

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР



Экз. №

869

**ИНСТРУКЦИЯ
ЭКИПАЖУ
САМОЛЕТА Ан-8**

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1966

Настоящая Инструкция содержит краткие сведения по самолету, двигателю и специальному оборудованию; действия экипажа на различных этапах полета; основные параметры, определяющие исправную работу оборудования. Инструкция также регламентирует порядок действий экипажа при эксплуатации самолета в нормальных условиях и в особых случаях.

Летному составу необходимо помнить, что твердое знание настоящей Инструкции поможет экипажу принять правильное решение в различных случаях полета, не рассматриваемых в данной Инструкции.

В качестве справочного материала в Приложении дается краткое описание основных систем самолета, особенностей аэродинамики самолета и работы силовой установки.

Правила наземной эксплуатации самолета, двигателя, специального и другого оборудования изложены в соответствующих инструкциях.

П Р И К А З

ГЛАВНОКОМАНДУЮЩЕГО ВОЕННО-ВОЗДУШНЫМИ СИЛАМИ

№ 173

21 октября 1965 г.

г. Москва

1. Ввести в действие объявляемую Инструкцию экипажу самолета Ан-8.

2. Инструкцию экипажу по пилотированию и эксплуатации самолета Ан-8 (ч. I и II), изд. 1961 г., считать утратившей силу.

*Врио Главнокомандующего Военно-воздушными силами
маршал авиации С. РУДЕНКО*

*Начальник Главного штаба Военно-воздушных сил
генерал-полковник авиации П. БРАЙКО*

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР



ИНСТРУКЦИЯ
ЭКИПАЖУ
САМОЛЕТА Ан-8

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1966

ЧАСТЬ I

ГЛАВА I

ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ

ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА КОМАНДИРОМ ЭКИПАЖА

Перед полетом экипаж обязан произвести осмотр самолета и проверить его готовность к полету.

Командир экипажа, получив доклад от старшего бортового техника о готовности самолета к полету, в соответствии с полученным заданием обязан произвести осмотр самолета.

Осмотр самолета производится по маршруту (рис. 1).

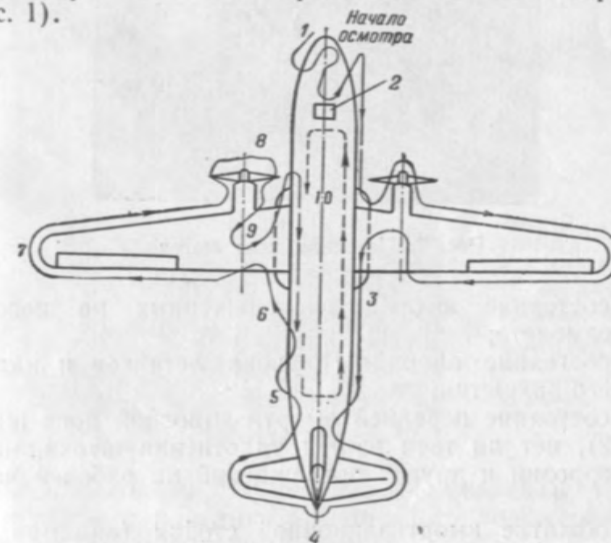


Рис. 1. Маршрут предполетного осмотра самолета командиром экипажа

При этом на правой стороне самолета проверить:

- нет ли трещин, вмятин и пробоин на обшивке носовой части самолета;
- остекление фонарей штурмана и летчиков (нет ли повреждений фонарей) и чистоту их;



Рис. 2. Передняя нога шасси

- состояние антенн, расположенных на носовой части самолета;
- состояние аварийного люка летчиков и надежность его закрытия;
- состояние передней амортизационной ноги шасси (рис. 2), нет ли течи из-под уплотнения штока, надиров, коррозии и других повреждений на рабочей части штока;
- обжатие амортизационной стойки (видимая высота рабочей части штока должна быть 200—250 мм);
- работу скобы подвески амортизационной стойки;

- степень накачки пневматиков колес по обжатию (25—35 мм);
- состояние ободов колес, нет ли сдвига покрышек на них (по меткам);
- состояние механизма управления поворотом передних колес и деталей обратной связи, нет ли течи жидкости и люфтов;



а



Рис. 3. Левая сторона носовой части фюзеляжа:

а — внешний вид;
б — расположение приемников статического и динамического воздушного давления

- закрыты ли створки ниши передней ноги и нет ли трубины на замке выпущенного положения (контролировать по красному вымпелу);
- состояние приемников воздушного давления (ПВД) и сняты ли с них чехлы и заглушки (рис. 3);

— нет ли заглушек на воздухозаборниках дренажной системы топлива и обдува РН-180;

— состояние носков правого полукрыла (рис. 4, а);

— состояние лопастей, стоят ли лопасти на $\varphi=3^\circ$ по меткам (рис. 4, б);

— закрыты ли замки коков;

— нет ли заглушек на воздухозаборнике и газоотводящей трубе двигателя;

— нет ли течи топлива, масла и АМГ-10 из-под капотов двигателя;

— законтрены ли замки капотов двигателя;

— нет ли повреждений обшивки и течи топлива по нижней поверхности крыла;

— закрыты ли замки откидных панелей крыла;

— состояние остекления и чистоту посадочной фары;

— нет ли повреждений элеронов и закрылков;

— исправность антенн ПДСП-2С, системы опознавания и аппаратуры РПМ-С;

— исправность электростатических разрядников и остекления АНО;

— исправность амортизационной стойки шасси, нет ли подтекания жидкости из-под уплотнений штока, надиров, коррозии и других повреждений на рабочей части штока, обжатие в зависимости от взлетного веса (видимая высота рабочей части штока должна быть 60—120 мм), нет ли механических повреждений, грязи, льда на деталях и механизме уборки и выпуска;

— степень накачки пневматиков по обжатию (величина обжатия не должна быть больше 65—75 мм), нет ли повреждений покрышек и их сдвига относительно ободов колес (по меткам);

— нет ли течи жидкости из трубопроводов и агрегатов гидросистемы и системы торможения;

— нет ли течи жидкости по штоку стабилизирующего амортизатора;

— нет ли посторонних предметов в нише шасси, плотность прилегания створок и открыт ли замок убранного положения шасси;

— убран ли трос заземления самолета;

— закрыты ли спецлюки и крышки на гондоле шасси (правильность подвески ФОТАБ и ЦОСАБ);

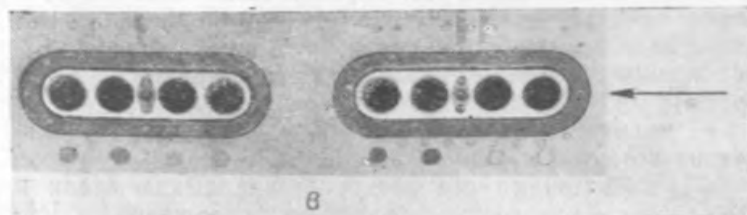
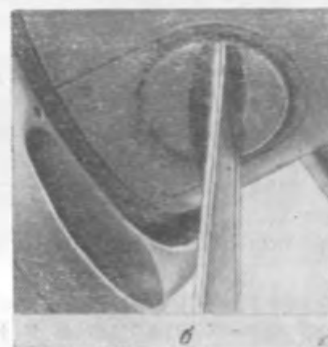
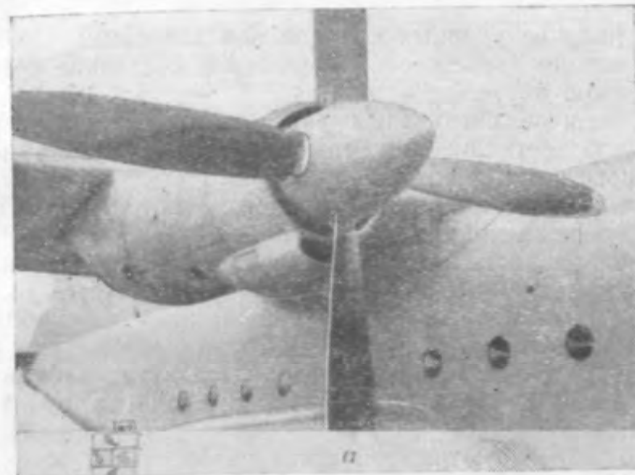


Рис. 4. Правая средняя часть крыла и часть фюзеляжа:
а — внешний вид; б — комлевая часть лопасти; в — расположение ракетниц

- наличие упорных колодок под колесами;
- нет ли повреждений обшивки и состояние остекления окон борта фюзеляжа;
- наличие сигнальных ракет в ракетницах и исправность сигнализации саморазрядки баллонов нейтрального газа;
- плотность закрытия грузового и фотолюков и нет ли их повреждений;
- исправность антенн РВ-2, системы опознавания, аппаратуры РПМ-С и снята ли опорная пята;
- нет ли повреждений обшивки кормовой кабины, стабилизатора, киля, рулей высоты и направления;
- нет ли обледенения, грязи и снега на стабилизаторе, органах управления и узлах подвески рулей и триммеров;
- исправность электрических разрядников, остекления АНО и хвостовой фары;
- нет ли чехлов на частях кормовой установки;
- состояние и плотность закрытия люка кормовой кабины.

На левой стороне самолета осмотр произвести так же, как на правой стороне. Кроме того, проверить:

- надежность закрытия спецлюков, смотровых крышек на левой гондоле шасси;
- состояние и надежность крепления тросовых и шлейфовых антенн;
- состояние и надежность закрытия входной двери самолета.

В кабине летчиков проверить:

- нет ли посторонних предметов и надежность закрытия аварийного люка экипажа;
- находятся ли краны переключения питания приборов от статической и динамической проводок в положении «Левый борт», кран резервной статики — в положении «Выключено» (флажки кранов законтрены);
- наличие в бачке противообледенительной жидкости на воздушные винты;
- находятся ли все электрические выключатели и рукоятки механических кранов в положении «Нейтрально» или «Выключено», АЗС в положении «Выключено»;
- исправны ли все навигационно-пилотажные при-

боры и приборы контроля работы двигателей и находятся ли их стрелки в исходном положении.

Уложить снаряженный парашют в чашку сиденья и подготовить его к полету, для чего:

- присоединить шланг парашютного кислородного прибора к бортовому шлангу прибора КП-24, а второй конец шланга парашютного кислородного прибора к кислородной маске;

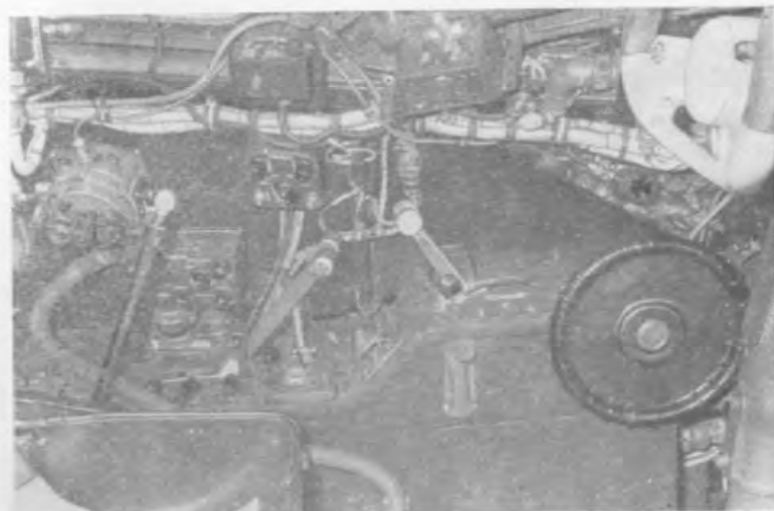


Рис. 5. Левый пульт кабины летчиков

- присоединить карабин шпильки разъединителя парашютного кислородного прибора к цепочке на чашке сиденья, а фал прибора КАП-3 соединить с фалом на чашке сиденья; сесть в кресло, надеть парашют, застегнуть привязные ремни и на своем рабочем месте проверить:

- подгонку кресла и педалей по росту;
- надежность фиксации строевой ручки автопилота;
- состояние штурвальной колонки и исправность кнопок, размещенных на штурвале.

Осмотреть левый пульт (рис. 5) и убедиться в том, что:

- выключатели эжекции маслорадиаторов в положении «Выключено»;
- выключатели СП-50 в положении «Выключено»;
- кран стеклоочистителя закрыт, выключатели-релостаты ночного освещения выключены;
- рукоятка открытия аварийного люка экипажа в положении «Нейтрально» и зафиксирована;
- рычаги аварийного торможения исправны и находятся в переднем крайнем положении.



