателя
	54 т.	51 т.	51 т.	54 т.	51 т.	51 т.	54 т.	51 т.	51 т.
Г	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	9,6	11,1	6,4	0	0	0	350		340
2000	8,9	10,3	5,6	3,6	3,1	5,6	350		340
4000	8,2	9,2	4,8	7,5	6,6	12,0	350		340
6000	6,5	7,7	3,5	12,1	10,3	20,1	350		330
8000	4,3	5,5	1,8	18,2	15,4	33,0	330		310
9800	2,6	3,7	0,5 xx/	24,5	20,0	54,0	316		296
10000	1,5	2,6	-	30,4	23,8	-	310		-
10500	0,5 <sup>xx/</sup>	1,8	-	38,6	27,4	-	305		-
11100	-	0,5 <sup>xx/</sup>	-	-	36,4	-	298		-

x/ Вунт неработающего двигателя во флажковом положении.

xx/ Практический потолок.

Практический потолок  $G_{взл.} = 56000$  кг - 9600 м - 300 м  
 Время набора высоты  $t$  (мин) при  $G_{взл.} = 56000$  кг

H = 8000 м. = 23,6 мин. + 1,2 мин.

H = 4000 м. = 8,5 мин. + 0,5 мин.

Таблица 6а

На 4 двигателях				На 3-х двигателях			
Нст.	$V_{уст.}$	$T_{ст.}$	$V_{пр.}$	Нст.	$V_{уст.}$	$T_{ст.}$	$V_{пр.}$
М	м/сек	мин	км/час	М	м/сек	мин.	км/час
0	7,1	0	360	0	3,9	0	350
1000	6,8	2,4	360	1000	3,7	4,4	350
2000	6,5	4,9	360	2000	3,5	9,0	350
3000	6,3	7,5	360	3000	3,25	14,0	350
4000	6,0	10,2	360	4000	2,6	19,8	350
5000	5,15	13,3	360	5000	1,7	27,8	350
6000	4,0	16,8	360	5800	1,05	37,4	342
7000	2,8	21,8	350	6000	0,85	41,0	340
8000	1,65	29,4	340	6400	0,5	51,0	336
8600	0,9	36,1	334	-	-	-	-
9000	0,5	45,7	330	-	-	-	-

На фиг. 12 и 13 показаны кривые вертикальной скорости и времени набора высоты для полетных весов 46000 кг ÷ 61000 кг до практических потолков, при работе четырех и трех двигателей на номинальном режиме (84° УПРТ-2)

4. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Взлетные данные самолета ( $\delta_z = 25^\circ$ )

Таблица II

$G_{взл.}$ (кг)	$V_{отр.}$ км/час	$L_{разб.}$ с грунта	$L_{разб.}$ с бетона
51000	213	950	715
54000	219	-	835

Длина взлетной дистанции (м.) до набора высоты 25 м.

$\delta_z = 25^\circ$   $G_{взл.} = 56000$  кг - 2100 м.

Скорость отрыва по прибору  $V_{пр.}$  (км/час)  $\delta_z = 25^\circ$  при

$G_{взл.} = 56000$  кг - 221 км/час

Длина разбега (м.)  $\delta_z = 25^\circ$  при  $G_{взл.} = 56000$  кг - 890 м.

Длина воздушного участка взлетной дистанции (до набора высоты 25 м) при взлетных весах 51 - 54 т. составляет 900 + 1200 м в зависимости от взлетного веса и от техники пилотирования.

На фиг. 14. приведены зависимости

$L_{разб.} = f(G)$

$V_{отр.} = f(G)$

Таблица № 11а

$G_{\text{взл.}}$ кг	$V_{\text{отр.}}$ км/час	$L_{\text{разб.}}$ с бетона (м)
61000	230	1230

на взлетной дистанции (до набора высоты 25 м) для  $G_{\text{взл}} = 61$  т  
 взлетает 2520 м  
 посадочные данные самолета ( $\delta_3 = 35^\circ$ )

Таблица № 12

$G_{\text{пос}}$ кг	$V_{\text{пос}}$ км/час	$L_{\text{проб.}}$ (м)
48000	210	800 + 960
53000	225	970 + 1100

Посадочные данные  $\delta_3 = 35^\circ$  при  $G_{\text{пос.}} = 52000$  кг при посадке на бетон:

Длина пробега - 900 - 950 м.

Посадочная дистанция - 2100 м.  $V_{\text{пос.}} = 226 - 230$  км/час.

Длина воздушного участка посадочной дистанции (с высоты 25 м до приземления) составляет 850 + 1100 м в зависимости от посадочного веса и от техники пилотирования.

Таблица 12а

$G_{\text{пос.}}$ кг	$V_{\text{пос.}}$ км/час	$L_{\text{проб.}}$ м.
50000	216	870
52000	226	900
58000	232	1125

Длина посадочной дистанции (с высоты 25 м) составляет:

для  $G_{\text{пос.}} = 50$  т - 1885 м

для  $G_{\text{пос.}} = 52$  т - 2100 м

для  $G_{\text{пос.}} = 58$  т - 2260 м.

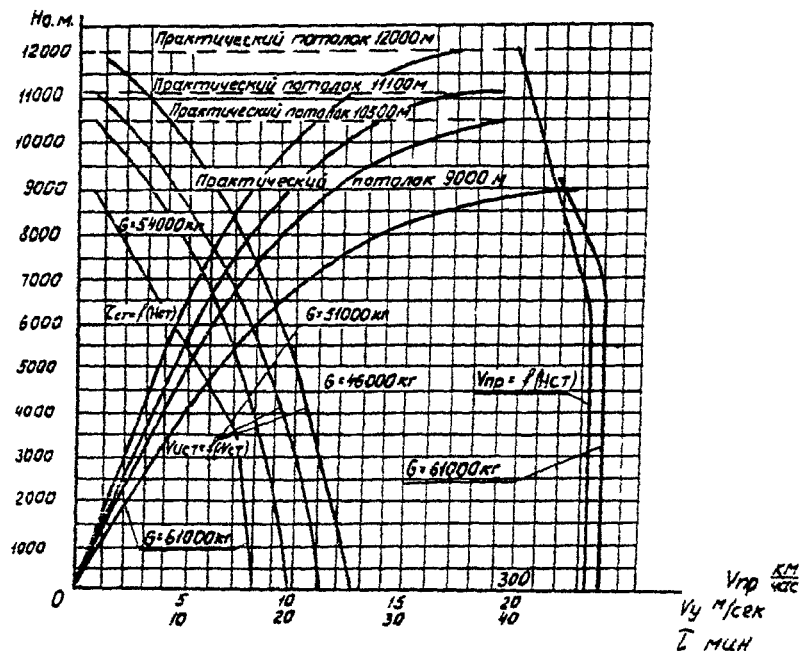
На фиг. 15 приведены зависимости

$$L_{\text{проб.}} = f(G)$$

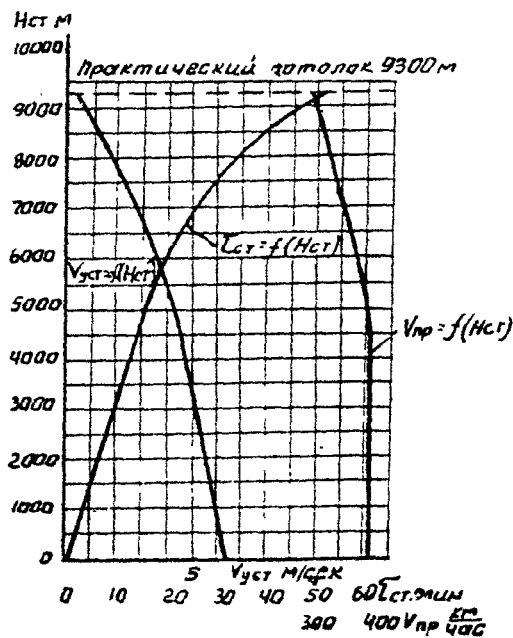
и  $V_{\text{пос.}} = f(G)$

На этом графике нижний предел длин пробега соответствует эффективному использованию тормозов колес на пробеге при максимальном сокращении времени начала торможения воздушными винтами после приземления.

Верхний предел длин пробега соответствует "нормальному" режиму торможения самолета, когда торможение колес осуществляется лишь в конце пробега при использовании торможения воздушными винтами.



Фиг. 12 График максимальных вертикальных скоростей, времени и скорости набора по высотам в стандартных условиях на номинальном режиме работы двигателей.



Фиг. 13. График максимальных вертикальных скоростей, времени и скорости набора по высотам в стандартных условиях на номинальном режиме при работе трех двигателей.

## 5. Устойчивость и управляемость самолета.

### 1. Продольная устойчивость и управляемость.

Продольной устойчивостью называется свойство самолета самостоятельно возвращаться к исходному режиму полета после устранения возмущения, нарушающего этот режим и изменяющего условия равновесия сил и моментов в плоскости симметрии самолета. Различают устойчивость по перегрузке, при определении которой рассматривают возмущение по углу атаки при постоянной скорости полета и переменной нагрузке, и устойчивость по скорости, при определении которой рассматривают возмущения по углу атаки при постоянной перегрузке и переменной скорости полета.

Основным фактором, определяющим продольную устойчивость самолета, как по перегрузке, так и по скорости, является центровка, т.е. координата центра тяжести относительно средней аэродинамической хорды (САХ), выражаемая в процентах САХ.

Центровка, соответствующая безразличному равновесию моментов, т.е. характеристикам самолета на границе устойчивости и неустойчивости, называется нейтральной центровкой. Зависимость нейтральной центровки самолета АН-12БК от скорости полета показана на фиг. 18, из которой видно, что нейтральная центровка по перегрузке составляет  $45 + 50\%$  САХ.

Диапазон эксплуатационных центровок самолета составляет  $16 + 32\%$  САХ.

Предельно-задняя центровка определяется условием наличия не менее  $10\%$  запаса устойчивости по перегрузке по отношению к нейтральной центровке и составляет  $32\%$  САХ.

Предельно-передняя центровка определяется возможностью получения посадочного угла атаки при отклонении руля высоты на  $20^\circ$  и составляет  $16\%$  САХ. Вторым условием, определяющим предельно-переднюю центровку, является величина усилия на штурвале управления при посадке, которое не должно превышать  $25$  кг. Это условие точно не выполняется, и усилие на штурвале при посадке с центровкой  $16\%$  САХ составляет  $45 + 50$  кг, что не препятствует эксплуатации самолета, так как необходимость посадки с такой центровкой очень редко встречается.

### 2. Боковая устойчивость и управляемость.

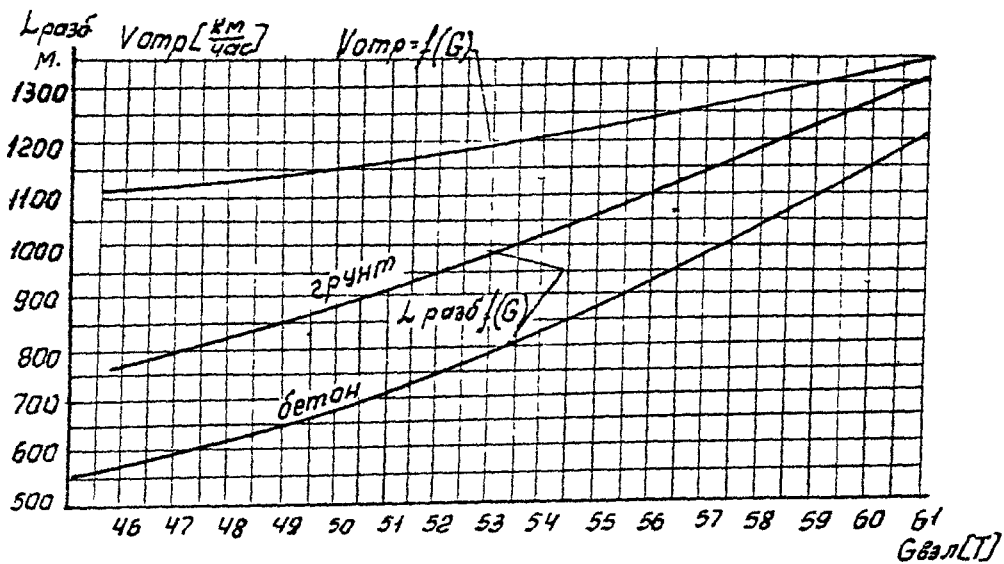
Характеристики боковой устойчивости и управляемости самолета определяют условия устранения случайных возмущений в полете по углу скольжения и крену, возможность парирования возмущений при взлете и посадке с боковым ветром и возможность парирования разворачивающих и кренящих моментов при одностороннем отказе двигателя.