Рис. 6. Левая панель приборной доски летчиков

На приборной доске (рис. 6) проверить:

- исправность кислородного прибора КП-24, открыт ли кран кислородного питания (давление по манометру должно быть 8—10 кг/см², проверка работы производится согласно гл. XIV);
 - состояние абонентского аппарата СПУ-10 (СПУ-7), исправность шнура и разъемной колодки.
- Убедиться, что:
- переключатели стоп-кранов стоят в положении «Открыто» и закрыты крышкой;

- переключатели кранов управления шасси и закрылками в положении «Нейтрально» и зафиксированы;
 - РУД в положении «Земной малый газ» (в крайнем заднем положении);
 - боковая форточка легко открывается и закрывается;
 - на щитке ответчика установлен нужный код;
 - переключатели снятия винтов с упора в положении «Сняты с упора» (выключатели вниз);
 - находятся ли выключатели пилотажно-навигационных приборов (АГБ-2; ЭУП-53; ГИК-1; РВ-2) и обогрева стекол в положении «Выключено», а стрелка высотомера установлена на нуль высоты;
 - аварийное питание от аккумуляторов, питание автопилота и командной радиостанции выключено;
 - штурвалчик управления передними колесами находится в переднем крайнем положении, а выключатель механизма управления поворотом передних колес в положении «Выключено»;
 - выключатели ЦОСАБ, ФОТАБ и аварийного сброса грузов находятся в положении «Выключено», закрыты колпачками и опломбированы;
 - автомат тормозов включен и опломбирован;
 - при отсутствии десанта в грузовой кабине АЗС высотного сигнализатора грузовой кабины находится в положении «Выключено».
- Проверить:
- отсутствие трещин, расслоения, «серебрения», чистоту остекления и исправность шторок на стеклах фонаря кабины;
 - наличие и исправность стеклоочистителя.
- Осмотреть среднюю часть приборной доски летчиков (рис. 7) и убедиться, что:
- гидрокраны аварийного останова двигателей и флюгирования винтов закрыты и опломбированы;
 - щиток частичного флюгирования, переключатели и кнопки КУ-5 исправны;
 - выключатели, кнопки-лампы на щитке пожаротушения закрыты и опломбированы;
 - главный переключатель пожаротушения выключен;
 - переключатель НГ выключен и закрыт колпачком;

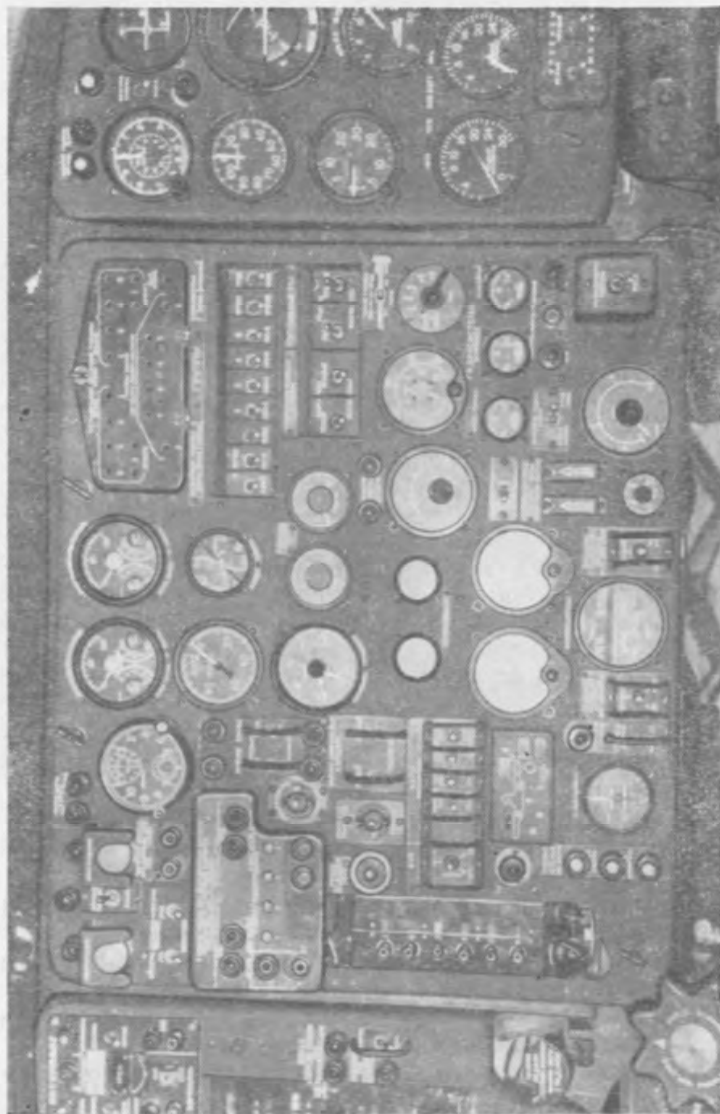


Рис. 7. Средняя панель приборной доски летчиков

— пульт управления командной радиостанцией исправен;

— выключатели «Запуск в воздухе» выключены и законтрены;

— выключатели аварийной станции гидросистемы и подачи топлива в гидросистему в положении «Выключено», закрыты колпачками и опломбированы;

— переключатели управления фарами и включения АНО в положении «Выключено»;

— щиток топливной автоматики исправен, переключатели выработки топлива из групп баков выключены.

Проверить:

— надежность крепления щитка запуска двигателей и положение выключателей на нем;

— находятся ли стоп-краны на щитке в положении «Открыто».

После докладов членов экипажа об осмотре и подготовке своих рабочих мест для проверки под током подать команду «Включить бортовые аккумуляторы» и проверить переключение электросети на аварийное питание.

Подать команду на включение аэродромного источника питания электросети самолета и включение АЗС и АЗР.

Под током проверить:

— заправку самолета топливом согласно заправочной ведомости по показаниям топливомера и РТМС;

— заправку самолета маслом по масломеру (нормально по 35—40 л);

— правильную работу сигнализации шасси по лампочкам;

— убраны ли закрылки (по прибору УЗП);

— включение аварийной станции гидросистемы от рычагов аварийного торможения колес (по манометру насосной станции).

Расстопорить рули управления самолетом и РУД (рычаг стопорения поставить в крайнее заднее положение и законтрить). Проверить отклонения органов управления самолетом.

Одновременно контролировать синхронность отклонения органов управления на рабочем месте помощника командира экипажа. Помощник командира экипажа

при этом выходит из самолета и наблюдает за правильностью отклонения органов управления, держит связь с командиром экипажа (по СПУ или через связного).

Порядок проверки управления следующий:

- отклонить штурвал влево, при этом левый элерон отклонится вверх, триммер-сервокомпенсатор отклонится вниз, правый элерон отклонится вниз, а триммер-сервокомпенсатор на нем отклонится вверх;

- отклонить штурвал вправо, при этом правый элерон отклонится вверх, триммер-сервокомпенсатор отклонится вниз, левый элерон отклонится вниз, а триммер-сервокомпенсатор на нем отклонится вверх;

- поставить штурвал нейтрально, при этом элероны и триммер-сервокомпенсаторы на них встанут нейтрально;

- отклонить штурвал от себя, при этом руль высоты отклонится вниз;

- нажать на педали управления рулем направления до упора влево, при этом руль направления отклонится влево, при нажатии вправо руль направления отклонится вправо.

Убедиться в нормальной работе пружинного сервокомпенсатора руля направления по началу его отклонения относительно руля при усилии на педалях около 15 кг.

Рули при отклонении должны перемещаться свободно, без заедания и скрипов.

Отклонение триммеров проверять следующим образом.

1. Установить переключатель триммеров элеронов:

- «Влево», при этом триммер левого элерона отклонится вниз, правого элерона — вверх;

- «Вправо», при этом триммер левого элерона отклонится вверх, правого элерона — вниз (сигнальные лампочки в момент прохода триммером нейтрального положения загораются и гаснут).

2. Установить триммеры в нейтральное положение по загоранию сигнальных лампочек.

3. Установить переключатель триммера руля направления:

- «Влево», при этом триммер отклонится вправо;

- «Вправо», при этом триммер отклонится влево.

4. Установить нейтральное положение триммера по загоранию сигнальной лампочки.

5. Проверить, не заедает ли штурвальчик управления триммером руля высоты при его перемещении.

При отклонении штурвальчика от себя триммер должен отклониться вверх, при отклонении штурвальчика на себя триммер отклонится вниз, при положении «Нейтрально» (индекс на «О») триммер встанет в нейтральное положение.

Примечание. Триммеры при горении сигнальных лампочек могут отклоняться от нейтрального положения при соответствующей записи в формуляре самолета.

Вышеуказанный объем проверки органов управления самолетом обязателен после длительной стоянки самолета, а также после регламентных или других работ, связанных с органами управления.

При необходимости командир экипажа может поручить своему помощнику произвести предполетный осмотр самолета в полном объеме настоящей Инструкции (командира экипажа и его помощника), при этом лично проверяет состояние ПВД, рулей и элеронов, положение триммеров и осматривает свое рабочее место.

После окончания предполетного осмотра самолета командир экипажа расписывается в контрольном листе.

ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА ПОМОЩНИКОМ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА

Помощник командира экипажа при проведении предполетной подготовки обязан осмотреть грузовую кабину, кабину расчета и убедиться, что:

- огнетушители находятся на своих местах, заряжены и опломбированы;

- аварийные люки закрыты и замки их законтрены;

- нет посторонних предметов и грузовой люк плотно закрыт;

- грузы, предназначенные для транспортировки, размещены согласно заданной центровке самолета и надежно закреплены, десантное оборудование в исправности;

— запас кислорода соответствует продолжительности полета, давление поднято и утечка отсутствует;

— переносные кислородные приборы исправны, заряжены и находятся на своих местах;

— средства на случай аварийных ситуаций в полете находятся в исправном состоянии.

Подготовить свое рабочее место к полету (уложить в чашку сиденья снаряженный парашют и подготовить его к полету в том же порядке, как это изложено в подготовке парашюта командиром экипажа).

Осмотреть правую часть приборной доски (рис. 8), убедиться, что все приборы исправны и стрелки их находятся в исходном положении. Убедиться в том, что:

— выключатели обогрева часов, хвостового оперения, ЭУП, АГБ, стекол, ТХУ, ДУЖК и сигнализации ВНА выключены;

— переключатели обогрева ПВД, КТА и регулятора температуры в кабине в положении «Нейтрально», а сигнальные лампочки не горят;

— переключатель аварийного сброса давления в кабине выключен и закрыт колпачком.

Установить шкалу высотомера на барометрическое давление аэродрома.

Проверить:

— состояние штурвальной колонки и исправность кнопок, размещенных на штурвале;

— легкость открытия и закрытия боковой форточки.

Осмотреть правый пульт (рис. 9) и убедиться, что рукоятки кранов уборки и выпуска шасси и закрылков от основной и аварийной систем находятся в нейтральном положении и законтрены.

Убедиться в том, что:

— переключатели стоп-кранов в положении «Открыто», закрыты крышкой и опломбированы;

— кран герметизации кабины закрыт (давление по манометру равно нулю);

— переключатели отбора воздуха от двигателей, обогрева крыла и подачи воздуха в кабины выключены;

— выключатели включения аварийной станции, аварийного открытия люка экипажа, аварийного выпуска закрылков в положении «Выключено» и закрыты колпачками;

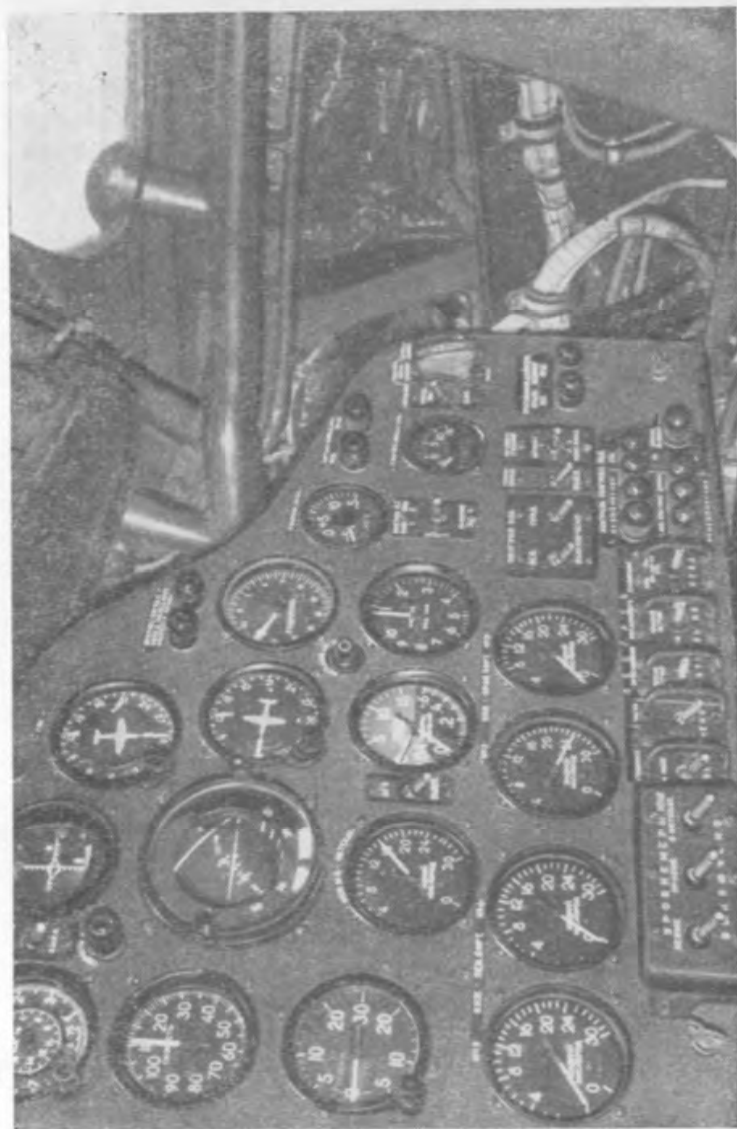


Рис. 8. Правая панель приборной доски летчиков



Рис. 9. Правый пульт кабины летчиков

— выключатель и реостат подачи противообледенительной жидкости на винты в положении «Выключено»;

— выключатели — реостаты УФО — выключены и кран стеклоочистителя закрыт.