Самолет АН-12БК обладает удовлетворительными характеристиками боковой устойчивости и управляемости, обеспечиваемыми достаточной площадью вертикального оперения, правильно выбранными поперечными  $V$  крыла ( $\varphi = +1^\circ$  у средней части крыла и  $\varphi = -3^\circ$  у консоли) и достаточной площадью органов управления.

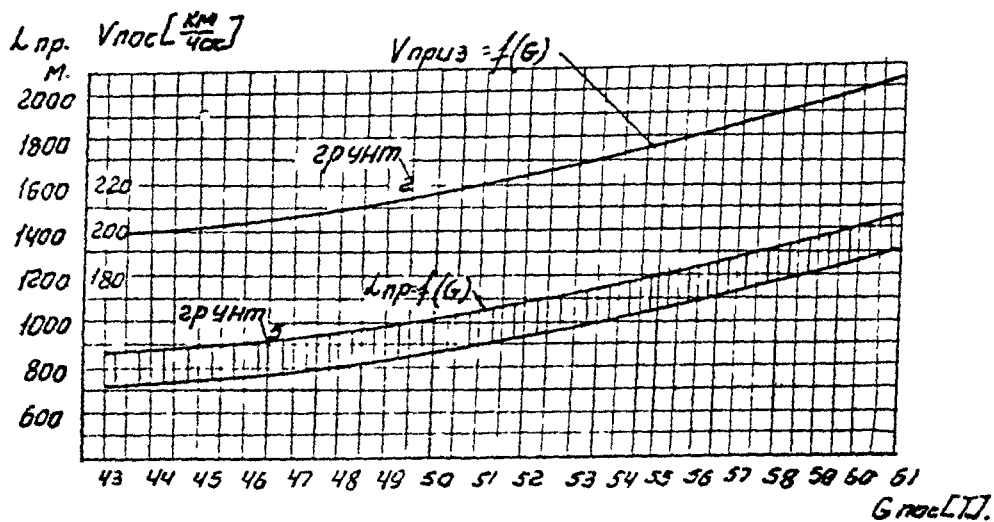
Для обеспечения устойчивости и управляемости самолета на земле в первой половине разбега при взлете и второй половине пробега при посадке, когда руль направления мало эффективен из-за низкой скорости, на самолете имеется управление передним колесом шасси от педалей летчиков.

Для взлета и посадки самолета с боковым ветром под углом  $90^\circ$  к линии ВПП устанавливается предельное значение скорости ветра —  $10$  м/сек. При необходимости отдельные взлеты и посадки могут выполняться опытным командиром корабля при боковой составляющей ветра до  $15$  м/сек.

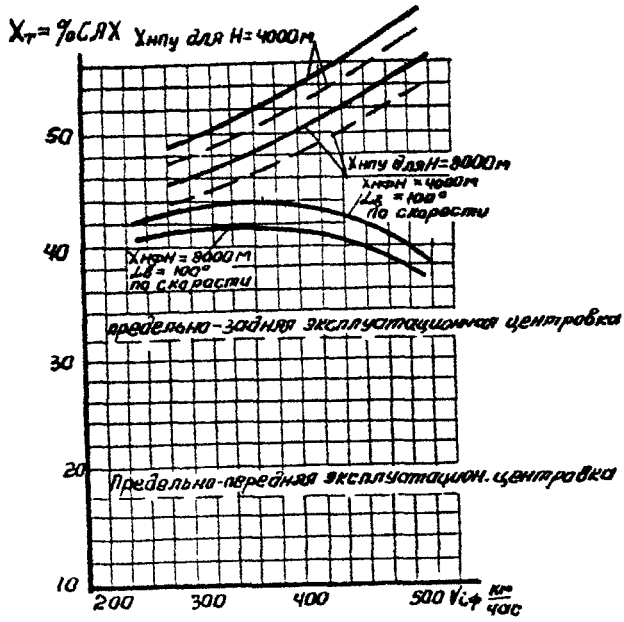
Самолет на всем диапазоне эксплуатационных центровок и полетных весов, на всех режимах работы двигателей и высотах полета обладает достаточными статической и динамической боковой устойчивостью.



Фиг. 14. График зависимости скорости отрыва и длины разбега от взлетного веса самолета.



Фиг. 15. График зависимости скорости приземления и длины разбега от посадочного веса самолета.

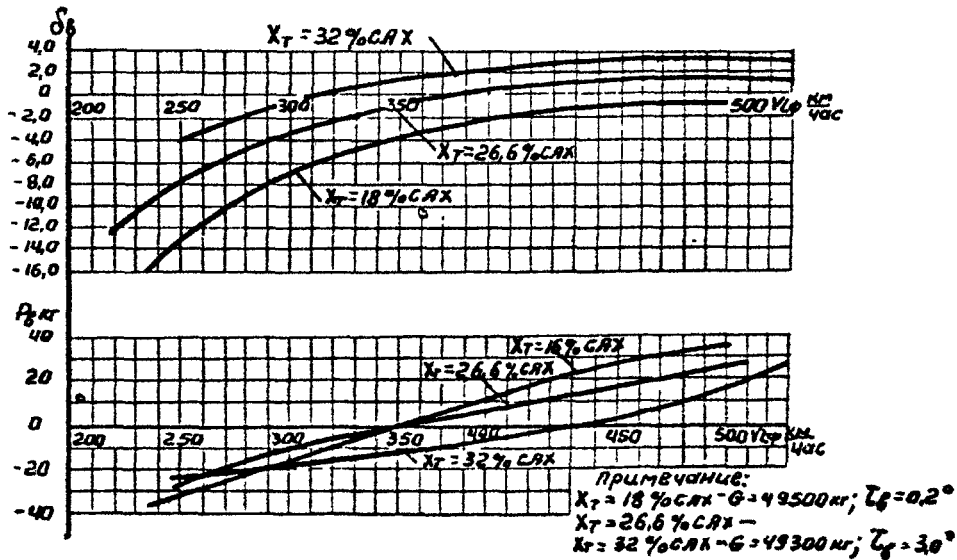


Фиг. 16. График изменения нейтральных центровок по перегрузке  $X_{нп}$  и скорости  $X_{нф}$  в зависимости от скорости полета для высот 4000 и 8000 м и положение предельно-задней и предельно-передней эксплуатационных центровок самолета

$X_{нп}$  - нейтральная центровка самолета по перегрузке;

$X_{нф}$  - нейтральная центровка самолета по скорости;

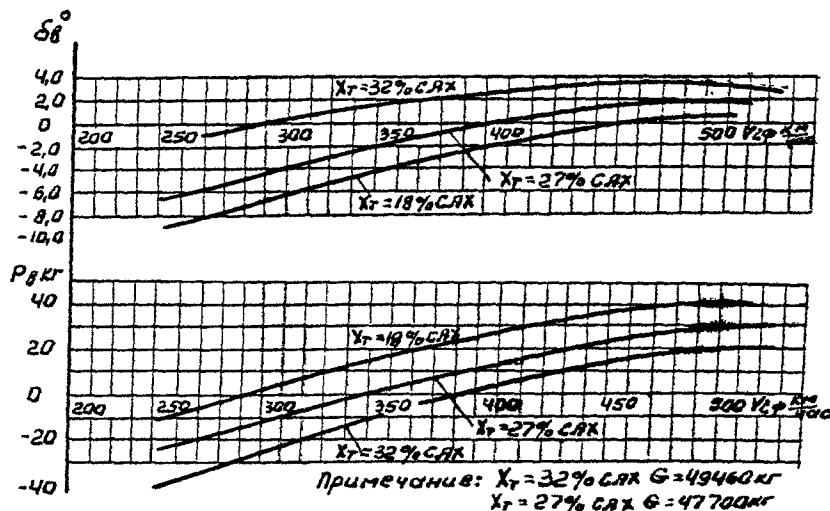
$L_B$  - режим работы двигателей в  $^\circ$  по УИРТ-2.



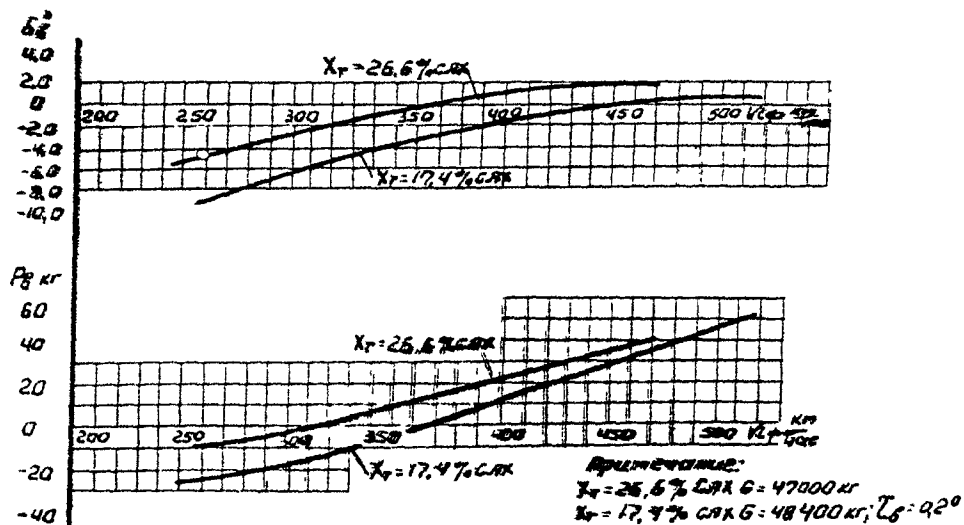
Фиг. 17. Балансировочные кривые  $\delta_B$  и  $P_B = f(V_i)$  для планирования прямолинейного полета без крена на режиме полетного малого газа.

(Шасси убрано;  $\delta_3 = 0$ ;  $H_{ср} = 4000 м$ ;  
 $L_B = 20^\circ$ ;  $0,2 N$  ном.)

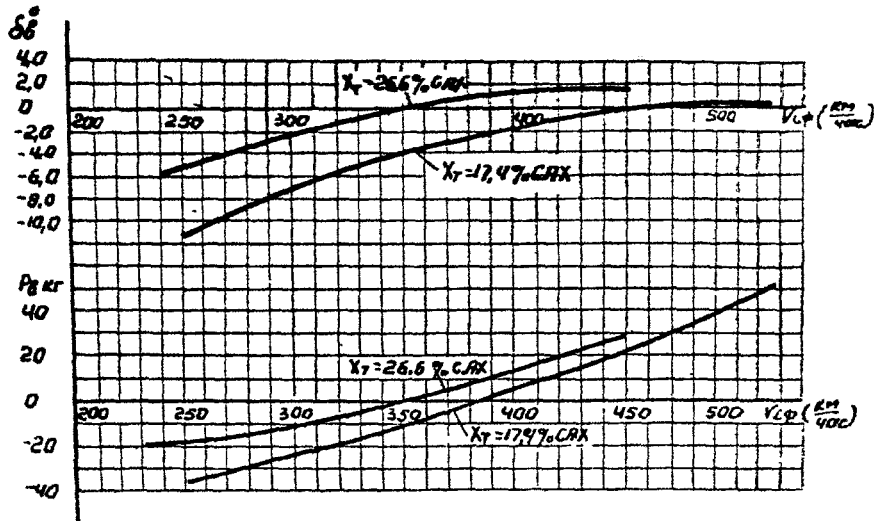




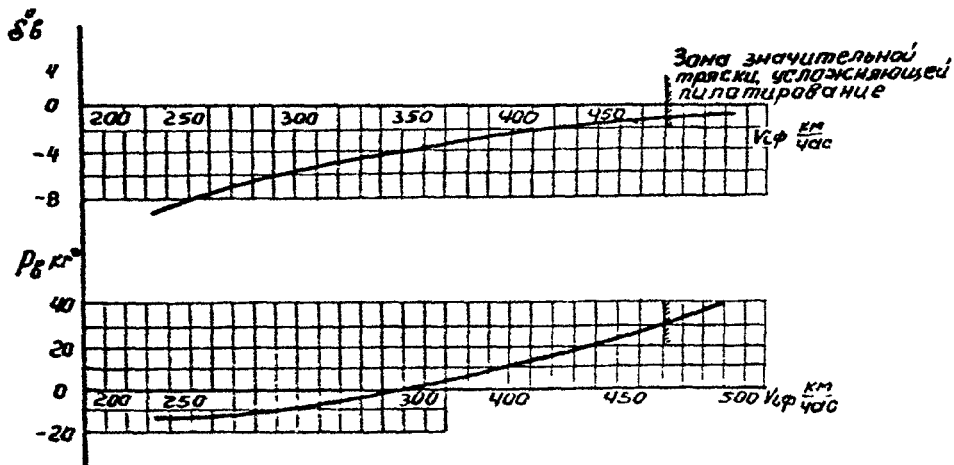
Фиг. 18. Балансировочные кривые  $\delta_{\delta}$  и  $P_B = f(V)$  (для прямолинейного полета без крена при взлетном режиме работы двигателей ( $\alpha_B = 100^\circ$ ; массы убрано;  $\delta_3 = 0^\circ$ ;  $H_{cp} = 4000 \text{ м}$ )



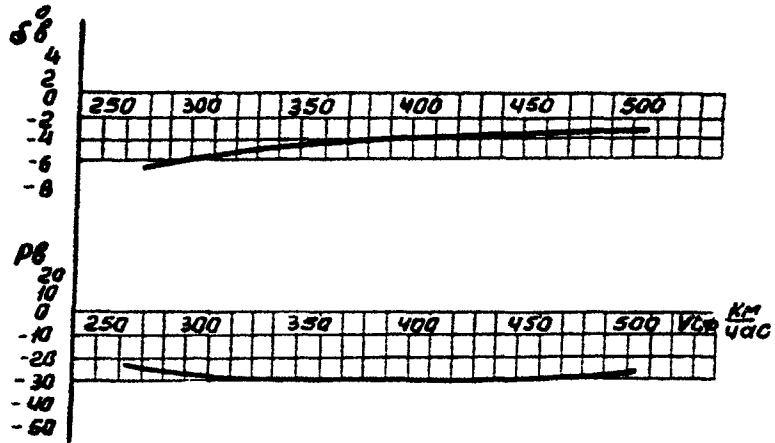
Фиг. 19. Балансировочные кривые  $\delta_{\delta}$  и  $P_B = f(V)$  для прямолинейного полета без крена на взлетном режиме работы двигателей ( $\alpha_B = 100^\circ$ ; массы убрано;  $\delta_3 = 0$ ;  $H_{cp} = 8000 \text{ м}$ )



Фиг. 20. Балансировочные кривые  $\delta_B$  и  $P_B = f(V_i)$  для прямолинейного полета без крена на режиме полетного малого газа ( $\alpha_B = 20^\circ$ ; режим 0,2 N ном; шасси убрано;  $\delta_B = 0$ ;  $H_{cp} = 8000$  м)



Фиг. 21. Балансировочные кривые  $\delta_B = f(V_i)$  и  $P_B = f(V_i)$  для режимов номинала /  $\alpha_B = 84^\circ$  / и полетного малого газа /  $\alpha_B = 20^\circ$  / с открытым грузовым люком. (Шасси и закрылки убраны;  $H_{cp} = 1000$  м;  $X_T = 27\% \text{ САХ}$ )



фиг. 22 Балансировочные кривые  $\delta_B$  и  $P_B = f/V_i$  для прямолинейного полета без крена с открытым люком стрелка-радиста для режимов 0,84 и 0,2 номинала.  
 Исходная балансировка с закрытым люком на  $V_{пр} = 390$  км/час;  
 $H_{ср} = 4000$  м.

На всех режимах и высотах полета самолет легко балансируется,

Полет при трех работающих двигателях (винт крайнего неработающего - во флюгерном положении) никаких затруднений для летчика не представляет.

Возможно продолжение полета на двух работающих с одной стороны крыла двигателях, а также уход на второй круг и посадка.

При отказах одного любого двигателя при разбеге; при отрыве от земли; при наборе высоты и в горизонтальном полете и при одностороннем отказе двух двигателей, расположенных на одной стороне крыла; при правильной технике пилотирования самолет сохраняет управляемость и устойчивость в полете и опасных положений не создает.

Боковая (колебательная) динамическая устойчивость оценивается по характеру и периодам затухания искусственно вызванных колебаний, кроме того сравниваются угловые скорости  $\omega_x$  и  $\omega_y$  относительно продольной /x/ и вертикальной /y/ осей.

Боковая динамическая устойчивость самолета характеризуется величинами  $M_{зат}$  и  $\chi$ . Первая из этих величин обозначает уменьшение амплитуды (затухания) колебаний угловой скорости крена и рыскания за один период колебаний.

Величина  $M_{зат}$  должна быть возможно больше для быстрого прекращения колебаний самолета при действии возмущений и для предотвращения раскачки самолета при полете в болтанку.

Величина  $\chi$  представляет собой отношение амплитуды угловой скорости крена к амплитуде угловой скорости рыскания при колебаниях самолета и должна находиться в определенных пределах для удобства пилотирования самолета, т.к. возмущения по крену сопровождаются движением рыскания и должны парироваться координированным отклонением элеронов и руля направления. По требованиям ВВС для самолетов Е класса характеристики боковой динамической устойчивости должны находиться в следующих пределах  $M_{зат} = 3$ ,  $\chi = 0 + 1,0$ .

фактически у самолета АН-12Б эти величины имеют несколько отличные значения:

$M_{зат} = 1,6 + 1,3$  и  $\chi = 1,5 + 1,7$ . Однако опыт летной эксплуатации и отзывы летчиков показывают, что самолет АН-12Б удобен в пилотировании, и поэтому указанные отклонения величин  $M_{зат}$  и  $\chi$  от нормы не являются недостатком самолета.

### 3. Крайние режимы полета

К числу крайних режимов полета относятся случаи отказа одного или двух двигателей с одной стороны самолета. В результате появляющейся при этом несимметрии тяги возникают значительные разворачивающие и кренящие моменты, для парирования которых требуются большие отклонения рулей и соответственно большие усилия на штурвале и педалях управления.

Величина несимметрии тяги зависит от положения винта отказавшего двигателя и от режима работы двигателя, симметрично отказавшему. При установке лопастей винта отказавшего двигателя во флюгерное положение сопротивление винта значительно меньше, чем при работе винта в режиме авторотации на упоре. Разворачивающий и кренящий моменты при работе двигателя, симметричного отказавшему на взлетном или номинальном режиме значительно больше, чем при работе на малом режиме.

На трех работающих двигателях с элеронированным винтом отказавшего двигателя самолет может совершить взлет, горизонтальный полет, развороты с креном  $15 \div 20^\circ$  и набор высоты при взлетном весе до 5000 кг. Практический потолок при полетном весе 5000 кг составляет 900 м.

С двумя неработающими двигателями и элеронированными винтами самолет может совершать горизонтальный полет, развороты с креном  $10 \div 15^\circ$  и набор высоты до практи-

ческого потолка 4750 м (при взлетном весе 47000 кг).

#### 4. Обеспечение безопасности полета

Наличие на самолете четырех силовых установок обеспечивает высокую степень безопасности полета.

Однако, особенности работы силовой установки с турбовинтовым двигателем и автоматическим винтом изменяемого шага заставляют предусматривать специальные системы флюгирования.

При отсутствии системы флюгирования регулятор винта отказавшего двигателя быстро устанавливает лопасти винта на промежуточный упор. В результате винт переходит в режим работы встречного двигателя (авторотации), отбирающего энергию у воздушного потока и расходуящую мощность на прокрутку ротора отказавшего двигателя. В этих условиях винт создает большее аэродинамическое сопротивление, называемое отрицательной тягой.

Для устранения возможности появления большой отрицательной тяги винта при отказе двигателя и связанных с отрицательной тягой разворачивающихся и кренящихся моментов на самолете предусмотрены следующие системы флюгирования воздушного винта.

1. Принудительный ручной ввод винта во флюгерное положение от флюгерного насоса после нажатия на кнопку флюгирования КФЛ-37М

2. Принудительный аварийный ввод винта во флюгерное положение от маслонасоса регулятора при подаче в регулятор гидросмеси из самолетной магистрали.

3. Автоматическое флюгирование винта путем включения флюгерного насоса по электрической команде от датчика автофлюгера двигателя в случае падения крутящего момента при работе двигателя на режимах от 0,7 номинальной мощности и выше до взлетного режима (взлетный автофлюгер).

4. Автоматическое флюгирование винта по гидравлической команде датчика на валу винта при появлении чрезмерной отрицательной тяги на всех режимах от полетного малого газа до взлета (автофлюгер по отрицательной тяге).

5. Автоматическое флюгирование винта путем включения флюгерного насоса по электрической команде от датчика двигателя при раскрутке турбины до предельно допустимых оборотов.

ПРИМЕЧАНИЕ: последние два вида флюгирования отключены на двигателе по бюллетеню № 55900172 (63).

#### 6. Летно-технические ограничения.

- Для самолета с усиленным центропланом крыла:
  - взлетный вес - 61000 кг<sup>X/</sup>
  - посадочный вес - 50000 кг

1а. Максимальный посадочный вес - 58000 кг

2а. Допустимые отдельные посадки с весом до 60000 кг

---

X/ В указанный вес не входит 500 кг топлива, заправляемого сверх нормы на стоянке, до взлета.

**ПРИМЕЧАНИЕ:** 1. Максимальная десантная нагрузка без снятия оборудования, устанавливаемого в счет десантной нагрузки, и за счет недозаправки топливом - 20000 кг

2. Максимально допустимые скорости полета определяются из условий:

- а) максимально допустимого числа  $M$  -  $M = 0,7$
- б) максимально допустимого скоростного напора (кратковременно, на планировании с ограниченной маневренностью)  $q_{maxmax} = 1800 \text{ кг-м}^2$   
Индикаторная скорость при этом  $V_{i max max} = 610 \text{ км/час}$
- в) Максимального скоростного напора в горизонтальном полете (без ограничения времени полета)  $q_{max} = 1300 \text{ кг/м}^2$   
Максимальная скорость при этом на номинальной мощности двигателей (84° УПРТ)  $V_{i max} = 520 \text{ км/час}$

На фиг. 23 показан график ограничения скорости полета по высотам из условий допустимых скоростных напоров и числа  $M$ .

3. Максимально допустимые скорости полета, независимо от положения шасси, с закрылками, выпущенными на угол:

$\delta_3 = 45^\circ$	$V_{пр} = 300 \text{ км/час}$
$\delta_3 = 35^\circ$	$V_{пр} = 300 \text{ км/час}$
$\delta_3 = 25^\circ$	$V_{пр} = 340 \text{ км/час}$
$\delta_3 = 0$ , шасси выпущены	$V_{пр} = 350 \text{ км/час}$

4. Максимальные положительные и отрицательные эксплуатационные перегрузки, в зависимости от полетного веса, по прибору, установленному на доске летчика (таблица № 13).