Проверить исправность кислородного прибора КП-24, убедиться, что кран кислородного питания открыт, а давление по манометру $8-10 \text{ кг/см}^2$ (проверка работы производится согласно гл. XIV).

Доложить командиру экипажа о результатах осмотра и по его команде стать у самолета для контроля за правильностью отклонения органов управления самолетом.

После проверки органов управления самолетом сесть в кресло, надеть парашют, застегнуть привязные ремни и убедиться, что:

— сиденье и педали подогнаны по росту;

— штурвалчик триммера руля высоты установлен на «Нуль» по индексу и сигнальные лампочки нейтрального положения триммеров на центральной приборной доске горят;

— заправка самолета топливом и маслом соответствует заданию на полет, а шкалы РТМС установлены в соответствии с наличием топлива в баках.

Проверить работу командной радиостанции, для чего подать команду бортрадисту на включение цепей проверяемой радиостанции, переключатель на абонентском аппарате СПУ поставить в положение проверяемой станции и установить двухстороннюю связь с КП аэродрома поочередно на всех каналах.

Результаты осмотра и проверок доложить командиру экипажа.

Примечание. Остальные члены экипажа производят предполетный осмотр самолета согласно своим инструкциям.

ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЕЙ

Запуск двигателей производить от аэродромных источников питания (АПА-2М, АПА-35, АПА-35-2М, АПА-3МП, АПА-50) или автономно от бортовых аккумуляторных батарей или турбогенератора*.

* В настоящее время турбогенератор на самолете Ан-8 отсутствует.

Старший бортовой техник (или командир экипажа) при подготовке к запуску обязан проделать следующее:

- убедиться, что входная дверь закрыта;
- проверить, стоят ли переключатели воздушных винтов в положении «Сняты с упора»;
- поставить самолет на стояночный тормоз;
- проверить и подготовить противопожарную систему самолета;
- открыть стоп-краны на левом и правом пультах летчиков (на щитке запуска двигателей бортового техника);
- открыть пожарные краны (при этом должны загореться зеленые лампочки);
- включить подкачивающие насосы (давление должно быть $1,1-1,2 \text{ кг/см}^2$);
- включить питание ЦГВ;
- переключатели управления заслонками маслорадиаторов поставить в положение «Автомат»;
- переключатель масломера установить на запускаемый двигатель;
- на щитке запуска переключатель «Земля—Воздух» поставить в положение «Земля», переключатель «Холодная прокрутка—Запуск» — в положение «Запуск», «Аккумулятор для запуска» — «Выключено» — в положение «Аккумулятор для запуска»;
- снять с тормоза воздушные винты;
- переключатель «Выбор запускаемого двигателя» поставить на выбранный для запуска двигатель;
- проверить готовность системы запуска по загоранию зеленой лампочки «Готовность к запуску»;
- проверить связь по СПУ с наземным техником (связным).

Бортовой радист действует согласно Инструкции бортовому радисту.

Помощник командира экипажа при температуре наружного воздуха плюс 5°C и ниже перед запуском двигателей включает противообледенительную систему ВНА.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ АЭРОДРОМНОГО ИСТОЧНИКА ПИТАНИЯ

Командиру экипажа, получив доклады членов экипажа о готовности к запуску двигателей, запросить разрешение руководителя полетов на запуск двигателей.

После получения разрешения подать команду: «Связной! Самолет на стояночном, давление нормальное, запуск правого (левого) от винтов». После получения ответа от связного «Есть от винтов» приступить к запуску двигателя. Запуск двигателей производит старший бортовой техник (или командир экипажа).

Порядок запуска следующий:

— нажать и через $1,5-2 \text{ сек}$ отпустить кнопку запуска, одновременно включив секундомер, двигатель должен выйти на обороты малого газа $79,5-82,5\%$ в течение не более 150 сек ;

— в процессе выхода двигателя на обороты малого газа следить:

а) за ростом температуры газов за турбиной, не допуская превышения ее выше 750°C (в случае интенсивного роста температуры пользоваться кнопкой перепуска топлива, не допуская при этом прекращения роста оборотов);

б) за ростом оборотов двигателя; при «зависании» оборотов двигателя рекомендуется на оборотах $30-50\%$ установить РУД в положение 30° по УПРТ, по достижении двигателем оборотов малого газа возвратить РУД в прежнее положение — УПРТ $= 0^\circ$;

в) за ростом давления масла в двигателе, которое должно появиться в течение 30 сек после начала запуска;

г) за отключением СТГ-12ТМО, которые должны отключаться при достижении оборотов двигателя $42-46\%$ или по истечении 70 сек после начала запуска. Если двигатель не развил указанных оборотов (в случае неотключения СТГ-12ТМО), выключить его кнопкой «Прекращение запуска».

После неудавшегося запуска необходимо производить холодную прокрутку двигателя, для чего:

а) переключатель «Холодная прокрутка—Запуск» поставить в положение «Холодная прокрутка»;

б) закрыть стоп-кран;

в) кратковременно (на $1,5-2 \text{ сек}$) нажать кнопку запуска и отпустить ее. Цикл холодной прокрутки длится $30 \pm 2 \text{ сек}$. Запуск второго двигателя производить в той же последовательности.

После запуска двигателей перейти на бортовое питание и подать команду на отключение наземных источников.

Предупреждения: 1. Запуск двигателя прекратить, если:

- нет воспламенения топлива по истечении 25 сек от начала запуска;

- температура газов за турбиной растет выше 750°С при пользовании кнопкой «Перепуск топлива»;

- не появилось давление масла в двигателе через 30 сек после начала запуска;

- нет переключения напряжения на 48 в;

- двигатель не выходит на обороты малого газа за 150 сек;

- понижается напряжение в бортовой сети ниже 16 в (если понижение напряжения кратковременное, около 1 сек, то запуск не прекращать);

- прекратился рост оборотов — двигатель «завис»;

- преждевременно отключились стартер-генераторы;

- подана команда от связного о прекращении запуска.

2. Запрещается до выхода двигателя на малый газ переключатель «Выбор запускаемого двигателя» переключать на другой двигатель.

3. Запрещается включать переключатель «Запуск двигателя в воздухе». Включение его приведет к останову двигателя и последующему горению топлива, поступающего через пусковые форсунки, что может вызвать пожар двигателя.

4. Запрещается запуск двигателя, имеющего затрудненное вращение ротора.

Для прекращения запуска переключатель стоп-крана поставить в положение «Стоп-кран закрыт» и нажать кнопку «Прекращение запуска» (если СТГ-12ТМО еще не отключились). В случае несрабатывания стоп-крана (обесточился самолет, резкое падение напряжения) остановить двигатель краном аварийного останова и флюгирования.

Двигатель остановить, если после 60 сек работы на малом газе давление масла не достигает 3 кг/см².

Разрешается производить пять запусков двигателя, следующих один за другим, с перерывами между запусками не менее 3 мин при работе СТГ-12ТМО не более 60 сек или четыре запуска при работе СТГ-12ТМО не более 70 сек, после чего сделать перерыв для их охлаждения.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ БОРТОВЫХ АКУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ

Запуск двигателей от бортовых аккумуляторных батарей не отличается от запуска от аэродромных источников, за исключением особенностей, изложенных в Инструкции бортовому радисту.

Примечание. При запуске от бортовой сети контролировать напряжение 7-го аккумулятора по вольтметру на приборной доске летчика. В случае падения напряжения ниже 16 в запуск прекратить.

ПРОГРЕВ, ОПРОБОВАНИЕ И ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

При температуре наружного воздуха минус 5°С и ниже рекомендуется для улучшения запуска подогревать КТА.

При температуре наружного воздуха минус 25°С и ниже необходимо перед первым запуском подогревать двигатель и маслосистему горячим воздухом с температурой на выходе из подогревателя не выше плюс 80°С.

Подогрев двигателя контролировать по легкому вращению воздушного винта при его проворачивании от руки.

Прогрев, опробование и останов двигателей выполняет командир экипажа или бортовой техник в соответствии с графиком (рис. 10).

ПРОГРЕВ ДВИГАТЕЛЕЙ

После запуска на режиме малого газа прогреть двигатель до температуры масла на входе плюс 20°С, затем прогреть гидромеханизмы воздушных винтов мас-

лом путем двухкратного изменения режима работы двигателей от $\alpha_{в}=0^{\circ}$ до $\alpha_{в}=47^{\circ}$ по УПРТ и обратно.

При температурах наружного воздуха 0° и ниже и холодном двигателе время прогрева должно быть не менее 5 мин.

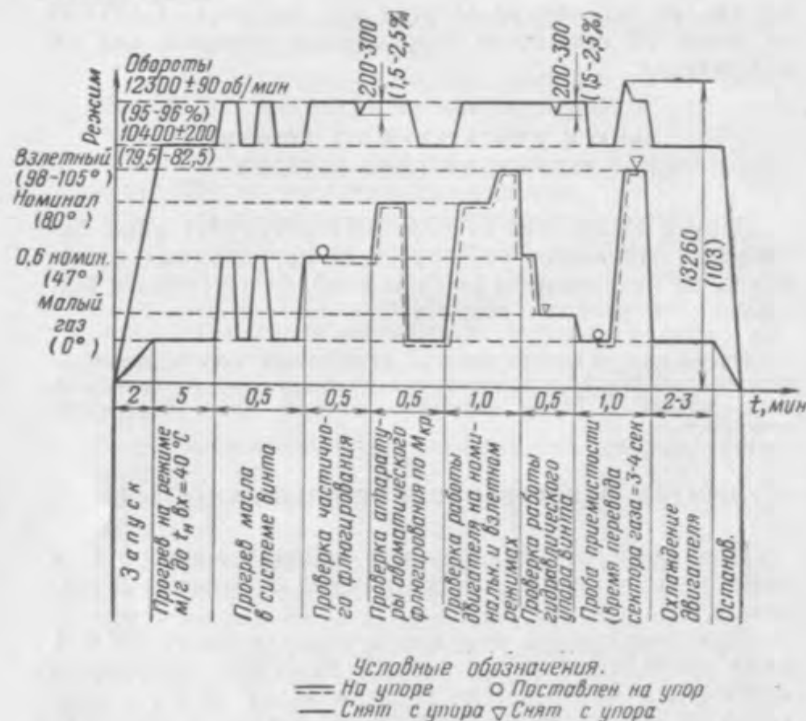


Рис. 10. График опробования двигателя при подготовке к полету

ОПРОВОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

Опробование двигателя начинать с проверки частичного флюгирования, для чего:

- установить режим $\alpha_{в}=47 \pm 2^{\circ}$ по УПРТ;
- переключатель упора винта поставить в положение «Винт на упоре»;
- кратковременно (0,5—1 сек) нажать кнопку частичного флюгирования, при этом на 1,5—2% понизятся обороты двигателя (загорится сигнальная лам-

почка флюгирования) и вновь восстановятся до равновесных (гаснет сигнальная лампочка флюгирования).

Предупреждение. Нажатие кнопки частичного флюгирования более чем на 1 сек приводит к падению оборотов двигателя ниже 93%, что может привести к помпажу и резкому росту температуры газов за турбиной выше допустимой.

При падении оборотов ниже 93% необходимо немедленно вытянуть кнопку КУ-5 (расфлюгировать винт) и удерживать ее до восстановления равновесных оборотов (95,5—96,2%). В случае дальнейшего падения оборотов необходимо немедленно остановить двигатель закрытием стоп-крана.

Проверить работу аппаратуры автоматического флюгирования винта, для чего:

- установить режим работы двигателя, соответствующий $\alpha_{в}=70 \pm 2^{\circ}$ по УПРТ, и убедиться, что переключатель упора винта стоит в положении «На упоре»;
- переключатель проверки автоматического флюгирования винта поставить в положение «Проверка автофлюгера», при этом должна загореться сигнальная лампочка «Снят с упора»;
- перевести рычаг управления двигателем в положение $\alpha_{в}=0^{\circ}$ по УПРТ, при этом должна погаснуть сигнальная лампочка «Снят с упора» и загореться сигнальная лампочка флюгирования. Через 20 сек сигнальная лампочка флюгирования должна погаснуть, а сигнальная лампочка «Снят с упора» загореться;
- выключить переключатель «Проверка автофлюгера», при этом сигнальная лампочка «Снят с упора» должна погаснуть.