Таблица № 13

G кг	43000	45000	48000	50000	53000
$n_{max}^9$	2,57	2,51	2,42	2,39	2,35
$n_{min}^3$	-1,25	-1,23	-1,21	-1,19	-1,17

5. Положения центра тяжести самолета:

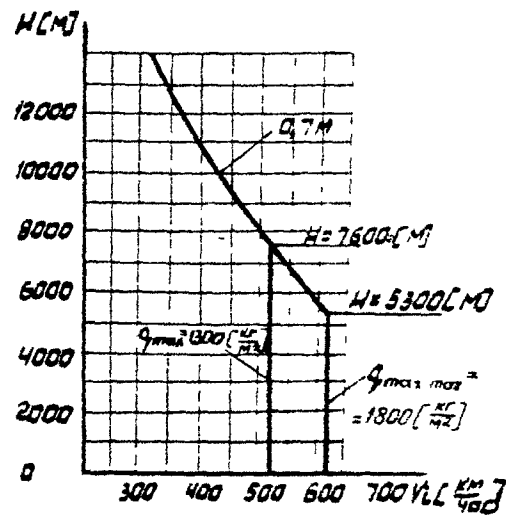
- предельно-переднее, допустимое (при посадке) -16% САХ
  - предельно-заднее, эксплуатационное -32% САХ
- Максимальные эксплуатационные перегрузки (по маневру)

Таблица № 13а

G кг	: 60000	: 56000	: 53000	: 50000	: 48000	: 45000	: 40000
$n_{max}^3$	-2,23	2,39	2,46	2,54	2,61	2,7	2,89

Предельно-передняя центровка для взлетных и посадочных весов свыше 56000 кг - 18% САХ.

х/ До особого указания наибольший угол отклонения закрылков  $35^\circ$ .



фиг. 23.

График ограничения скорости полета из условия допустимых скоростных напоров и  $M = 0,7$ .

Г Л А В А III

I. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

I. Весовые данные самолета

- |  |                        |
|--|------------------------|
| 1. Максимальный взлетный вес самолета  | - 61000 кг             |
| 2. Нормальный взлетный вес самолета  | - 54000 кг             |
| 3. Нормальный посадочный вес самолета  | - 50000 кг             |
| а/ Для 10% посадок посадочный вес<br>(из условий прочности колес)  | - 52000 кг             |
| б/ Допустимы отдельные посадки<br>с весом до   | - 53000 кг             |
| 4. Максимальная заправка топливом в крыле<br>( $\gamma = 0,775 \text{ кг/см}^3$ ), из них 500 кг<br>топлива используется на гонку и<br>рулежку, не входящие во взлетный<br>вес самолета. | - 14600 кг             |
| 5. Максимальный посадочный вес   | - 56000 кг             |
| 6. Допустимы отдельные посадки<br>с весом до   | - 60000 кг             |
| 7. Десантная нагрузка при $G_{\text{взл.}} = 61 \text{ т}$   | - 10050 кг             |
| 8. Вес пустого самолета (с ПНК и ПТВ).   | - 35720 кг $\pm 0,5\%$ |
| 9. Центровка $2\% \text{САХ} \pm 1\%$ .<br>Во взлетный вес самолета входит:  |                        |
| 10. Вес пустого самолета с оборудованием,<br>устанавливаемым в счет десантной на-<br>грузки (точнее указан в формуляре<br>самолета). Этот вес состоит из весов:                          | - 36130 $\pm 0,5\%$    |
| а/ Конструкции самолета:   |                        |
| 1. Фюзеляж.  |                        |
| 2. Крыло.  |                        |
| 3. Хвостовое оперение.   |                        |
| 4. Главные ноги шасси.   |                        |
| 5. Передняя нога шасси.  |                        |
| 6. Управлением самолетом.  |                        |
| 7. Гидросистема.   |                        |
| 8. Сиденья экипажа.  |                        |
| б/ Силовой установки:  |                        |
| 9. Двигатели АИ-20А или АИ-20М.  |                        |
| 10. Управление двигателями.  |                        |
| 11. Топливная система.   |                        |
| 12. Противопожарная система и система нейтрального газа.   |                        |
| в/ Оборудования:   |                        |
| 13. Аэронавигационное.   |                        |
| 14. Радиооборудование.   |                        |
| 15. Электрооборудование.   |                        |
| 16. Кислородное.   |                        |
| 17. Несъемное фотооборудование.  |                        |



г) Высотного оборудования:

- 18. Система кондиционирования воздуха.
- 19. Теплозвукоизоляция.
- 20. Герметизация люков.
- 21. Противообледенительная система крыла.
- 22. Отопление.

д) Десантного оборудования:

- 23. Боковые сиденья десантников в грузовом помещении.
- 24. Сиденья десантников в гермокабине.
- 25. Грузовые трупы без настилов в походном положении.
- 26. Боковые тросы принудительного открытия парашютов.

е) Стеклового и бомбардировочного вооружения.

- ж) Бронирования экипажа.
- з) Санитарного оборудования (несъемного)

и) Оборудования комфорта:

- 27. Облицовка внутренняя.
- 28. Потолок.
- 29. Шторы на окнах в грузовой кабине.
- 30. Коврик в кабине штурмана.
- 31. Окантовка окон.
- 32. Бортестения.

к) Бытового оборудования (огнетушители, аптечки)

л) Несливаемых остатков топлива и масла:

масла - 125 кг<sup>2</sup>

- 1. Экипаж в составе 6 человек с парашютами - 540 кг
- 2. Топливо (полная заправка  $\gamma = 0,775$ ) в крыло и подпольные баки - 22066 кг

ПРИМЕЧАНИЕ: Без учета 500 кг топлива, дополнительно заправляемого для запуска, гонки и ружьки перед взлетом.

- 3. М а с л о - 338 кг
- 4. Боезапас - 200 кг
- 5. Кислород - 32 кг
- 6. Боргнаек - 30 кг

III. Максимальная десантная нагрузка за счет недозаправки топливом и без снятия оборудования, устанавливаемого на самолете в счет десантной нагрузки. - 20000 кг

ПРИМЕЧАНИЕ: Нормальный боезапас считается - 193 кг  
Дополнительный боезапас - 83 кг  
берется в счет десантной нагрузки.

Вес пустого самолета в формуляре дается с учетом оборудования, устанавливаемого в счет десантной нагрузки, состоящим из весов:

- а) аварийной станции Р-85 I - 20 кг
- б) санитарного оборудования:
  - 1. Столики медработника 3 шт. - 4,9 кг.
  - 2. Бак питьевой 1 шт. - 3,820 кг.

- в) баллонов для газообразного кислорода 12 шт. - 210 кг
- г) турбогенератора ТГ-16М, - 220 кг
- д) радиокompаса АРК-11 №2 и проблескового маяка ОЗС-611 - 70 кг

II. Центровочные данные самолета

I. Центровка пустого самолета

Центровка пустого самолета

(с оборудованием, установленным в счет десантной нагрузки) - 24± 1%САХ

ПРИМЕЧАНИЕ: в эксплуатации центровка самолета определяется с помощью центровочной линейки.

2. Метод теоретического определения центровки самолета

1) Принятые системы координат и положение средней аэродинамической хорды.

Основная система координат ХОУ:

- начало координат, точка пересечения оси шпангоута 25 со строительной горизонталью самолета;
- ось Х направлена назад по строительной горизонтали;
- ось У направлена вверх от строительной горизонтали.

Крыльевая система координат  $X_0OY_0$  :

- начало координат совпадает с началом САХ;
- ось  $X_0$  направлена вдоль САХ;
- ось  $Y_0$  направлена вниз перпендикулярно САХ.

Положение САХ показано на фиг. 24

2. Расчет центровки

Подробные теоретические расчеты взлетных, полетных и посадочных центровок, а также пересчет центровки пустого самолета при снятии или установке нового оборудования производится в следующем порядке:

а) Заполняется таблица по форме:

№№: пп:	Наименование весовых объектов	PX кг.м	X м	P кг	Y м	PY кг.м.
:	:	:	:	:	:	:

Принятые обозначения:

- P - вес устанавливаемого или снимаемого объекта;
- X, Y - координаты его центра тяжести в основной системе координат;
- PX, PY - статические моменты весового объекта, относительно принятой системы координат.

б) Суммируются моменты PX, PY и веса.

в) Определяются координаты центра тяжести самолета  $X_T$  и  $Y_T$ , в основной системе координат.

$$X_T = \frac{\sum P \cdot X}{\sum P} \quad Y_T = \frac{\sum P \cdot Y}{\sum P}$$

г) Определяются координаты центра тяжести самолета  $X_{T0}$  и  $Y_{T0}$  в крыльевой системе координат.

$$X_{T0} = X_T - X_B + y_{T0} \cdot \operatorname{tg} \alpha$$

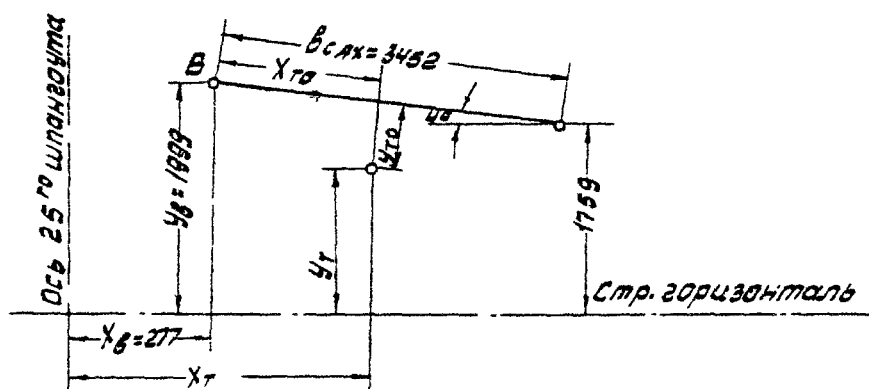
$$y_{T0} = y_B - y_T - (X_T - X_B) \cdot \operatorname{tg} \alpha$$

где:  $X_B, y_B$  - координаты носка САХ, в основной системе координат:

д) Определяется центровка самолета в % САХ  $\bar{X}_{T0}$  и  $\bar{y}_{T0}$

$$\bar{X}_{T0} = \frac{X_{T0}}{B_{САХ}} \cdot 100\% \quad \bar{y}_{T0} = \frac{y_{T0}}{B_{САХ}} \cdot 100\%$$

где  $B_{САХ}$  - средняя аэродинамическая хорда.



Фиг. 24. Положение средней аэродинамической хорды.

### III. ДАННЫЕ ПО ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА

Самолет по своему назначению является **неманевренным** и по классификации самолетов в нормах прочности 1953 г. отнесен к классу "В" тип I3 и I4 (пасажирские, транспортные, десантные самолеты).

Прочность самолета в полетных случаях обеспечена для максимального полетного веса 60000 кг, что соответствует максимальному взлетному весу 61000 кг., за вычетом веса топлива на взлет и набор высоты до 4000 м. и разгон до расчетной скорости ( $\Delta G = 1000$  кг).

Прочность самолета в посадочных случаях обеспечена для веса 58000 кг.

Максимальная эксплуатационная перегрузка  $n_{max}^3 = 2,23$

Минимальная (отрицательная) эксплуатационная перегрузка  $n_{min}^3 = 1,18$

В расчете прочности приняты следующие значения скоростных напоров:

1. Максимальный скоростной напор длительного горизонтального полета  $q_{max} = 1300$  кг/м<sup>2</sup>, что соответствует полету на номинальной мощности без ограничения времени с  $V_{инд.}$  допустимой равной 520 км/час.

2. Максимальный скоростной напор планирования  $q_{max\ max} = 1800$  кг/м<sup>2</sup>, который ограничивается принятым максимальным значением числа  $M = 0,7$  и  $V_{инд.\ max}$ , равной 610 км/час.

Максимально допустимая индикаторная скорость полета с выпущенными закрылками на  $\alpha_3 = 35^\circ$   
 $V = 300$  км/час.

Максимально допустимая индикаторная скорость при выпущенном шасси и убранных закрылках  $V = 350$  км/час.

Максимально допустимая индикаторная скорость с выпущенными закрылками на  $25^\circ$   
 $V = 340$  км/час.

Для обеспечения возможности эксплуатации с грунтовых аэродромов самолет снабжен пневматиками низкого давления (5,0 + 6,5 кг/см<sup>2</sup>), и прочность шасси обеспечена при максимальной неравномерности нагружения колес, предусмотренной нормами прочности (0,7 + 0,3).

В расчете прочности принята максимальная эксплуатационная перегрузка в центре тяжести самолета при посадке  $n_E^3 = 2,5$ .

Кабины экипажа и стрелка загерметизированы и обеспечивают эксплуатационный избыток давления 0,4 кг/см<sup>2</sup>

Грузовой пол самолета и швартовочные узлы обеспечивают транспортировку грузов и боевой техники весом до 15 т.