Проверить устойчивость работы двигателя и винта на всех режимах плавным переводом рычага управления от малого газа ($\alpha_{в}=0^{\circ}$ по УПРТ) до режима номинальной мощности ($\alpha_{в}=80^{\circ}$ по УПРТ), а затем до взлетного режима ($\alpha_{в}=100—104^{\circ}$ по УПРТ).

Показания приборов, характеризующие нормальную работу двигателя, приведены в следующей таблице.

Проверить работу гидравлического упора винта, для чего:

- снизить режим работы двигателя до $\alpha_{в}=47^{\circ}$ по УПРТ, а затем плавно убирать рычаг управления

Показания приборов, характеризующие нормальную работу двигателя АИ-20Д при опробовании на земле ($H=0$, $V=0$, $P=760$ мм рт. ст., $t_{н.в}=15^\circ$)

Наименование режима	Положение руд по УПРТ	Обороты двигателя		Температура газов за турбиной, $^\circ\text{C}$ (не более)	Давление форсунки, кг/см ²	Давление масла, кг/см ²	Температура масла на входе в двигатель			Время непрерывной работы двигателя, мин	Наработка за ресурс, %
		об/мин	%				минимальная, $^\circ\text{C}$	рекомендуемая, $^\circ\text{C}$	максимальная, $^\circ\text{C}$ (не более 15 мин)		
Взлетный	98—104	12300±90	95—96	520 при $t_{н.в}=+15^\circ$ 665 при $t_{н.в}>+15^\circ$ 500	Не более 85	4,0—4,5	+20	70—80	90	Не более 5 мин	3,0
Максимальный	86±2	12300±90	95—96	480	—	4,0—4,5	+20	70—80	90	Не более 15 мин	30,0
Номинальный	80±2	12300±90	95—96	450	—	4,0—4,5	+20	70—80	90	Не ограничено	Не ограничено
0,85 номинального	64±2	12300±90	95—96	450	—	4,0—4,5	+20	70—80	90	Не ограничено	Не ограничено
0,7 номинального	54±2	12300±90	95—96	450	—	4,0—4,5	+20	70—80	90	Не ограничено	Не ограничено
0,6 номинального	47±2	12300±90	95—96	450	—	4,0—4,5	+20	70—80	90	Не ограничено	Не ограничено
0,4 номинального	33±2	12300±90	95—96	450	—	4,0—4,5	+20	70—80	90	Не ограничено	Не ограничено
0,2 номинального	Не менее 22	12300±90	95—96	450	—	4,0—4,5	+20	70—80	100	Не ограничено	Не ограничено
Земной газ	0	10400±200	79,5—82,5	450	—	3,0—4,0	+25	70—80	100	Не более 30 мин	Не ограничено

двигателем до падения оборотов до 93%, после чего переключатель упора винта поставить в положение «Снят с упора» (загорится сигнальная лампочка) — обороты должны восстановиться до равновесных;

— установить режим малого газа ($\alpha_B=0^\circ$ по УПРТ).

Проверить приемистость двигателя, для чего:

— плавно за 3—4 сек перевести рычаг управления двигателем от малого газа ($\alpha_B=0^\circ$ по УПРТ) до взлетного режима (100—104° по УПРТ), при этом двигатель должен выйти на режим взлета за время не более 20 сек, а обороты при забросе не должны превышать 103%;

— через 10—15 сек снять винты с упора и перевести за 1,5—2 сек рычаг управления двигателем в положение малого газа.

Опробование второго двигателя производить в том же объеме и такой же последовательности, как и первого двигателя.

Перед учебными полетами с имитацией отказа двигателя и флюгированием его винта произвести проверку электросистемы самолета на отсутствие влияния останова и флюгирования одного двигателя на работу другого.

Указанную проверку производить следующим образом:

1. Во время работы левого двигателя на режиме 0,9 номинального и остановленном правом двигателе необходимо:

— поставить переключатель крана останова правого двигателя в положение «Останов» на 2—3 сек, а затем вернуть его в рабочее положение;

— произвести флюгирование воздушного винта правого двигателя и вывод его из флюгерного положения от кнопки КУ-5; при этом никаких ненормальностей на работающем двигателе не должно быть.

2. Повторить те же действия на левом остановленном двигателе при работе правого на режиме 0,9 номинального.

Примечание. Опробование двигателей в период предполетной подготовки обязательно после длительной стоянки, выполнения регламентных работ, а также после демонтажа и регулировки агрегатов двигателя.

Для останова двигателей необходимо:

— охладить двигатели в течение 2—3 мин на режиме малого газа;

— закрыть стоп-краны; в случае несрабатывания стоп-крана останов двигателя произвести краном аварийного останова и флюгирования;

— замерить время «выбега» с 8% до полной остановки винта (время выбега не должно быть менее 60 сек);

— выключить подкачивающие насосы;

— закрыть пожарные краны.

После прекращения вращения винтов все системы привести в исходное положение, для чего:

— открыть стоп-краны;

— обесточить противопожарную систему;

— закрыть заслонки маслорадиаторов;

— застопорить винты;

— выключить АЗС и обесточить самолет;

— застопорить рули управления самолетом и РУД.

Примечание. Перед остановом двигателей убедиться, что генераторы переменного тока СГО-12 выключены.

В процессе опробования двигателей помощник командира экипажа проверяет работу:

— системы отбора воздуха от двигателей путем установления расхода воздуха по УРВК не более двух единиц от каждого двигателя;

— противообледенительной системы крыла, — при этом загорятся сигнальные лампочки и понизится расход воздуха по УРВК (после проверки закрыть краны отбора воздуха);

— системы герметизации аварийного люка;

— системы выпуска и уборки закрылков;

— обогрева стекол на ощупь (включать обогрев при температуре наружного воздуха не выше плюс 30°С);

— системы противообледенения ВНА, для чего включить на 5—10 сек выключатель сигнализации обледенения ВНА (загорается сигнальная лампочка).

Проверку обогрева левого стекла выполняет командир экипажа.

Турбовинтовые двигатели АИ-20Д 3 серии (АИ-20ДК) могут устанавливаться на самолет Ан-8 и эксплуатироваться только с воздушными винтами АВ-68Д серии 06 и регуляторами Р-68ДТ.

Замена одного двигателя АИ-20Д 1 или 2 серии на двигатель АИ-20Д 3 серии на самолете Ан-8 не допускается, замене должны подвергаться оба двигателя одновременно.

Воздушные винты АВ-68Д серии 06 работают с регуляторами Р-68ДТ и **невозмозаменяемы** с винтами АВ-68Д серии 01, устанавливаемыми на двигатели АИ-20Д 1 и 2 серий.

Летно-технические данные самолета Ан-8 с двигателями АИ-20Д 3 серии практически не отличаются от данных самолета Ан-8 с двигателями АИ-20Д 1 и 2 серий.

При эксплуатации самолетов Ан-8 с двигателями АИ-20Д 3 серии следует руководствоваться Инструкцией экипажу самолета Ан-8.

Запуск двигателей разрешается производить без предварительного подогрева при условии, если температура масла (по бортовому указателю УКЗ-3 комплекта ЭМИ-3Р) будет не ниже —10°С независимо от температуры наружного воздуха. При температуре масла ниже —10°С двигатели необходимо подогревать до тех пор, пока температура масла не достигнет +25°С (по бортовому указателю).

Примечание. Эксплуатация силовой установки возможна без слива масла до температуры наружного воздуха —55°С, так как при подогреве двигателя обеспечивается прогрев маслосистемы.

При запуске каждый двигатель должен выйти на режим малого газа (число оборотов 79,5—82,5%) за время не более 150 сек. В процессе запуска температуру газов за турбиной рекомендуется выдерживать в соответствии с графиком на рис. 11. Двигатель выключить, если через 60 сек работы на режиме малого газа давление масла не достигнет 4 кг/см².

Для устранения возможного «зависания оборотов» в процессе запуска при высоких (выше +25°С) темпе-

ратурах наружного воздуха рекомендуется при достижении оборотов 30—50% установить РУД запускаемого двигателя в положение, соответствующее 30° по УПРТ, а после выхода двигателя на режим малого газа — убрать РУД до 0° по УПРТ.

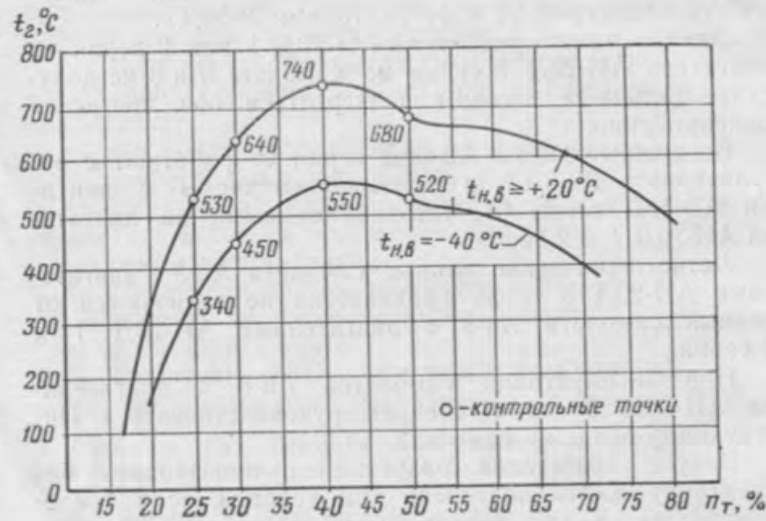


Рис. 11. График выдерживания температуры газов по оборотам при запуске двигателя

Прогрев и проверку работы двигателя производить в соответствии с графиком опробования, приведенным на рис. 12.

Примечание. В отличие от двигателей АИ-20Д 1 и 2 серий датчик автоматического флюгирования двигателя АИ-20Д 3 серии настраивается на мощность 0,7 номинальной, поэтому при проверке работы аппаратуры автоматического флюгирования необходимо устанавливать режим 60° по УПРТ.

Показания приборов, характеризующие нормальную работу двигателя АИ-20Д 3 серии (АИ-20ДК) при опробовании на земле, приведены в следующей таблице.

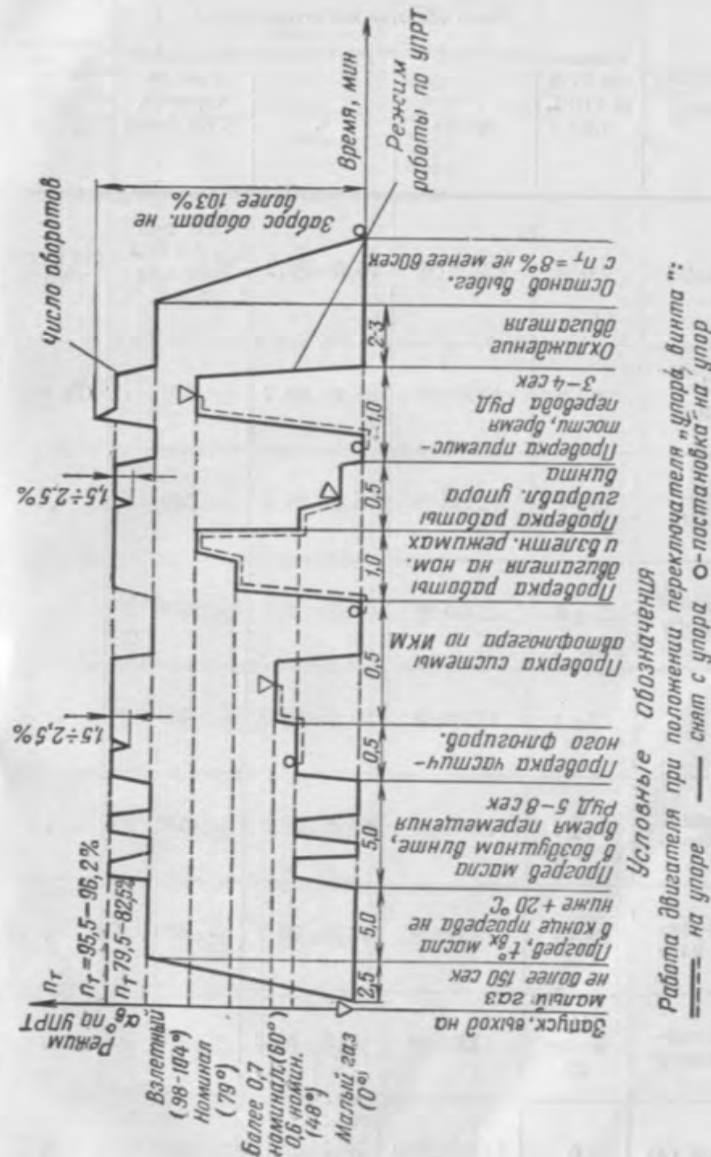


Рис. 12. График опробования двигателя

Наименование режима	Положение РУД по УПРТ, град	Число оборотов двигателя		Температура газов за турбиной, °C (не более)	Давление топлива перед форсунками, кг/см ²
		об/мин	%		
Взлетный	100 ⁺⁴ ₋₂	12300 ⁺⁹⁰	95,5—96,2	550 при $t_{н.в} < +15^{\circ}\text{C}$, 600 при $t_{н.в} > +15^{\circ}\text{C}$	Не более 85
Максимальный	90 $\pm$ 2	12300 ⁺⁹⁰	95,5—96,2	530	То же
Номинальный	79 $\pm$ 2	12300 ⁺⁹⁰	95,5—96,2	510	"
0,85 номинального	65 $\pm$ 2	12300 ⁺⁹⁰	95,5—96,2	480	"
0,7 номинального	55 $\pm$ 2	12300 ⁺⁹⁰	95,5—96,2	480	"
0,6 номинального	48 $\pm$ 2	12300 ⁺⁹⁰	95,5—96,2	480	"
0,4 номинального	34 $\pm$ 2	12300 ⁺⁹⁰	95,5—96,2	480	"
0,2 номинального	Не менее 22	12300 ⁺⁹⁰	95,5—96,2	480	"
Малый газ	0	10400 $\pm$ 200	79,5—82,5	480	"