Г Л А В А IY

НИВЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Нивелировочно-регулирующий чертеж самолета дан на фиг. 25

При нивелировании надо соблюдать следующее:

1. Нивелировочные точки на крыле, фюзеляже и оперении ставить на нижних поверхностях, точки засверливаются и обводятся красной краской в виде кружочков диаметром 10 мм.

2. Ось самолета в плане строить через точки № 2 и 4.

Отклонение точек 1 и 6 от оси, проходящей через точки 2 и 4:

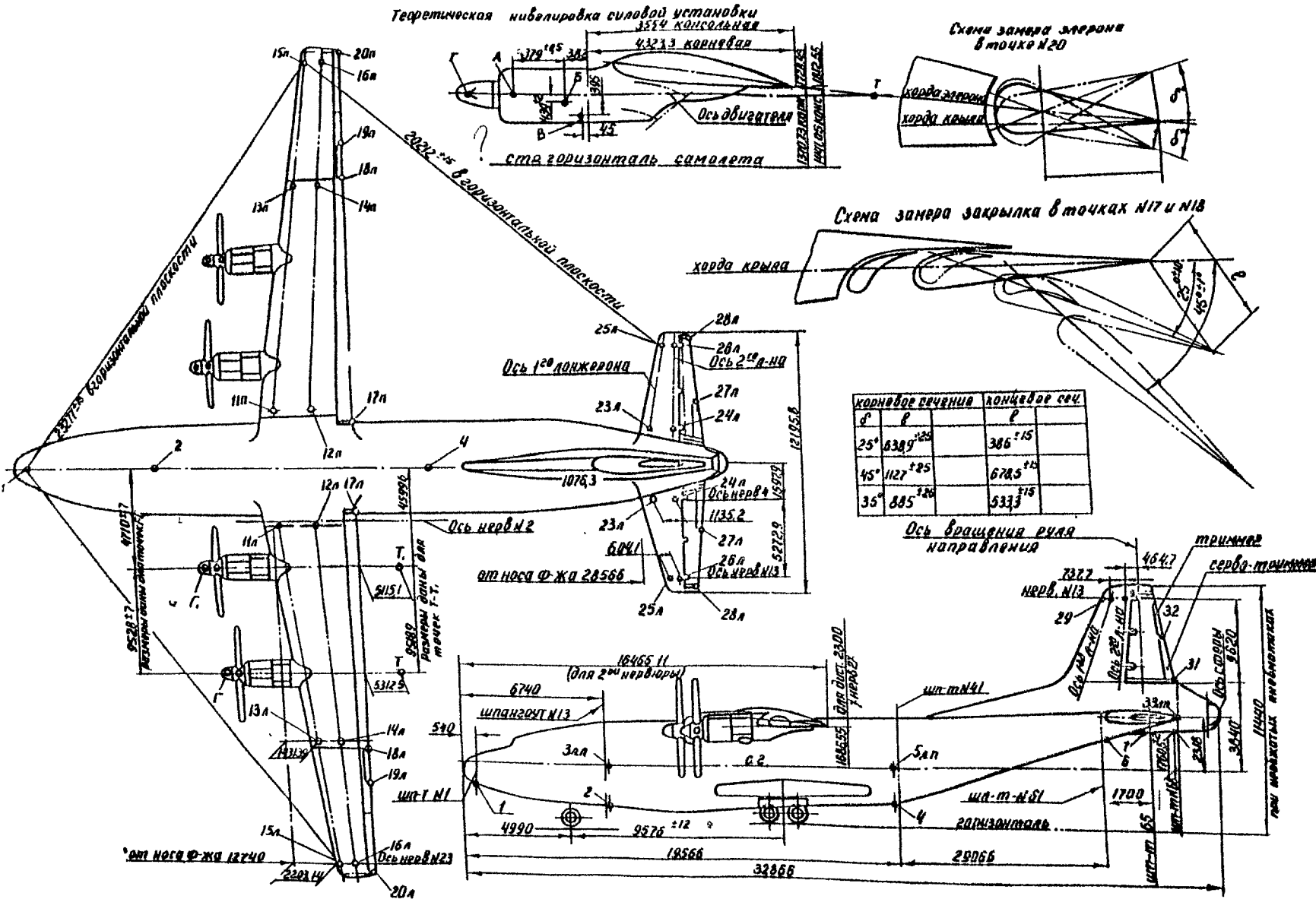
- точки 1 не более 3 мм; точки 6 не более 6 мм.

Таблица нивелировочных замеров без учета и с учетом  
веса конструкции и двигателей.

Таблица № 16

Цель замера	Наименование замера мм	Размеры без учета веса конструкции и двигателей мм	Размеры с учетом веса конструкции и двигателей мм
1	2	3	4
Установка ф-1 в линию полета	Превышение точки 1 над 2	995,4 ± 2	995 ± 3
Установка ф-2 в линию полета	Превышение точки 4 над 2	210,9 ± 2	210 ± 3
Установка ф-3 в линию полета	Превышение точки 6 над 4	3172,4 ± 2	3170 ± 3
Установка ф-5 в линию полета	Превышение точки 8 над 7	139,5 ± 2	139 ± 3
Установка фюзеляжа	Превышение точки 6 над 1	2386,9 ± 2	2387 ± 2
	Превышение точек 5 л над 5п и 3 л над 3п	0 ± 2	0 ± 2
Установка крыла	Превышение точки 11 над 12	139,9 ±	140 ± 4
	Превышение точки 13 над 14	74,3 ± 3	70 ± 4
	Превышение точки 15 над 16	47,6 ± 4	45 ± 4
Поперечное V крыла	Превышение точки 13 над 11	196 ± 4	135 ± 10

		1	2	3	4
					Разность между левым и правым замерами допуск. не более 8 мм $219 \pm 6$
Установка стабилизатора	Превышение точки I3 над I5		$180 \pm 4$		Допускается $224 \pm 6$ с разностью размеров между правым и левым замерами не более 12 мм
	Превышение точки I3 л над I3п		$0 \pm 2$		$0 \pm 2$
	Превышение точки 24 над 23		$50,5 \pm 3$		$50 \pm 3$
	Превышение точки 26 над 25		$26,9 \pm 3$		$27 \pm 3$
Поперечное	Превышение точек 26 л над 24 л и 26 п над 24 п		$50,04 \pm 2$		$49 \pm 2$
	Превышение точки 25 л над 25 п		$0 \pm 3$		$0 \pm 3$
стабилизатора					
Установка самолета в линию полета	Превышение точки 6 над I		$2386,9 \pm 2$		$2387 \pm 2$
	Превышение точки I3л над I3п		$0 \pm 2$		$0 \pm 2$
	Превышение точки IIл над II п		-		$0 \pm 2$
	Превышение точки I5л над I5п		-		$0 \pm 8$



Фиг. 25. Нивелировочно - регулировочный чертёж самолета.

Таблица замеров отклонений элеронов, рулей и триммеров

Наименование органов управления	Отклонения в градусах		Отклонения в мм.	
	вверх	вниз	вверх	вниз
1	2	3	4	5
Элерон замер в точке № 20	$25^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$15^{\circ} \pm 2^{\circ}$ $1^{\circ}$	$164,5 \pm 6,5$	$99,5 \pm 6,5$
Триммер элерона замер в точке № 19	$6^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$6^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$21 \pm 3,5$	$21 \pm 3,5$
Сервокомпенсатор элерона замер в точке № 19	$9^{\circ} \pm 1^{\circ}$ $45'$	$16^{\circ} \pm 1^{\circ}$ $40'$	$32,5 \pm 3,5$	$54,5 \pm 3,5$ $5,5$
Руль поворота, начало обжатия пружинной тяги, замер в точке № 31	влево $15^{\circ} \pm 1^{\circ}$	вправо $16^{\circ} \pm 1^{\circ}$	влево $410 \pm 25$	вправо $410 \pm 25$
Руль поворота, максимальное отклонение, замер в точке № 31	$25^{\circ} - 1^{\circ}$	$25^{\circ} - 1^{\circ}$	$638 \pm 25$	$638 - 25$
Триммер руля поворота замер в точке № 32	$18^{\circ}30' \pm 1^{\circ}$ $14^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$18^{\circ}30' \pm 1^{\circ}$ $14^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$51 \pm 4$ $39 \pm 4$	$51 \pm 4$ $39 \pm 4$
Сервокомпенсатор руля поворота замер в точке № 31	$13^{\circ}30' \pm 1^{\circ}$	$13^{\circ}30' \pm 1^{\circ}$	$51,2 \pm 4$	$51,2 \pm 4$
Руль высоты замер в точке № 28	$28^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$15^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$149 \pm 5,5$	$80 \pm 5,5$
Триммер руля высоты замер в точке № 27 (троссовое управление)	$12^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$12^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$32,9 \pm 3,5$	$32,9 \pm 3,5$
Начало выхода пластинчатого элерона при отклонении элерона на	$3^{\circ} \pm 1^{\circ}$ $30'$			$20 \pm 3,5$ $6,5$
Полный выход пластинчатого элерона $140 \pm 5$				



Таблица замеров отклонений зактылков.

Вид отклонений	Отклонения в градусах		Отклонения в мм	
	левый	правый	левый	правый
Взлетный угол			<u>Концевое сечение:</u>	
$25^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$25^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$25^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$638,9 \pm 25$	$638,9 \pm 25$
			<u>Концевое сечение</u>	
	$25^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$25^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$386 \pm 15$	$386 \pm 15$
Посадочный угол			<u>Концевое сечение</u>	
$35^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$35^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$35^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$885 \pm 25$	$885 \pm 25$
			<u>Концевое сечение:</u>	
	$35^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$35^{\circ} \pm 1^{\circ}$	$533,3 \pm 15$	$533,3 \pm 15$



## Г Л А В А У

### БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ САМОЛЕТА

Бытовое оборудование, включающее в себя сидения экипажа, туалеты, шторы на фонари и окна кабины, светофильтры, декоративную облицовку, вешалку для одежды, электрокофеварку ЭКВ-3, термосы, пепельницы и сумки бортпайка, обеспечивает нормальные условия работы экипажа при длительном полете на разных высотах.

Две вешалки с пятью крючками слева и тремя крючками справа установлены на шпангоуте № 13 в кабине сопровождающих груза.

Светомаскировочные занавески на окнах кабин выполнены из знаменного фая, перемещаются вдоль окон по направляющим профилям.

Для ограничения хода занавесок имеются специальные заглушки.

У всех членов экипажа имеются пепельницы: у штурмана - на стенке шпангоута № 4 слева; у летчиков - на моторных пультах; у радиста - на правом мостике пилота, на этажерке под аппаратуру электрооборудования; у стрелка - на кислородном шитке по правому борту.

Термосы емкостью 1 л. размещены: три - в передней кабине между 7 и 8 шпангоутами на левом борту; один - на стенке шпангоута № 4 со стороны штурмана; один - в кабине стрелка на стенке 68-го шпангоута.

На 9 шпангоуте в кабине расчета установлена электрокофеварка ЭКВ-3, емкостью 14 литров, предназначенная для варки кофе и кипячения питьевой воды. Электрокофеварка представляет собой прямоугольный бак с двойными стенками, между которыми помещена теплоизоляция из стекловаты.

На передней стенке расположено водомерное стекло и край для слива жидкости. Внутри бака расположено специальное приспособление для варки кофе, которое при кипячении воды снимается. На кронштейнах крепления электрокофеварки установлен съемный сливной бачок для улавливания капель жидкости из крана.

Аптечки: одна - в кабине штурмана между 3 и 4 шпангоутами у правого борта; три - в кабине летчиков; две - на левом борту, одна на правом борту между 7 и 8 шпангоутами; одна - в кабине стрелка.

Сумки бортпайка: четыре - в передней кабине и одна - в кабине стрелка.

В передней кабине расположены: одна - на правом борту на боковой стенке мостика пилота, две - на стенке двери шпангоута 9 со стороны пилотов, одна - на задней стенке мостика левого летчика.

На 13 шпангоуте в кабине сопровождающих груза установлена полка для головных уборов членов экипажа.