Давление масла, кг/см ²	Температура масла на входе в двигатель, °C			Время непрерывной работы двигателя, мин	Наработка в процентах от ресурса (не более)
	минимально допустимая	рекомендуемая	максимально допустимая (не более 15 мин)		
5,0—5,5	+20	70—80	90	Не более 5	Суммарная наработка на взлетном и максимальном режимах 3%
5,0—5,5	+20	70—80	90	Не более 15	
5,0—5,5	+20	70—80	90	Не ограничено	30%
5,0—5,5	+20	70—80	90	То же	Не ограничено в пределах ресурса
5,0—5,5	+20	70—80	90	"	То же
5,0—5,5	+20	70—80	90	"	"
5,0—5,5	+20	70—80	90	"	"
5,0—5,5	+20	70—80	100	"	"
4,0—5,5	-25	70—80	100	Не более 30	"

ГЛАВА II

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ДНЕМ В ПРОСТЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ

Перед выруливанием командир экипажа обязан:

- проверить снятие винтов с промежуточного упора (красные лампочки снятия с упора горят);
- проверить включение автоматов торможения колес;
- включить пилотажно-навигационные приборы и приборы системы посадки, расстопорить АГБ-2;
- проверить установку кода и включение его питания;
- в случае обмерзания или запотевания стекол включить их обогрев;
- убедиться, что все двери и люки закрыты.

Помощник командира экипажа обязан включить:

- пилотажно-навигационные приборы;
- сигнализацию обледенения ВНА;
- дистанционные указатели жидкого кислорода (ДУЖК);
- обогрев ВНА (при наличии условий обледенения, а также при наличии осадков, тумана и высокой влажности воздуха при температуре $+5^{\circ}$ и ниже).

Произвести контроль включения обогрева динамических и статических приемников. Расстопорить АГБ-2.

РУЛЕНИЕ

Перед началом руления командир экипажа обязан:

- получить доклад от всех членов экипажа о готовности к полету;
- подать команду помощнику командира экипажа запросить разрешение на выруливание;
- после получения разрешения на выруливание подать команду связному «Убрать колодки»;
- включить рулевое управление передними колесами, для чего вытянуть штурвальчик на себя до упора, включение проверить по загоранию сигнальной лампочки.

Предупреждение. До начала движения самолета вращать штурвальчик рулежного управления передними колесами и отклонять педали при включенном взлетно-посадочном управлении **запрещается**;

- убедиться по сигналу связного, что препятствий для выруливания нет;
- подать команду помощнику командира экипажа «Держать штурвал»;
- снять самолет со стояночного тормоза одновременным нажатием на обе тормозные педали;
- подать команду «Экипаж, выруливаю» и начать руление.

Для страгивания самолета с места увеличить режим работы двигателей до $\alpha_n = 25-30^{\circ}$ по УПРТ. После страгивания самолета с места во избежание быстрого разгона уменьшить режим работы двигателей до земного малого газа.

Руление по бетонированной рулевой полосе осуществлять, как правило, при положении РУД на 0° по УПРТ, а выдерживание необходимой скорости — тормозами.

Развороты на рулении выполнять при помощи рулежного управления передними колесами с применением в случае необходимости тормозов и изменения режима работы соответствующего двигателя.

На рулении помощник командира экипажа удерживает штурвал в нейтральном положении, наблюдает за окружающей обстановкой и докладывает командиру экипажа о препятствиях.

Предупреждение. Во избежание поломки тяг управления запрещается производить руление при скорости ветра более 15 м/сек.

В процессе руления проверить:

- работу основной системы торможения и автомата тормозов плавным нажатием на педали (мигает желтая лампочка — автомат тормозов срабатывает);

- работу аварийной системы торможения плавным и одновременным взятием рукояток аварийных тормозов на себя;

- работу взлетно-посадочного управления передними колесами, для чего включить его и утопить штурвалчик рулежного управления, при этом погаснет лампочка контроля включения рулежного управления и загорятся две зеленые лампочки контроля включения взлетно-посадочного управления передними колесами.

Отклоняя поочередно педали влево и вправо, убедиться, что самолет разворачивается в сторону отклоненной педали. После проверки взлетно-посадочного управления передними колесами включить рулежное управление ими, вытянув штурвалчик рулежного управления полностью на себя, выключить взлетно-посадочное управление и продолжать руление.

Предупреждение. На рулении запрещается:

- устанавливать промежуточные режимы работы двигателей между 0° и 16° по УПРТ, так как в этом случае на двигателях может происходить периодическое закрытие и открытие клапанов перепуска воздуха из компрессоров, что приводит к неустойчивой работе двигателей;

- резкое торможение с развернутыми передними колесами;

- резкое торможение при проверке аварийной системы тормозов, так как это может привести к значительному износу и даже к разрушению покрышек вследствие того, что аварийная система не имеет автоматов тормозов;

- разворачивать самолет с радиусом менее 15 м.

Скорость руления определяется командиром экипажа в зависимости от состояния рулежной дорожки (грунта), наличия препятствий и условий видимости. Руление вблизи препятствий и стоянок самолетов производится только на малой скорости, обеспечивающей немедленную остановку самолета при торможении.

Руление по скользкому покрову требует повышенного внимания экипажа.

Для выдерживания скорости при рулении по грунту необходимо периодически увеличивать режим работы двигателей до проходной защелки и более в зависимости от состояния грунта и скорости руления.

ПОДГОТОВКА К ВЗЛЕТУ

На предварительном старте перед выруливанием на ВПП командиру экипажа необходимо подать команду своему помощнику выпустить закрылки на 25° и проконтролировать их выпуск, убедиться, что триммеры стоят в нейтральном положении (триммер руля высоты может быть отклонен от нейтрального положения при взлете с предельными центровками), выключатель автоматического флюгирования включен.

По команде командира экипажа его помощник запрашивает: «Я 101-й, разрешите исполнительный».

Вырулив на ВПП, командир экипажа обязан:

- установить самолет на оси ВПП в направлении взлета;

- выключить рулежное и включить взлетно-посадочное управление передними колесами (контролировать по лампочкам);

- прорулить по прямой 5—10 м;

- остановить самолет и держать его на тормозах;

- подать команду старшему бортовому технику выключить систему эжекции маслорадиаторов, если она была включена;

- поставить винты на промежуточный упор (сигнальные лампочки должны погаснуть);

- проверить соответствие показаний компасов взлетному курсу.

По команде командира экипажа его помощник запрашивает: «Я 101-й. Винты на упоре. Разрешите взлет».

Запрещается:

— взлет и полет с винтами в положении «Снят с упора»;

— взлет с включенной системой эжекции масло-радиаторов;

— включать отбор воздуха на наддув и обогрев кабин перед взлетом;

— уборка РУД до 0° по УПРТ после включения промежуточных упоров винтов и увеличения режима работы двигателей, так как это приводит к падению оборотов и повышению температуры газов за турбиной. При необходимости уменьшить режим работы двигателей до земного малого газа нужно снять винты с промежуточных упоров.

ВЗЛЕТ

Командиру экипажа, получив разрешение на взлет и удерживая самолет на тормозах, плавным перемещением РУД вывести двигатели на номинальный режим (80° по УПРТ). Получив доклад бортового техника «Винты загружены, показания приборов нормальные», довести режим двигателей до взлетного (98—104° по УПРТ) и плавно отпустить тормоза и подать команду своему помощнику «Держать РУД».

На разбеге самолет вследствие реактивного момента воздушных винтов имеет тенденцию развернуться вправо. Направление на разбеге выдерживать отклонениями педалей, а при необходимости и применением тормозов.

При достижении скорости 140—150 км/час плавным движением штурвала на себя начать подъем передней ноги, усилия на штурвале при этом не должны быть большими.

Признаком подъема передней ноги является прекращение ее толчков о ВПП. После поднятия переднего колеса зафиксировать штурвалом данное положение и выдерживать его до отрыва самолета. Направление взлета после подъема переднего колеса выдерживать соответствующим отклонением руля направления.

Отрыв самолета от земли происходит на скорости 170—190 км/час по прибору в зависимости от полетного

веса. В момент отрыва и после него тенденции к изменению угла тангажа не наблюдается.

После отрыва самолета от земли выдерживание производить с постепенным отходом от земли и увеличением скорости полета.

При достижении скорости 210—220 км/час затормозить колеса и подать команду своему помощнику «Шасси убрать». Перед уборкой шасси помощнику командира экипажа убедиться в отключении взлетно-посадочного управления передними колесами по сигнальной лампочке. Убранное шасси продольную балансировку самолета практически не изменяет.

Предупреждение. Если после отрыва самолета сигнальная лампочка взлетно-посадочного управления передней ногой «Включено» не погасла, выключить взлетно-посадочное управление передней ногой и только после этого убрать шасси. На посадке в этом случае разрешается включать взлетно-посадочное управление только после опускания передней ноги на ВПП.

По мере разгона самолета возникает значительный кабрирующий момент, часть нагрузки на штурвале следует снимать отклонением триммера руля высоты.

Полностью нагрузку снимать не следует, так как после уборки закрылков в этом случае появится значительный пикирующий момент. Набор высоты до 100—150 м производить с выпущенными закрылками на 25° и скорости 270—280 км/час по прибору.

На высоте 100 м подать команду своему помощнику «Закрылки убрать».

При уборке закрылков возникают небольшой пикирующий момент и тенденция к просадке самолета.

Просадку самолета и пикирующий момент парировать отклонением штурвала на себя.

При уборке закрылков следить за синхронностью уборки их. Если при этом возникает кренящий момент, уборку закрылков прекратить и вернуть их в положение, при котором не возникает кренящий момент.

Примечание. В данном случае необходимо выполнить полет по кругу и произвести посадку, не изменяя положения закрылков и не превышая скорости полета более установленной для полета с выпущенными закрылками.

После уборки закрылков перевести двигатели на номинальный режим.

Дальнейший набор высоты производить на скорости 300 км/час по прибору.



поэтому перед взлетом необходимо установить триммер руля высоты на 1—1,5 деления на пикирование. После отрыва самолет имеет стремление увеличить угол тангажа, которое парируется плавным отклонением штурвала от себя.

В остальном взлет с предельными центровками не отличается от взлета со средними центровками.

ПОЛЕТ ПО КРУГУ

Полеты по кругу выполнять, как правило, по «большой коробочке» с использованием посадочных систем. Первый разворот выполнять на высоте не менее 200 м на скорости 300—320 км/час.

Развороты выполнять с креном 15—20°.

Высоту полета по кругу выдерживать согласно инструкции для данного аэродрома (рекомендуется 400—500 м). Скорость горизонтального полета по кругу при убранном шасси выдерживать 350 км/час, при выпущенном шасси — 320—330 км/час.

На прямой между вторым и третьим разворотами после прохода траверза ДПРМ на скорости не более 350 км/час помощнику командира экипажа по команде командира экипажа выпустить шасси. Выпуск шасси практически не изменяет балансировку самолета. О выпуске шасси и контровке крана выпуска шасси в нейтральном положении помощнику командира экипажа доложить командиру экипажа. После этого командиру экипажа или старшему бортовому технику включить взлетно-посадочное управление передними колесами и убедиться в том, что контрольная лампочка «Подготовлено» загорелась. Проверить включение промежуточных упоров. Выпустив шасси, установить скорость 290—310 км/час и выполнить третий разворот. Между третьим и четвертым разворотами на скорости 290—310 км/час выпустить закрылки на 15°. При выпуске закрылков следить за синхронностью выхода их. В случае несинхронного выхода закрылков подать команду помощнику командира экипажа убрать закрылки до положения, при котором отсутствует крене самолета.

Выпуск закрылков сопровождается стремлением самолета к кабрированию и уменьшению скорости, что

необходимо парировать соразмеренным отжатием штурвала от себя с последующей балансировкой самолета триммером руля высоты.

После выпуска закрылков на угол 15° установить скорость 250—270 км/час по прибору в зависимости от посадочного веса самолета и выполнить четвертый разворот.