На 9-ой перегородке слева от двери в кабине пилотов, для защиты тросов управления, установлен защитный штампованный кожух из ДИБАТ вместо силового кожуха.

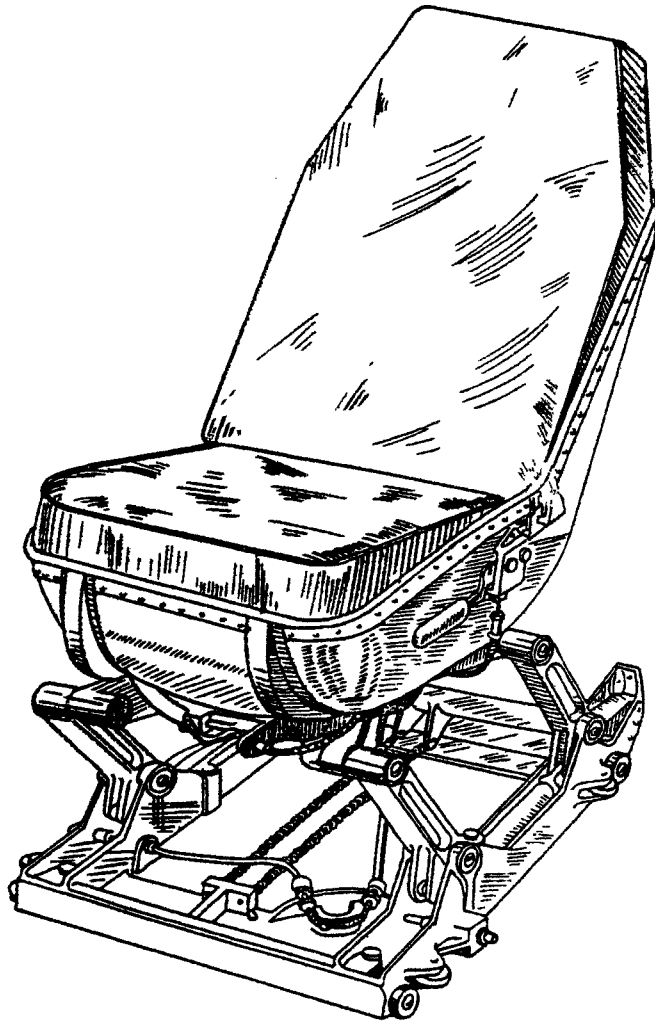
### КРЕСЛА ЭКИПАЖА

#### Кресло штурмана

Кресло штурмана (фиг.26) роликами установлено в направляющих рельсах, расположенных на полу кабины под углом  $10^{\circ}$  к продольной оси самолета между шпангоутами № 1 и № 4.

По этим рельсам осуществляется продольное перемещение кресла с ходом в 300 мм, а также поворот относительно вертикальной оси влево на угол  $150^{\circ}$  и вправо на угол  $15^{\circ}$  перемещение по высоте 105 мм с фиксацией на 4 положения.

Этим обеспечивается удобство работы с приборами при переднем положении кресла, работы за столом, расположенным у левого борта, а также выход из кабины штурмана - при заднем положении кресла при смещении его вправо.



Фиг. 26. Кресло штурмана.

Кресло состоит из сиденья со спинкой и каретки. Чашка сиденья со спинкой штампованы заодно из листа магниевого сплава и усилены дуралюминовыми штампованными профилями П-образного сечения; кромки чашки и спинки окантованы пресованным бульбопрофилем. К штампованным профилям закреплено кольцо, с которым посредством восьми болтов соединена крестовина чашки.

Чашка закреплена на каретке с помощью шарикового подшипника, состоящего из двух дисков и шариков между ними. Верхний диск со стопором механизма поворота закреплен на кронштейне чашки. Нижний диск, по внешнему контуру которого имеется зубья для стопорения, закреплен на шарнирном параллелограмме, с помощью которого кресло перемещается по вертикали. Фиксирование кресла в выбранном положении производится стопором, расположенным в задней части каретки. На основании каретки закреплены четыре пары роликов. С помощью двух пар роликов кресло перемещается по рельсам, другие две пары необходимы для исключения боковых перемещений. Стопорится кресло с помощью двух штырей, входящих в отверстия рельс. На каретке же расположены и пружины, поднимающие чашку при регулировке по высоте.

На левой стороне чашки расположена ручка механизма поворота сиденья, на правой стороне, ручка отката и подъема.

Усилия от ручек к стопорам передаются с помощью тросов, проложенных в бугорчатых оболочках. На чашке кресла находятся узлы крепления поясных привязных ремней.

Мягкие подушки сиденья из паралона, текстуринита и авиазента и спинки имеют паролоновую набивку, облицованную текстуринитом коричневого цвета. Кресло окрашено в черный цвет эмалью ХВ-16Н. Подушка сиденья может быть снята и заменена парашютом.

Для снятия кресла с машины достаточно снять левый рельс, закрепленный на полу винтами.

#### Кресла летчиков.

Кресла правого и левого летчиков (фиг. 27) установлены в рельсах, закрепленных к броне с помощью болтов на мостиках летчиков. Кресла могут перемещаться параллельно продольной оси самолета на 90 мм и в вертикальном направлении на  $\pm 100$  мм. Спинки кресла установлены под углом  $15^\circ$ .

Для перемещения в горизонтальном направлении каждое кресло имеет нижнюю каретку с восемью роликами, которая на четырех роликах перемещается в рельсах. Остальные четыре ролика служат для исключения боковых перемещений. Каретка фиксируется в рельсах двумя пружинными цилиндрическими фиксаторами, ручка управления которыми находится снизу на правом подкосе.

Нижняя каретка с помощью подкосов соединена с рамой, являющейся основанием спинки кресла. Верхняя каретка вместе с чашкой и спинкой может перемещаться в вертикальном направлении на роликах в рельсах рамы. Стопорение каретки осуществлено с помощью двух пружинных цилиндрических фиксаторов, ручка управления которыми находится на правой щеке каретки.

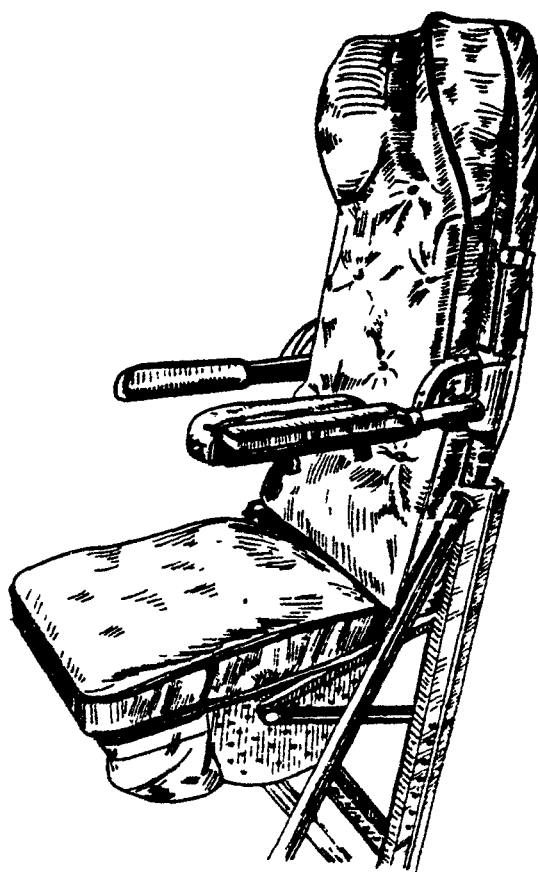
В верхнее положение каретка поднимается при помощи амортизационных шнуров.

Чашка сиденья клепаная.

На чашку укладывается парашют или подушка, набитая паралоном и обтянутая текстуринитом коричневого цвета. Нижняя часть подушки из авиазента.

К чашке же крепятся и поясные привязные ремни.

На верхней каретке шарнирно закреплены подлокотники, угол наклона которых можно изменять посредством специальных фиксаторов, смонтированных внутри подлокотников. На одной оси с подлокотниками установлен кронштейн крепления-кнопки автопилота (на левом сиденье справа, на правом - слева. Кронштейн с кнопкой автопилота может переноситься с одного кресла на другое по желанию летчиков.



Фиг. 27. Кресло летчика.

Сзади кресел летчиков установлены бронеплиты с бронеподголовниками. Бронеплиты закреплены к конструкции фюзеляжа с помощью подкосов. Длина подкосов обеспечивает угол наклона бронеплит в  $15^{\circ} \pm 1^{\circ}$ . Подкосы и бронеплиты окрашены в черный цвет эмалью ХВ-16М. Кресло окрашено эмалью ХВ-16М.

#### Кресло бортиженера

Кресло бортиженера (фиг. 28) устанавливается в кабине летчиков на правой задней стойке левого мостика. В рабочем положении кресло располагается между мостиками летчиков, в нерабочем положении - за бронеплитой кресла левого летчика.

Кресло состоит из самого сидения (оно аналогично сидению радиста), рамы из литого литья и подножки, закрепленной на чашке сидения. Рама с помощью валиков крепится на верхнем и нижнем поворотных кронштейнах, находящихся на стойке мостика.

По высоте кресло может регулироваться в пределах 120 мм на три положения через 60 мм. Регулировка кресла по высоте производится штырем, на конце которого имеется кольцо. Само кресло очень простое и представляет собой наклоненный под углом  $15^{\circ}$  трубчатый каркас. С правой стороны кресла установлен поручень из стальной трубы. На поручень наклеивается поролон, оббитый коричневым текстуритом. Поручень необходим для удерживания бортиженера при работе со щитком снятия воздушных винтов с промежуточного упора.

Расфиксация кресла осуществляется ручкой специального кривошипного механизма, установленного на приваренном секторе к правому поручню кресла.

Кривошипный механизм соединен с фиксаторами поворота чашки и разворота кресла тросовой проводкой в бодуновской оболочке. Фиксаторы отрегулированы так, что при нажатии на ручку кривошипного механизма вниз вначале расфиксируется поворот чашки на угол  $60^{\circ}$  относительно вертикальной оси кресла, а затем разворот кресла из рабочего положения вперед на  $30^{\circ}$  и назад на  $120^{\circ}$  (нерабочее положение).

На кресле предусмотрены привязные ремни, крепящиеся к задним бонкам литой чашки. На трубчатом каркасе спинки крепится мягкая подушка - спинка.

Чашка сидения приспособлена для укладки парашюта, а также имеет съемную мягкую подушку для полетов без парашюта.

Кресло окрашено эмалью ХВ-16М черного цвета.

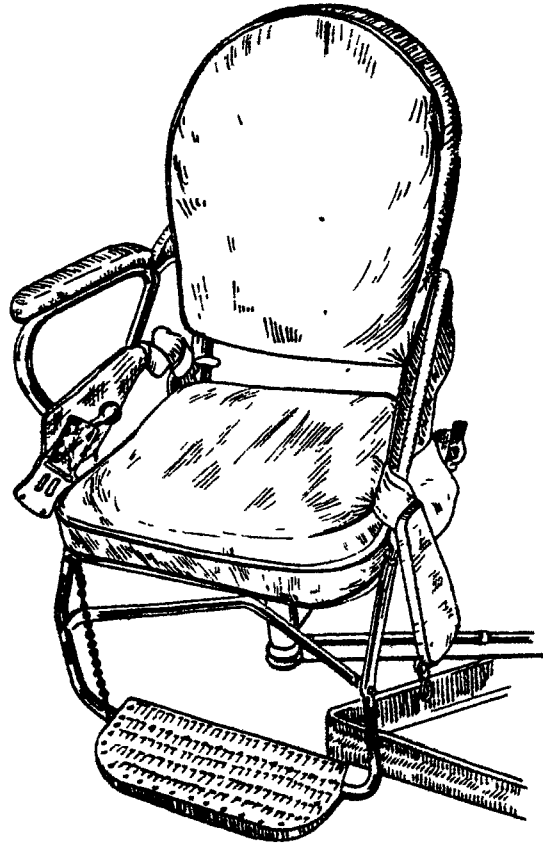
Для более удобного расположения ног бортиженера, кроме жесткой подножки, установлена передняя убирающаяся подножка, крепление которой осуществлено за шпангоут

4. Подножка имеет два фиксированных положения: нижнее-рабочее и верхнее. В верхнее положение подножка убирается при помощи ручек, установленных в телескопических трубках. Установка подножки в верхнее нижнее положение осуществляется с помощью педалики.