Посадочный вес, т	Скорость на четвертом развороте, км/час
38—34	270
34—30	260
Менее 30	250

После выхода из четвертого разворота до входа в глиссаду в горизонтальном полете или на пологом снижении с $V_y = 2—3$ м/сек выпустить закрылки полностью (35°), установить скорость планирования в зависимости от веса самолета в соответствии с таблицей.

Полетный вес, т	Скорость планирования, км/час
38—34	260
34—30	250
Менее 30	240

Довыпуск закрылков до 35° сопровождается стремлением самолета к кабрированию и уменьшению скорости, что необходимо парировать соразмерным отжатием штурвала от себя с последующей балансировкой самолета триммером руля высоты и увеличением режима работы двигателей.

Пролет ДПРМ производить на высоте не менее 200 м. При пролете ДПРМ доложить руководителю полета: «Я — 101-й, дальняя 200, подтвердите посадку».

Пролет БПРМ производить на высоте 70—80 м. Высоту контролировать по барометрическому высотемеру и РВ-2. Уточнение расчета на посадку производить изменением режима работы двигателей. Указанные в таблице скорости планирования выдерживать до начала выравнивания.

ПОСАДКА

Убедившись в точности расчета, начинать выравнивание на высоте 6—8 м. В конце выравнивания плавно убрать РУД до 0° по УПРТ.

Предупреждения: 1. Убирать РУД до 0° по УПРТ на планировании до выравнивания категорически запрещается.

2. При уборке РУД до $\alpha_n = 0^\circ$ на выдерживании учитывать, что в этом случае происходит общее затяжение продольного управления, возрастают тянущие усилия на штурвале на 20—40 кг. Выравнивание заканчивать на высоте 0,5—1 м. Выдерживание самолета над землей производить с постепенным снижением, чтобы приземление произвести мягко на основные колеса.

Процесс выравнивания и выдерживания короткий по времени и расстоянию.

Расход руля высоты и усилия от него на штурвале для создания посадочного угла атаки значительные.

Зависимость посадочной скорости от посадочного веса самолета указана в таблице.

Посадочный вес, т	Оба двигателя работают, $\xi_3 = 35^\circ$		
	Посадочная скорость, км/час	Длина пробега, м	
		бетон	грунт
30	170	—	520
32	174	—	550
34	180	550	560
36	185	—	575
38	190	—	590

При приземлении самолет имеет тенденцию к опусканию носа, поэтому после приземления следует плавным выбором штурвала на себя удерживать самолет от быстрого опускания на передние колеса шасси.

После опускания передних колес снять винты с промежуточных упоров.

Примечание. Если при снятии винтов с упоров один из них с упора не снялся, необходимо удерживать самолет от разворота отклонением соответствующей педали руля направления, а также применить одностороннее торможение колес. В конце пробега выключить двигатель, винт которого не снялся с упора.

На пробеге направление выдерживать рулем направления, заблокированным с управлением передней ногой шасси, и в случае необходимости тормозами.

Автоматы торможения позволяют пользоваться тормозами сразу после опускания передних колес шасси, для чего нужно нажать тормозные педали и удерживать их в нажатом положении до полной остановки самолета.

В связи с эффективным торможением самолета винтами и при достаточной длине ВПП тормозами колес пользоваться целесообразно, как правило, во второй половине пробега.

При отказе основной гидросистемы торможения колес шасси в случае необходимости следует использовать аварийное торможение.

В конце пробега на скорости 15—20 км/час вытянуть штурвальчик ручного управления передними колесами полностью на себя и, пользуясь им, срулить с ВПП, после чего убрать закрылки.

ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Разрешается выполнять посадку при боковой составляющей ветра не более 10 м/сек.

Скорость предпосадочного планирования при встречно-боковом ветре 10 м/сек и более увеличивать на 10—15 км/час по сравнению с указанными выше в таблице.

При заходе на посадку с боковым ветром борьбу со сносом до БПРМ вести курсом, с высоты 50—70 м упреждение постепенно уменьшать, выдерживая самолет в створе ВПП путем создания крена в сторону ветра.

Перед приземлением убрать крен и дать ногу по сносу. После приземления самолета отклонить элероны в сторону ветра для устранения крена самолета. После опускания передних колес шасси направление пробега выдерживать с помощью взлетно-посадочного управления передними колесами, используя в случае необходимости тормоза.

ПОСАДКА С ПРЕДЕЛЬНО ПЕРЕДНЕЙ И ПРЕДЕЛЬНО ЗАДНЕЙ ЦЕНТРОВКАМИ

Посадки с предельными эксплуатационными центровками требуют повышенного внимания летчика.

При посадке с предельно передней центровкой скорость предпосадочного планирования держать на 10 км/час больше, чем скорость планирования при средних центровках. Перед посадкой отклонением триммера руля высоты создать небольшое давящее усилие на штурвале.

РУД убирать до $\alpha_n = 0^\circ$ по УПРТ на выдерживании после придания самолету посадочного положения. Усилия, прикладываемые к штурвалу для создания посадочного угла самолета, значительно больше, чем при средних центровках. При посадке с предельно задней эксплуатационной центровкой планирование производить на скорости, указанной выше в таблице. Перед посадкой отклонением триммера руля высоты создать небольшое тянущее усилие на штурвале. На посадке самолет легко выходит на посадочный угол, расход руля высоты и усилия на штурвале при этом значительно меньше, чем при посадке со средними центровками.

После приземления самолет стремится увеличить угол тангажа. Для опускания передней ноги необходимо плавно отдать штурвал от себя, а при необходимости применить торможение колес.

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Решение об уходе на второй круг, как правило, должно быть принято на высоте не ниже 50 м. В отдельных случаях при внезапном возникновении угрозы безопасности выполнению посадки уход на второй круг может быть выполнен с любой высоты до начала выравнивания.

Приняв решение об уходе на второй круг, командир экипажа обязан:

— плавно и синхронно довести РУД до взлетного положения;

— подать команду своему помощнику «Шасси убрать»;

— в горизонтальном полете увеличить скорость до 270—280 км/час и перевести самолет в набор высоты;

— на высоте не менее 100 м подать команду своему помощнику «Закрылки убрать». Закрылки убирать короткими импульсами, не допуская снижения самолета;

— увеличить скорость до 300 км/час, после чего уменьшить режим работы двигателей до номинального;

— выполнить повторный заход на посадку.

ЗАРУЛИВАНИЕ НА СТОЯНКУ И ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

Перед заруливанием на стоянку убедиться в наличии давления в гидравлической системе и в нормальной работе тормозов.

Помощник командира экипажа и штурман самолета в процессе заруливания обязаны наблюдать за препятствиями и своевременно докладывать о них командиру экипажа. Если руление к месту стоянки затруднено, то за 40—60 м от стоянки остановить самолет и выключить двигатели. На место стоянки в этом случае самолет буксируется тягачом.

Зарулив на стоянку, командир экипажа должен:

— поставить самолет на стояночный тормоз;

— подать команду экипажу выключить потребители электроэнергии;

— выключить взлетно-посадочное и рулевое управление передними колесами;

— выключить двигатели;

— застопорить управление самолетом;

— после прекращения вращения винтов все системы привести в исходное положение;

— снять самолет со стояночного тормоза.

Предупреждение. До полного вращения винтов категорически запрещается выключать бортовые аккумуляторы.

НАБОР ВЫСОТЫ, ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ И СНИЖЕНИЕ

Набор до заданной высоты производить на номинальном режиме работы двигателей (80° по УПРТ). Наивыгоднейшая скорость набора высоты 300 км/час по прибору до высоты 6000 м. При дальнейшем наборе высоты скорость по прибору уменьшать на 10 км/час на каждые 1000 м. При наборе высоты самолет имеет тенденцию к развороту и кренению вправо, что вызывает необходимость балансировки самолета триммерами.

На высоте 1000 м командир экипажа необходимо подать команду «Загерметизировать кабину» и включить систему наддува. На высоте 3000 м днем и 2000 м ночью подать команду «Надеть кислородные маски». Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты даны в следующей таблице.

Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты

(Взлетный вес 38 000 кг. Режим работы двигателей номинальный)

Высота, м	Скорость по прибору, км/час	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
1000	300	150	10	4
2000	300	210	20	6
3000	300	280	30	8
4000	300	350	40	10
5000	300	430	60	13
6000	300	510	80	16
7000	290	610	110	20
8000	280	740	160	26
9000	270	940	230	36

Набрав заданную высоту, не изменяя режима работы двигателей, перевести самолет в горизонтальный полет. По достижении заданной крейсерской скорости полета установить соответствующий данной скорости режим работы двигателей, но не выше $0,85$ номинального ($64 \pm 2^\circ$ по УПРТ). В полете по маршруту периодически контролировать режим полета и при отклонении скорости и высоты от заданных восстановить их

соответствующим изменением режима работы двигателей.

Причинами изменения скорости в горизонтальном полете при постоянном положении РУД являются изменение веса самолета за счет выработки топлива и изменение температуры наружного воздуха.

При выработке топлива скорость полета возрастает. При повышении температуры наружного воздуха скорость полета уменьшается, при понижении — увеличивается.

В горизонтальном полете при нейтральном положении триммеров вследствие реактивного момента воздушных винтов самолет имеет тенденцию к развороту и кренению вправо, что вызывает необходимость балансировки самолета триммерами. При значительном изменении режима работы двигателей требуется дополнительная балансировка самолета.

Величины наивыгоднейших скоростей полета в зависимости от высоты полета составляют:

Высота, м	500	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000
Скорость полета по прибору, км/час ...	385	380	370	360	350	340	330	315	300	285
Стандартная истинная скорость полета, км/час . . .	393	398	409	418	428	437	449	453	458	462

Расчет радиуса, дальности и продолжительности полета изложен в гл. VI.

Снижение самолета до высоты круга выполнять на режиме полетного малого газа ($18-22^\circ$ по УПРТ) при скорости полета по прибору не более 500 км/час.

Рекомендуемая скорость снижения по прибору 450 км/час.

Расход топлива, путь и время при снижении самолета до высоты 500 м (полетный малый газ) даны в следующей таблице.

Высота начала снижения, м	Скорость по прибору, км/час	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
1000	450	20	10	1
2000	450	50	20	2
3000	450	80	30	4
4000	450	110	50	6
5000	450	130	60	7
6000	450	150	80	9
7000	450	160	90	10
8000	450	170	110	12
9000	450	180	130	13

В случае необходимости (нарушение системы питания кислородом, нарушение герметизации кабин, болезнь членов экипажа и др.) выполняется экстренное снижение до высоты 4000 м.

При экстренном снижении необходимо:

- убедиться, что выключатель промежуточных упоров находится в положении «Винты на упоре»;
- убрать РУД двигателей до 0° по УПРТ;
- перевести самолет в режим снижения.

При выполнении снижения не допускать увеличения числа М более 0,7 и приборной скорости более 600 км/час.

При подходе к высоте 4000 м начать вывод самолета из снижения и установить двигателям режим полетного малого газа. Вывод из экстренного снижения выполнять плавно с перегрузкой 1,2—1,4. Дальнейшее снижение выполнять обычным методом.

При достижении высоты круга уменьшить скорость полета до 350 км/час и выполнить заход на посадку.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА НА ГРУНТОВЫХ АЭРОДРОМАХ

Взлет с грунтовой полосы с твердым и сухим покрытием, а также посадка на нее практически аналогичны взлету и посадке на бетонированную ВПП.

Руление по сухому грунту почти не отличается от руления по бетону, но требует несколько повышенного режима работы двигателей.

Руление по грунту с травяным покровом после дождя затруднено малой эффективностью управления передней ногой шасси и тормозов. Рулить в этом случае следует на малой скорости, на разворотах скорость уменьшать до 3—5 км/час и для разворота использовать плавное увеличение мощности соответствующего двигателя.

Перед взлетом следует точно установить самолет по линии взлета. Страгивание с места начинать плавно, избегая разворота в первоначальный момент.

Подъем передней ноги шасси при взлете начинать на меньшей скорости.

При выполнении посадки на грунт опускать передние колеса на меньшей скорости, чем при посадке на бетон.

Винты с промежуточных упоров снимать позднее, сообразуясь с длиной ВПП.

Руление, взлет и посадка на размокших грунтах не рекомендуются, так как руление затруднено из-за малой эффективности тормозов, неэффективности передних управляемых колес, а также попадания грязи на агрегаты шасси, что может привести к отказу системы уборки и выпуска шасси.

При взлете и посадке на размокшем грунте возможно повреждение обшивки фюзеляжа, фар, агрегатов шасси, попадание комков грязи в двигатели при снятии винтов с промежуточных упоров на пробеге и повреждение двигателей.

ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТА, НАБОРА ВЫСОТЫ И ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА НА САМОЛЕТЕ Ан-8 С ДВИГАТЕЛЯМИ АИ-20Д 3 серии (АИ-20ДК)

Взлет разрешается производить при температуре масла на входе в двигатель не выше +100°С.