#### Кресло радиста

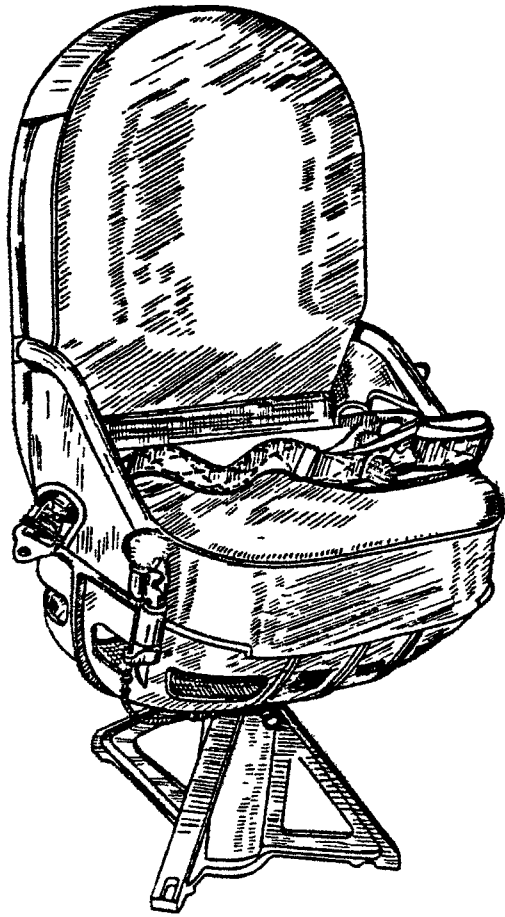
Кресло радиста (фиг. 29) устанавливается позади правого летчика между шпангоутами 7-9. Кресло может вращаться вокруг вертикальной оси на  $360^{\circ}$  и регулироваться по высоте на 50 мм.

Спинка кресла не регулируется, установлена под постоянным углом  $15^{\circ}$ . Основанием кресла служит литой фронштейн, прикрепляемый винтами к полу кабины. Литая чашка с трубчатой спинкой, смонтированной на ней, при помощи стакана, закрепленного снизу чашки, вставлена во втулку кронштейна и может свободно проворачиваться в ней. От произвольного выпадания стакан удерживается во втулке специальной гайкой, ввернутой в



Фиг. 28. Кресло бортинженера.





Фиг. 29. Кресло радиста.

в стакан снизу.

На фланце втулки имеются три паза, расположенные между собой под углом  $90^{\circ}$ . На чашке смонтирован фиксатор, ручка управления которым расположена на правой стороне каретке. Таким образом, кресло при повороте фиксируется в трех положениях. Втулка помещена в отверстия кронштейна, благодаря наличию на ней шпонки может перемещаться в кронштейне вертикально и стопориться в трех положениях по высоте. Стопорение осуществляется цилиндрическим пружинным фиксатором, смонтированным в приливе на чашке. Регулировка кресла по высоте производится на земле.

В чашку укладывается мягкая подушка, набитая паралоном и обтянутая текстолитом и авиазентом. Кресло окрашено в черный цвет эмалью ХВ-16М. К задним бонкам чашки крепятся привязные ремни

### Кресло стрелка.

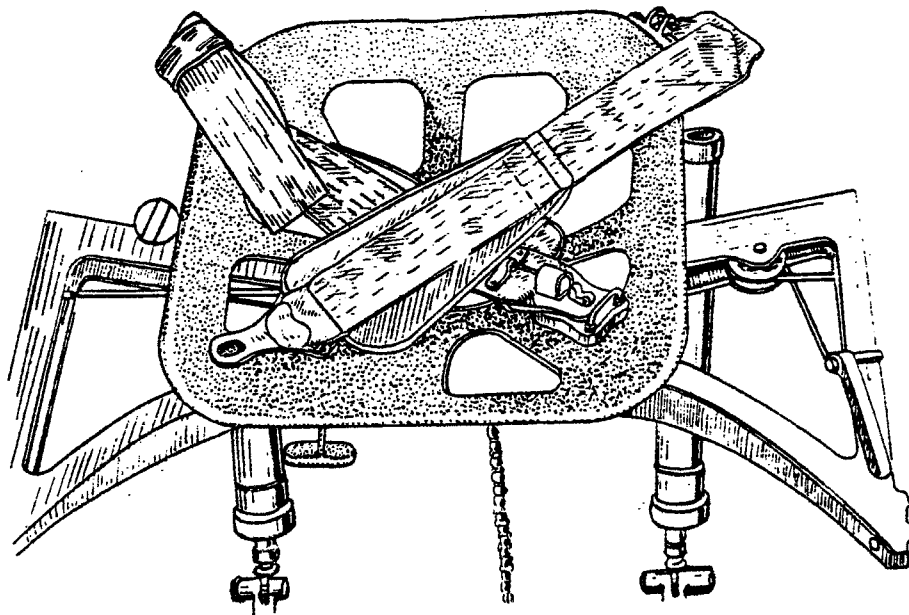
Кресло стрелка (фиг. 30) смонтировано в кормовой кабине на специальных рельсах. Кресло может перемещаться по рельсам вдоль оси самолета, регулироваться по высоте поворот стрелка и поворачиваться относительно вертикальной оси по  $45^{\circ}$  вправо и влево. Кроме того, чашка сидения может опрокидываться из горизонтального положения в вертикальное относительно каретки.

Рельсы подвешены с помощью кронштейнов и книц к шпангоутам № 65, 66 и 67 вдоль правого и левого бортов.

Каретка и чашка сидения представляют собой литые детали и соединены между собой при помощи сварной трубы с фланцем и стакана. Каретка перемещается в рельсах на четырех опорных роликах. Во избежание перекосов и заклинивания каретка имеет четыре упорных ролика.

Для стопорения каретки в рельсах имеются два пружинных фиксатора. Управление фиксаторами осуществлено одним рычагом, соединенным с обоими фиксаторами тросовой проволокой; при перемещении рычага вверх фиксаторы растормаживают каретку. Регулировка кресла по высоте производится с помощью сварной трубы, которая расположена в центре каретки. Сварная труба имеет по высоте четыре отверстия и стопорится пружинным фиксатором. Шпонка на трубе, входя в паз втулки каретки, служит направляющей для вертикального перемещения и не дает возможности трубке поворачиваться в каретке.

Поворот чашки сидения производится при помощи стакана, вставленного в трубу. Между фланцами трубы и стакана помещена текстолитовая шайба для уменьшения трения. Ограничение поворота чашки осуществлено стопорным винтом, ввернутым в трубу. Конец винта входит в радиальный паз стакана, позволяющий повернуть чашку на  $90^{\circ}$ . Кроме того, стопорный винт предохраняет от самопроизвольного выпадания чашки со стаканом из трубы. Для фиксации чашки по оси самолета имеется стопор с шариковым механизмом управления им, установленным на правой стороне чашки. Ручка управления соединена со стопором при помощи бороды. При перемещении ручки вверх стопор выходит из отверстия в стакане, и чашка получает возможность поворачиваться от упора до упора. Откидная спинка кресла стрелка крепится на входной двери. В нерабочем положении спинка наклонена не имеет. В рабочем положении наклон спинки равен  $15^{\circ}$ . Над спинкой неподвижно закреплена подголовник. На спинку и подголовник пришиты мягкие подушки, представляющие собой оболочку из текстолита с набивкой из паралона. К чашке сидения крепятся привязные ремни.



Фиг. 30. Кресло стрелка.

### ШТОРКИ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЕЙ И СВЕТОФИЛЬТРЫ

Шторки кабины летчиков установлены на передних и верхних стеклах фонаря кабины. Шторки предназначены для защиты кабины от солнечных лучей в полете или при кратковременной стоянке самолета. Шторки изготовлены из фая знаменного синего цвета.

Верхние шторки крепятся на специальных направляющих, по которым они могут сдвигаться к переплету фонаря. На концах направляющих имеются впадины, в которые заводятся крайние кольца шторок для удержания их в закрытом положении.

Шторки на передних стеклах фонаря удерживаются в закрытом положении специальными крючками. Для уборки шторок крючок отцепляется и шторка наматывается на барабан, вращаемый пружиной.

Шторки фонаря кабины штурмана установлены на боковых стеклах и крепятся так же, как и шторки верхних стекол фонаря кабины летчиков.

Шторки изготовлены из фая знаменного синего цвета.

На приборном козырьке у правого и левого летчиков установлены противобликовые шторки. Шторки крепятся к козырьку с помощью поводков. За счет свободного вращения поводков в точках крепления, шторки заводятся за козырек и выдвигаются над приборными досками.

В выдвинутом (рабочем) положении шторки устраняют блики на переднем остеклении фонаря, не закрывая от летчиков панелей приборной доски. Каркас шторок выполнен из нержавеющей проволоки, обшитой черной капроновой тканью.

**СВЕТОФИЛЬТРЫ** в кабине летчиков установлены на переднем верхнем переплете фонаря перед левым и правым летчиками.

Светофильтры представляет собой дымчатый целлофан, заключенный в металлическую рамку, которая крепится к каркасу фонаря с помощью кронштейна, дающего возможность установить светофильтр в любом положении по окружности вокруг точки крепления. Этот же кронштейн дает возможность убирать светофильтр в верхнее нерабочее положение.

В кабине стрелка светофильтр закреплен перед задним стеклом на шаровом шарнире, позволяющим устанавливать светофильтр в любое положение вокруг точки крепления.

### Т У А Л Е Т Ы

На самолете имеются два туалета: один в кабине сопровождающего расчета между 9 и II шпангоутами по правому борту и второй - на задней створке грузолучка между 52 и 55 шпангоутами.

Кроме того, в кабине стрелка имеется писсуар, расположенный у шпангоута № 68.

### ПЕРЕДНИЙ ТУАЛЕТ

В переднем туалете, огражденном специальной сдвижной шторкой из материала АНКМ, установлен унитаз, состоящий из каркаса, крышки с чашкой, крышки с сидением, насосной камеры, рычажного механизма, спускового и промывного устройства (фиг. 31)

Унитаз с обеих сторон окрашен эмалью ХСЭ-1.

Каркас унитаза представляет из себя сосуд, изготовленный из материала АМЦ с толщиной листа 1,2 мм, в который заливается химическая жидкость. Внутри каркаса помещены насосная камера и сливная горловина.

Крышка с чашкой представляет собой приемник, состоящий из конусообразной чашки, прикрытой снизу рычажным клапаном. Сверху чашки укреплена овальной формы крышка и сливной канал, соединенный с промывной магистралью.

Крышка с сиденьем соединена шомпольной петлей. Крышка снабжена рукояткой и ремнем выполняет две функции:

- а) плотно закрывает унитаз;
- б) служит рычагом для приведения в действие насосной камеры и открывания рычажного механизма.

Насосная камера, создающая циркуляцию химической жидкости, состоит из сетчатого каркаса, клапанной коробки и резиновой гармошки. Сетчатый каркас предохраняет клапанную коробку от попадания бумаги и т.п.

Клапанная коробка служит для всасывания и выталкивания жидкости в сливной канал посредством резинового клапана, приводимого в действие гармошкой. Гармошка сверху закрыта крышкой, а нижний её обрез насажен на патрубок клапанной коробки.

Рычажный механизм состоит из рычажной скобы, закрепленной на крышке унитаза, ушковой тяги, двулучевого рычага, закрепленного на оси и опирающегося на насосную камеру. Все звенья механизма шарнирно связаны между собой и служат для приведения в действие гармошки.

Механизм действует следующим образом. При повороте крышки на  $45^{\circ}$  поворачивается рычажная скоба, соединенная тягой с двулучевым рычагом, рычаг давит на крышку и сжимает гармошку. Находящаяся внутри гармошки жидкость прижимает диафрагму, открывает клапан, выходит через отросток клапанной коробки в трубу, выталкивается в сливной канал и смывает поверхность чашки и рычажного клапана.

На рычажной скобе, закрепленной на крышке унитаза, имеется кулачок, который поворачиваясь, нажимает на двулучевый рычаг, один конец которого скользит по кулачку, а другой конец отжимает рычажный клапан и открывает сливное отверстие.

При повороте крышки на последующие  $45^{\circ}$  тяга продолжает поступательное движение, а двулучевый рычаг совершает обратный ход, увлекая крышку гармошки. При этом клапан открывается и происходит всасывание новой порции жидкости. При закрывании крышки цикл повторяется.

Спускное устройство предназначено для опорожнения унитаза на земле и состоит из спускной горловины, клапана, двулучевого рычага и тяги.

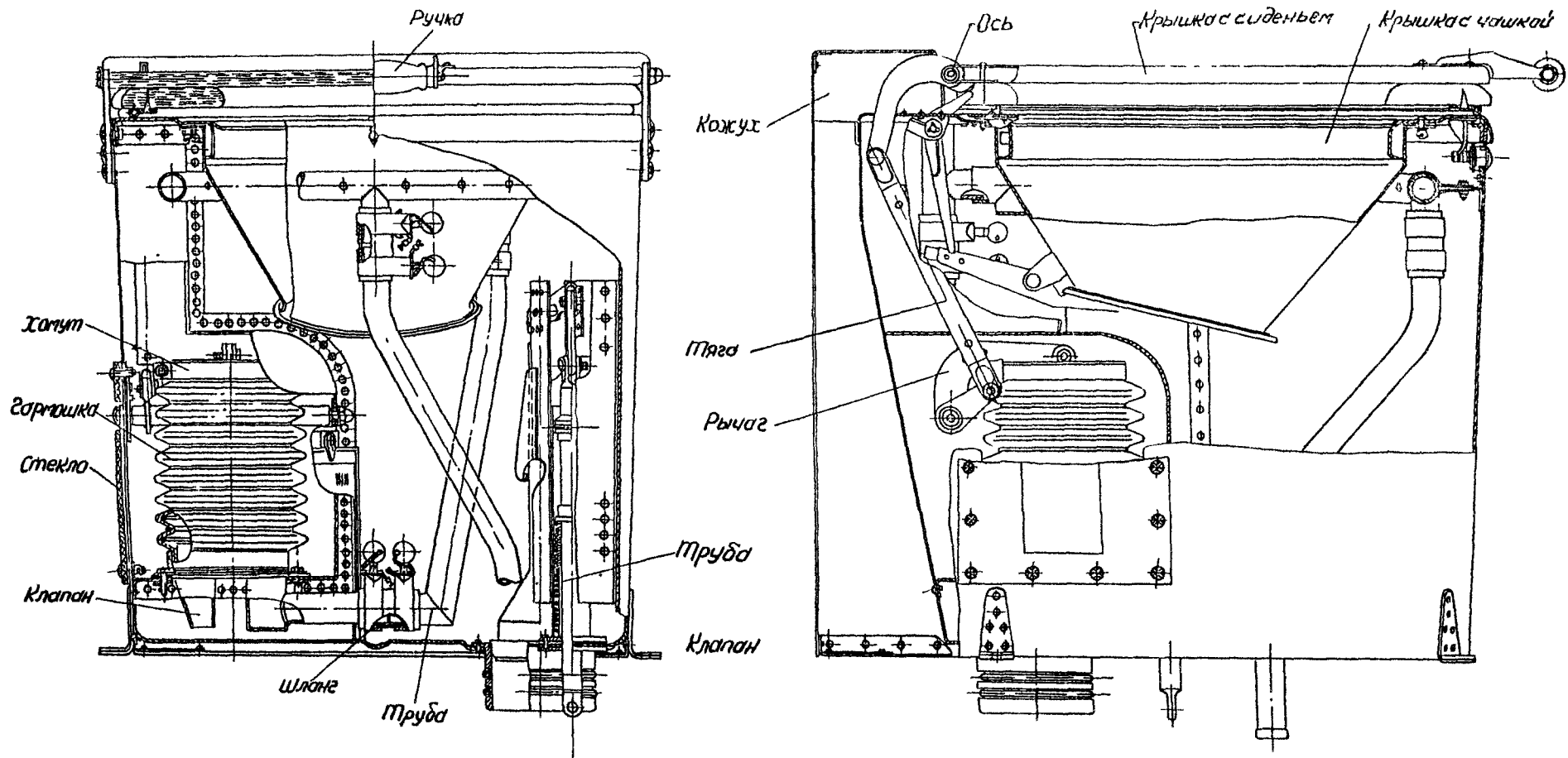
Горловина прикреплена к основанию каркаса. Нижняя часть горловины заканчивается коротким патрубком. Патрубок закрывается крышкой, закрепленной при помощи кронштейна и прижимного хомута к горловине. Крышка открывается на земле при опорожении унитаза. Верхний обрез горловины закрыт клапаном с резиновой манжетой. Свободный конец клапана снабжен вилчатым наконечником, при помощи которого клапан шарнирно соединяется с двулучевым рычагом и тягой. Тяга постоянно прижата пружиной, благодаря чему создается постоянное прижатие манжеты к спускной горловине.

Промывное устройство состоит из кольцевой трубки с отверстиями и патрубка, к которому подсоединяется шланг для подачи воды.

### ЗАДНИЙ ТУАЛЕТ

Задний туалет имеет блок умывальника, унитаз, настил пола и огражден шторками. Блок умывальника состоит из бака для воды, раковины с мойницей и сливного бака.

Бак для воды сварен из листового материала АМЦ и для жесткости имеет рифты. В верхней части бака приварена горловина с нарезной крышкой для заливки воды. По бокам приварены кронштейны для крепления бака на самолете. Имеется отдушина для промывки бака, закрываемая крышкой. Снизу приварен штуцер под кран и трубчатая подставка для крепления раковины. Наружная поверхность бака окрашена эмалью ХСЭ-1. На бак



Ил. 31. Схема унитаза.

олет теплоизолирующий чехол.

Раковина изготовлена из материала АМЦ, имеет четыре кронштейна для крепления. В нижней части приварена горловина, связывающая раковину со сливным баком посредством гибкого шланга. Раковина окрашена эмалью ХЭС-1.

Силовой бак сварной конструкции, изготовлен из листа магниевого сплава, имеет рифты для жесткости. К верхней части приварена горловина, с помощью которой бак соединяется с раковиной, две ручки для переноски бака. Для крепления бака к шпангоутам по бокам приварены два кронштейна. Для удаления воды из бака и его промывки имеется отдушина, закрываемая крышкой. Наружная поверхность бака окрашена эмалью ХЭС-1. Бак имеет теплоизоляцию в виде чехла,

Унитаз не отличается от унитаза переднего туалета и при помощи специальных кронштейнов закреплен к настилу пола.

Настил пола имеет наклон  $2^{\circ}$  вперед по полету, выполнен из стеклотекстолита с набором профилей из магниевого сплава, приклепанных к задней стенке грузозака.

Для удобства подхода к унитазу и умывальнику к настилу приклеены две резиновые дорожки.

В передней части настила сделано отверстие для стока воды. Под это отверстие установлен ящик сварной конструкции. Ящик устанавливается на направляющих и крепится при помощи задвижки. Ящик окрашен эмалью ХЭС-1. Для переноски ящик имеет две ручки.

Туалет со стороны прохода и со стороны шпангоутов № 52 и 55 огражден шторками из плащ-палаточной ткани. Со стороны прохода шторка перемещается на кольцах по направляющей трубке. Шторки со стороны шпангоутов закреплены неподвижно к створке и фюзеляжу. С боковых сторон шторы закреплены на амортизаторах. Вид против полета, шпангоут № 52 на створке имеется трафарет "Туалет".

#### ВНУТРЕННЯЯ ОБЛИЦОВКА ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ

Вся грузовая кабина от 13-го до 43-го шпангоута облицовывается стеклотекстолитом 10,8 мм. Между облицовочными панелями и потолком устанавливаются защитные электрокороба из листового магния 11 мм. Стык облицовочных листов по горизонтали закрывается штапиками. Между окнами устанавливаются силовые штапики, которые служат направляющими окон кабины. Для подхода к оборудованию облицовочные панели предусмотрены съемными и закреплены к шпангоутам и профилям с помощью винтов и анкерных гаек.

Для обеспечения подхода к агрегатам в эксплуатации имеются лючки в КАС Те. Облицовка шпангоутов № 25, 27, 30 выполнены из несъемных каменных листов и легкосъемных магневых коробов. Крепление осуществлено винтами к анкерным гайкам.

Для предотвращения возможного повреждения трапом кислородных трубок от КИВ-ЖА между шпангоутами 34-35 введены защитные кожухи (правый, левый борт), из Д16Т : 1,2.

В верхней части грузовой кабины облицовкой является декоративный потолок, силовой каркас которого служит для крепления на нем агрегатов электрооборудования, а также систем высотного и радиооборудования. Потолок самолета расположен от 9 до 43 шпангоута. Он представляет из себя клепанный каркас из прессованных профилей уголкового и таврового сечения. Облицовка потолка выполняется съемной и представляет из себя штампованные панели из листового магния, которые крепятся к каркасу с помощью винтов и анкерных гаек.

Для обеспечения подхода к агрегатам, расположенным под потолком, по центру потолка имеются откидные створки, подвешенные с одной стороны на петлях, а с другой стороны крепятся к каркасу замками "дзэс".

О Г Л А В Л Е Н И Е

<u>ГЛАВА I</u>	<u>ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА</u>	стр.
I. Общие сведения .....		3
- фюзеляж .....		3
- крыло .....		7
- оперение .....		II
- Взлетно-посадочные устройства .....		II
- Гидравлика .....		I2
- Управление самолетом .....		I3
- Силовая установка .....		I4
- Высотное оборудование .....		I6
- Обогрев кабин .....		I6
- Кислородное оборудование .....		I6
- Расчет потребного количества кислорода при установке КИЖ-30А .....		I7
- Противообледенительные устройства .....		I7
- Источники электроэнергии .....		I9
- Радиотехническое оборудование .....		I9
- Приборное оборудование .....		20
- Аварийные средства спасения экипажа .....		20
- Спасательный плот СЛ-12 .....		21
- Фотооборудование .....		21
- Наземное оборудование .....		22
2. Технические данные самолета .....		22
- Геометрические данные самолета .....		22
I. Общие данные .....		22
II. Фюзеляж .....		23
III. Крыло .....		24
IV. Горизонтальное оперение (ГО) .....		25
У. Вертикальное оперение (ВО) .....		25
VI. Шасси .....		26
- Основные данные двигателя АИ-20М .....		26
- Зависимость режима двигателя АИ-20А от положения УПРТ-2 .....		28
- Основные данные винта АВ-68И .....		29
3. Десантно-транспортное оборудование .....		29
<u>ГЛАВА II.</u>	<u>АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ</u>	
	<u>ДАННЫЕ САМОЛЕТА</u>	
I. Общие сведения по аэродинамике самолета .....		30
II. Летно - технические данные .....		32
I. Максимальные и минимальные скорости полета .....		32
2. Дальность полета .....		36
3. Скороподъемность и потолок самолета .....		36



4. Взлетно- посадочные характеристики .....	37
5. Устойчивость и управляемость самолета .....	40
- Продольная устойчивость и управляемость .....	40
- Боковая устойчивость и управляемость .....	40
- Крайние режимы полета .....	46
- Обеспечение безопасности полета .....	47
6. Летно- технические ограничения .....	47

ГЛАВА III. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

1. Весовые данные .....	50
2. Центровочные данные .....	52
3. Данные по прочности самолета .....	54

ГЛАВА IV. НИВЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЕТА .....

55

ГЛАВА V. БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

- Кресло штурмана .....	61
- Кресла летчиков .....	63
- Кресло бортинженера .....	65
- Кресло радиста .....	65
- Кресло стрелка .....	68
- Шторки остекления фонарей и светофильтры .....	70
- Передний туалет .....	70
- Задний туалет .....	71
- Внутренняя облицовка грузовой кабины .....	73