Набор высоты до заданной производить на номинальном режиме работы двигателей ($79 \pm 2^\circ$ по УПРТ до высоты 3000 м и $90 \pm 2^\circ$ по УПРТ на высотах выше 3000 м).

При экстренной необходимости набор высоты выполнять на максимальном режиме работы двигателей ($90 \pm 2^\circ$ по УПРТ до высоты 3000 м и $100^\circ \pm 4^\circ$ по УПРТ на высотах выше 3000 м) с учетом установленных

ограничений по времени непрерывной работы (см. таблицу ниже).

Примечание. В случае наличия обледенения при температуре наружного воздуха ниже $+5^{\circ}\text{C}$ при наборе высоты на максимальном режиме разрешается производить отбор воздуха для противообледенительной системы самолета при условии отключения отбора на наддув герметической кабины.

По окончании набора заданной высоты перевести самолет в горизонтальный полет, установив режим работы двигателей не выше 0,85 номинального.

При отказе стартер-генератора СТГ-12ТМО-1000 в полете двигатель не выключать, а продолжать полет до ближайшего аэродрома. При этом отказавший стартер-генератор отключить от сети. После посадки проверить целостность предельной предохранительной муфты привода стартер-генератора вращением винта вручную с одновременным наблюдением за вращением якоря отказавшего СТГ.

Отсутствие вращения якоря означает, что предохранительная муфта срезана и подлежит замене на новую.

Примечание. После замены муфты необходимо проверить исправность СТГ-12ТМО-1000 в соответствии с инструкцией по эксплуатации.

Наименование режима	Положение РУД по УПРТ, град	Когда применяется режим	Ограничения по времени работы
Взлетный	100^{+4}_{-2}	На взлете	Не более 5 мин непрерывно
Максимальный	90 ± 2	На земле и в полете до $H < 3000 \text{ м}$	Не более 15 мин непрерывно
	100^{+4}_{-2}	В полете на $H < 3000 \text{ м}$	
Номинальный	79 ± 2	На земле и в полете до $H < 3000 \text{ м}$	Время непрерывной работы не ограничено
	90 ± 2	В полете на $H > 3000 \text{ м}$	

Продолжение

Наименование работы	Положение РУД по УПРТ, град	Когда применяется режим	Ограничения по времени работы
0,85 номинального	65 ± 2	На земле и в полете до $H < 3000 \text{ м}$	Время непрерывной работы не ограничено
	79 ± 2	В полете на $H > 3000 \text{ м}$	
0,7 номинального	55 ± 2	На земле и в полете до $H < 3000 \text{ м}$	То же
	65 ± 2	В полете на $H > 3000 \text{ м}$	
0,6 номинального	48 ± 2	На земле и в полете до $H < 3000 \text{ м}$	"
	55 ± 2	В полете на $H > 3000 \text{ м}$	
0,4 номинального	34 ± 2	На земле и в полете до $H < 3000 \text{ м}$	"
	48 ± 2	В полете на $H > 3000 \text{ м}$	
0,2 номинального	Не менее 22	На земле и в полете	"
Земной малый газ	0	На земле	Не более 30 мин непрерывно

Примечание. Суммарная наработка двигателя на взлетном и максимальном режимах не должна превышать 3% установленного ресурса, наработка двигателя на номинальном режиме не должна превышать 30% установленного ресурса.

ГЛАВА III

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Самолет Ан-8 оборудован достаточным количеством пилотажных и навигационных приборов, которые позволяют выполнять полеты днем и ночью в сложных метеоусловиях и осуществлять заход и расчет на посадку при установленном для летчика и аэродрома минимуме погоды с использованием систем ОСП и СП-50.

Полеты по приборам возможны во всем диапазоне эксплуатационных скоростей и высот данного самолета.

Перед полетом в сложных метеоусловиях экипаж особое внимание должен уделять проверке работы следующих приборов:

- авиаторизонтов АГБ-2;
- радиовысотомера РВ-2;
- ГИК-1 и ГПК-52;
- радиоконпасов АРК-5;
- самолетных приборов системы посадки по приборам (СП-50).

Кроме того, необходимо проверить и убедиться:

- в исправной работе системы обогрева ПВД и противообледенительных систем самолета и двигателей;
- в наличии на борту самолета бортовых полетных карт, регламентов и схем пробирования облаков аэродромов вылета и посадки и запасных аэродромов.

После запуска двигателей и готовности экипажа к полету произвести выруливание и взлет согласно соответствующим разделам Инструкции.

Примечания: 1. Проверка работы системы обогрева ПВД и противообледенительных систем самолета и двигателей на земле и работа с ними в полете выполняются согласно гл. VII данной Инструкции.

2. Гироскопические приборы должны быть включены не менее чем за 5 мин до выруливания.

После взлета перед входом самолета в облака необходимо:

— сличить показания авиаторизонтов с действительным положением самолета относительно естественного горизонта и перейти к пилотированию самолета по приборам;

— прозерить включение обогрева ПВД и включить необходимые противообледенительные системы, руководствуясь указаниями, изложенными в гл. VII данной Инструкции (выполняет помощник командира экипажа по команде своего командира).

Пробивание облаков вверх (вниз) выполнять в строгом соответствии с инструкцией по производству полетов на данном аэродроме на скоростях и режимах работы двигателей, указанных в гл. II в разделе «Набор высоты» («Снижение») данной Инструкции.

Примечания: 1. Противообледенительные системы самолета и двигателей обеспечивают безопасное выполнение полета в условиях обледенения средней и сильной интенсивности в течение 30 мин.

2. Противообледенительные системы самолета и двигателей включать после выхода из зоны обледенения, руководствуясь указаниями, изложенными в гл. VII данной Инструкции.

Заход и расчет на посадку, как правило, выполнять по «большой коробочке» или с прямой с использованием систем ОСП или СП-50.

Однако в зависимости от конкретных условий полета и воздушной обстановки в районе аэродрома посадки могут быть применены и другие методы захода и расчета на посадку в сложных метеоусловиях, описание которых дано в Руководстве по самолетовождению.

При выполнении захода и расчета на посадку обязанности между членами экипажа распределяются следующим образом:

— командир экипажа пилотирует самолет и руководит экипажем;

— помощник командира экипажа помогает своему командиру в пилотировании самолета, следит за выдерживанием заданных высот и скоростей полета, особенно на снижении после четвертого разворота;

— штурман самолета следит за выдерживанием заданного режима полета и своевременным выполнением разворотов, прослушивает позывные дальней и ближ-

ней приводных радиостанций, докладывает расстояние до дальней приводной радиостанции и об отклонениях по высоте, скорости и курсу, следит за появлением видимости земли и докладывает о выходе из облаков.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ ПО СИСТЕМЕ ОСП

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ ПО «БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКЕ» ПРИ ПОЛЕТЕ ПО КРУГУ

Первый разворот при выполнении полета по кругу с заходом и расчетом на посадку по «большой коробочке» выполнять на высоте не ниже 200 м в режиме набора высоты.

Высота полета по кругу выдерживается согласно инструкции для данного аэродрома (рекомендуемая высота 400—500 м).

Второй разворот при полете с левым кругом выполнять при положении стрелки указателя курсовых углов радиокompаса, настроенного на дальнюю приводную радиостанцию, на курсовом угле радиостанции, равном 240° (при правом круге $KYP=120^\circ$). При выполнении разворотов докладывать руководителю полетов о начале разворота.

При наличии ветра учитывать угол сноса на прямолинейных участках «большой коробочки» и изменения курсовых углов начала разворотов.

На траверзе дальней приводной радиостанции ($KYP=270^\circ$ при полете с левым кругом и $KYP=90^\circ$ при полете с правым кругом) доложить руководителю полетов о пролете траверза и выпустить шасси. Проверить, включен ли РВ-2.

Третий разворот выполнять при $KYP=240^\circ$ ($KYP=120^\circ$ при полете с правым кругом).

Между третьим и четвертым разворотами на приборной скорости 290—310 км/час выпустить закрылки на 15° .

Четвертый разворот выполнять на высоте круга при $KYP=290^\circ \pm 5^\circ$ ($KYP=70^\circ \pm 5^\circ$ при полете с правым кругом) на приборной скорости 250—270 км/час с креном $15-20^\circ$ в зависимости от посадочного веса.

Разворот на посадочный курс необходимо выполнять так, чтобы при выходе из разворота стрелка указателя радиокompаса и стрелка указателя ГПК одновременно подошли соответственно на $KYP=0^\circ$ и курс

посадки, для чего в процессе разворота сличать показания радиокompаса и ГПК. Если стрелка указателя радиокompаса раньше подходит к нулю, чем ГПК к курсу посадки, уменьшить крен, а если позже — увеличить крен.

Штурман самолета обязан следить за выполнением разворота и оказывать помощь командиру экипажа в выводе самолета на посадочный курс.

После выхода из четвертого разворота, зная величину сноса на посадочном курсе, командиру экипажа необходимо взять упреждение в курс, руководствуясь при этом показаниями АРК и ГПК.

В случае отсутствия условий обледенения (температура наружного воздуха более $+5^\circ C$) после четвертого разворота порядок довыпуска закрылков и выдерживание скоростей предпосадочного планирования такой же, как и при полетах в простых метеоусловиях.

Проход дальней приводной радиостанции должен быть выполнен на высоте не менее 200 м.

На высоте 200 м, если дальнюю приводную радиостанцию не прошли, снижение прекратить.

Момент прохода дальней приводной радиостанции определять по сигналу маркерного приемника (звонок, мигание лампочки) и переходу стрелки АРК на $KYP=180^\circ$.

Помощник командира экипажа докладывает руководителю полетов о проходе дальней приводной радиостанции и получает разрешение на посадку.

Предупреждения: 1. После завершения четвертого разворота до принятия решения о довыпуске закрылков командир экипажа обязан убедиться в отсутствии льда на стабилизаторе. Осмотр состояния передней кромки стабилизатора производится бортовым техником по АДО через смотровое окно, расположенное между шпангоутами 51—52 фюзеляжа. В ночное время осмотр производится с помощью фары, установленной у смотрового окна.

2. Если экипаж не уверен, что на стабилизаторе (на самолетах, на которых не выполнена доработка по установке смотрового окна и фары) нет льда, посадку в условиях возможного обледенения производить с закрылками, отклоненными на угол не более 20° .

3. При вынужденном выполнении посадки самолета с обледеневшим стабилизатором (частичный или полный отказ противообледенительной системы) закрылки отклонять на угол не более 20° .

4. При посадке в условиях, указанных в предупреждениях 2 и 3, выпуск закрылков на угол не более 20° должен быть завершен до входа в посадочную глиссаду.

Скорость планирования при $\delta_a = 20^\circ$ выдерживать в диапазоне 250—270 км/час по прибору в зависимости от посадочного веса. При этом не допускать резких маневров в вертикальной плоскости ($0,7 \leq n_y \leq 1,3$).

Скорости планирования и посадки, а также длина пробега в зависимости от посадочного веса приведены в таблице.

Посадочный вес, т	Скорость планирования по прибору, км/час	Скорость на посадке по прибору, км/час	Длина пробега, м
38	270	220	920
34	260	210	850
30	250	200	750

При посадке с закрылками, отклоненными на 20° , учитывать, что тянущие усилия на штурвале значительно меньше, чем при посадке с $\delta_a = 35^\circ$, особенно с задней центровкой. Неучет этого явления может привести к взмыванию самолета на выдерживании.

При ухудшении метеорологических условий ниже минимума, установленного для летчика или аэродрома посадки, снижение прекратить, набрать безопасную высоту полета и действовать согласно указаниям руководителя полетов.

Проход ближней приводной радиостанции выполнять на высоте 70—80 м. Уточнение расчета и посадку после выхода из облаков производить обычным способом, изложенным в разделе «Полет по кругу» (гл. II).

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ ПО «БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКЕ» ПОСЛЕ ВОЗВРАЩЕНИЯ С МАРШРУТА ИЛИ ИЗ ЗОНЫ

При входе в район аэродрома запросить разрешение у руководителя полетов на подход к аэродрому (выход на приводную радиостанцию) и условия посадки.

Экипаж должен получить от руководителя полетов следующие данные:

- высоту выхода на приводную радиостанцию;
- барометрическое давление на уровне аэродрома;
- высоту нижней границы облаков;
- горизонтальную видимость, температуру воздуха, скорость и направление ветра у земли;
- метод захода и расчета на посадку и посадочный курс.

Кроме того, экипаж должен знать:

- расчетные данные для пробивания облаков;
- минимальную высоту снижения над аэродромом для выхода из облаков;
- высоту прохода дальней и ближней приводных радиостанций.

Получив условия посадки, экипаж выполняет необходимые расчеты и выходит на дальнюю приводную радиостанцию на заданной высоте по стандартному давлению 760 мм рт. ст.

Момент пролета дальней приводной радиостанции доложить руководителю полетов, после чего выполнить разворот на посадочный курс с креном $15\text{—}20^\circ$ и установить его на ГПК и ГИК.

Первый разворот выполнять по времени после прохода дальней приводной радиостанции, рассчитанному штурманом, или по указанию руководителя полетов.

Дальнейший полет над аэродромом выполнять по «большой коробочке» на эшелоне, указанном руководителем полетов, с обязательным докладом о выполнении всех разворотов, пролета траверза дальней приводной радиостанции и высоте полета.

Снижение на очередной эшелон или до высоты круга выполнять только с разрешения руководителя полетов.

Перевод всех высотомеров со стандартного давления (760 мм рт. ст.) на давление аэродрома производить по команде командира экипажа после получения разрешения от руководителя полетов на снижение до высоты круга.

Одновременно с установкой барометрического высотомера на давление аэродрома командиру экипажа включить радиовысотомер, если он не был включен.

Дальнейший полет и посадку выполнять в последовательности, указанной выше.

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ

При выходе в район аэродрома запросить у руководителя полетов разрешение на подход, эшелон и условия посадки.

Получив разрешение на подход и условия посадки, командиру экипажа подать команду штурману на определение угла сноса на посадочном курсе, расчетного

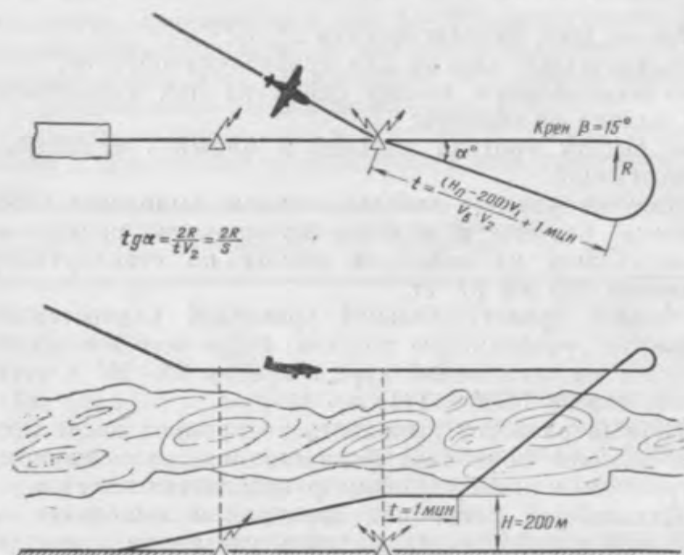


Рис. 14. Схема пробивания облаков при заходе на посадку с прямой

угла отворота, времени и курса полета от радиостанции до точки разворота на пробивание облаков вниз (рис. 14) до высоты 200 м (высота пролета дальней приводной радиостанции).

Время полета за облаками t от момента пролета дальней приводной радиостанции до точки разворота рассчитывается по формуле

$$t = \frac{(H_n - 200) V_1}{V_v V_2} + 1 \text{ мин},$$

где H_n — высота полета за облаками, м;

V_v — вертикальная скорость снижения, м/сек;

V_1 — скорость полета при пробивании облаков вниз (по тонкой стрелке), км/час;

V_2 — скорость полета за облаками от радиостанции к точке разворота (по тонкой стрелке), км/час.

Скорости V_1 и V_2 при наличии ветра должны быть равны средним путевым скоростям соответственно при пробивании облаков вниз и при полете за облаками. Расчетный угол PY рассчитывается по формуле

$$\sin PY = \frac{2R}{S},$$

где R — радиус разворота, км;

S — путь самолета от радиостанции до начала разворота на посадочный курс ($S = V_2 t$), км.

В момент пролета дальней приводной радиостанции взять курс, отличающийся от обратного посадочного курса на расчетный угол PY , и доложить руководителю полетов о пролете дальней приводной радиостанции. После этого командиру экипажа подать команду установить на барометрических высотомерах давление на уровне аэродрома, включить РВ-2 (если он не был включен) и установить ГПК и ГИК на курс посадки.

За минуту до разворота на посадочный курс установить скорость полета не более 350 км/час по прибору, выпустить шасси, затем закрылки на 15°.

Доложить руководителю полетов о начале разворота и выпуске шасси. Разворот выполнять с выпущенным шасси на скорости 320—330 км/час.

Закончив разворот, перевести самолет на снижение с рассчитанными вертикальной скоростью снижения V_v и скоростью по траектории снижения V_1 .

На высоте 400—500 м на скорости ~~320—330~~ ²⁵⁰⁻²⁷⁰ км/час по прибору выпустить закрылки на ~~25°~~ ^{35°}.

В дальнейшем действия экипажа аналогичны действиям при полете после четвертого разворота при заходе на посадку по «большой коробочке».

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ ПО СИСТЕМЕ СП-50

Перед полетом с использованием системы типа СП-50 необходимо на земле включить и проверить самолетное оборудование системы.

Перед выруливанием установить рабочий канал курсоглиссадной системы и включить ее.

На линии исполнительного старта установить самолет строго по оси ВПП и проверить показания прибора ПСП-48, при этом:

- стрелка курса должна стоять строго в центре прибора;

- стрелка глиссады должна находиться в верхнем положении;

- бленкеры, указывающие на исправность курсового и глиссадного маяков, должны быть закрыты.

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ ПО «БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКЕ»

Выполнение полета по «большой коробочке» с помощью системы СП-50 до начала четвертого разворота не отличается от полета по «большой коробочке» с использованием системы ОСП.

На участке между вторым и третьим разворотами проверить установку переключателя в положение «М—К» и установку стрелки курса прибора ПСП-48 на электрический нуль путем нажатия рукоятки «Баланс — Контроль нуля» на щитке управления. Если стрелка не становится нейтрально, установить ее в нейтральное положение, вращая рукоятку в нажатом положении.

При подходе к четвертому развороту глиссадный и курсовой приемники вступают в режим устойчивой работы (бленкеры закроются), стрелка глиссады отклонится вверх, а стрелка курса вправо (при входе в зону курса слева).

При соответствующих показаниях АРК или по команде с КДП начать четвертый разворот для выхода на посадочный курс с креном 15° .

Для полета по зонам курса и глиссады с помощью прибора ПСП-48 необходимо твердо знать, что стрелка прибора ПСП-48 при направлении самолета на ВПП показывает сторону нахождения зоны, а при полете от ВПП показывает сторону, противоположную нахождению зоны.

Стрелка глиссады во всех случаях, независимо от направления полета, показывает, где находится зона глиссады относительно самолета.

В процессе четвертого разворота стрелка курса начнет отходить от края шкалы. В дальнейшем разворот выполнять по показаниям ПСП-48 и ГПК, контролируя разворот по АРК в соответствии с методикой захода и расчета на посадку с использованием системы ОСП.

Для обеспечения точного выхода в зону курса необходимо координировать показания ГПК и ПСП-48 следующим образом:

- перемещение стрелки курса к центру должно происходить пропорционально изменению курса на ГПК;

- если перемещение стрелки курса происходит более энергично, чем изменение курса на ГПК, необходимо разворот ускорить;

- если перемещение стрелки курса происходит медленнее, чем изменение курса на ГПК, разворот необходимо замедлить;

- как только стрелка курса подойдет к белому кружку, а показания курса на ГПК будут подходить к посадочному курсу, вывести самолет из разворота на посадочный курс.

Начало четвертого разворота можно определять и по показаниям стрелки курса прибора ПСП-48. Для этого необходимо третий разворот выполнить на удалении 18—20 км, в этом случае четвертый разворот выполняется на достаточно широком участке зоны курса. При отходе стрелки курса от края шкалы начать четвертый разворот для выхода на посадочный курс по показаниям стрелки курса и курса на ГПК, как и в первом случае.

После входа в зону курса удерживать самолет в режиме горизонтального полета, а стрелку курса в пределах белого кружка.

При подходе стрелки глиссады к краю белого кружка на скорости 280—290 км/час по прибору импульсами довыпустить закрылки на 25° , плавно перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 2—3 м/сек и войти в зону глиссады.

Пилотирование самолета в зоне глиссады осуще-

ствлять удерживанием стрелки глиссады прибора ПСП-48 в центре черного кружка.

Участок полета от момента окончания четвертого разворота и до момента прохода дальней приводной радиостанции необходимо использовать для исправления ошибок четвертого разворота по входу в зону курса и для подбора упреждения на угол сноса при полете с боковым ветром.

Полет самолета в зоне курса контролировать по прибору ПСП-48, помня, что вертикальная стрелка его показывает положение самолета относительно оси ВПП. Если вертикальная стрелка отклонилась от центра, а посадочный курс выдерживается, то самолет следует развернуть в сторону отклонения стрелки и продолжать наблюдать за ее поведением. В момент подхода ее к черному кружку выполнить доворот на посадочный курс.

При пилотировании самолета в зоне глиссады рекомендуется удерживать стрелку глиссады между центром и верхней границей черного кружка (самолет в этом случае будет находиться в нижнем участке зоны глиссады). При выходе из зоны глиссады вверх (стрелка глиссады прибора ПСП-48 отклонена вниз до края белого кружка) возвращение самолета в зону выполнять незначительным и плавным отклонением штурвала от себя.

Предупреждение. При пилотировании самолета по глиссаде не допускать, чтобы стрелка глиссады выходила вверх из пределов черного кружка. Особенно это опасно при полете на малой высоте, когда возможно столкновение с препятствиями.

В процессе полета в зоне курса снос самолета устраняется упреждением к посадочному курсу на величину угла сноса, при этом стрелка курса прибора ПСП-48 удерживается в центре черного кружка, а самолет — на оси зоны курса.

Рекомендуется при сильном боковом ветре, установив упреждение к посадочному курсу на угол сноса, удерживать стрелку курса на границе белого кружка прибора ПСП-48 в той стороне, куда направлен ветер. В этом случае самолет удерживается на границе зоны курса с наветренной стороны и при неточном учете сноса сносится в зону курса, а не из нее, а перед по-

садкой упрощается доворот самолета на посадочный курс.

Зона глиссады должна проходить над дальней приводной радиостанцией на высоте 200—220 м. Если при проходе дальней приводной радиостанции самолет не находится в зонах курса и глиссады (стрелка курса находится на краю шкалы или стрелка глиссады находится на третьей точке внизу или еще ниже), необходимо уйти на второй круг.

О проходе дальней приводной радиостанции доложить руководителю полетов. После прохода дальней приводной радиостанции, выхода из облаков и при отсутствии льда на стабилизаторе довыпустить закрылки на 35°. Зона глиссады над ближней приводной радиостанцией должна проходить на высоте 70—80 м.

По мере приближения самолета к началу ВПП происходит уменьшение ширины зоны курса и глиссады. Пилотирование самолета в связи с этим усложняется.

Допущенные ошибки следует исправлять небольшими отклонениями рулей.

Посадка в пределах ВПП по направлению обеспечивается в том случае, если стрелка курса не выходит при подходе к ВПП из пределов черного кружка.

Уточнение расчета и посадку выполнять обычными способами, изложенными в разделе «Полет по кругу» (глава II).

Предупреждение. Открытое положение бленкера аварии курса или глиссады на приборе ПСП-48 свидетельствует о неисправности самолета или наземного оборудования.

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ

Сущность захода и расчета на посадку с прямой состоит в том, чтобы вывести самолет точно на посадочный курс в створе с ВПП на расстоянии, обеспечивающем пробивание облаков вниз с заданным режимом полета и выходом на дальнюю приводную радиостанцию на высоте 200 м. В этом случае для вывода самолета в точку начала разворота на посадочный курс экипажу действовать, как и при заходе на посадку с прямой с использованием системы ОСП. При этом, считывая время горизонтального полета до начала

разворота, следует брать больший запас времени (на 1—2 мин), чем при использовании системы ОСП, чтобы обеспечить выход на глассаду планирования до дальней приводной радиостанции.

Разворот на посадочный курс выполнять, используя приборы ПСП-48, ГПК и АРК аналогично четвертому развороту при заходе на посадку по «большой коробочке».

Войдя в зону действия курсового радиомаяка, проверить установку стрелки курса ПСП-48 на электрический нуль нажатием рукоятки «Баланс — Контроль нуля».

В дальнейшем полет выполнять, как при заходе на посадку по «большой коробочке».

ГЛАВА IV

ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ

При подготовке к ночным полетам так же, как и перед дневными полетами, всем членам экипажа выполнить в полном объеме предполетный осмотр самолета.

Проверить:

- целостность и чистоту остекления посадочных фар, АНО и строевых огней;

- после посадки в кабину освещенность панелей приборной доски, пультов и щитков, для чего включить лампы УФО, реостатами отрегулировать яркость освещения и установить лампы так, чтобы все приборы были хорошо освещены и не было бликов от источников света на остеклении кабины и приборов; исправность кабинных ламп белого света, для чего включить их вращением реостата на корпусах ламп.

Кроме того, необходимо:

- убедиться в исправности работы световых габло и установить необходимую яркость их свечения;

- затемнить поворотом колпачков светофильтров вправо до отказа все лампочки сигнализации, кроме лампочек сигнализации о пожаре, лампочек сигнализации о превышении скорости и лампочек сигнализации остатка топлива на 60 и 15 мин полета;

- проверить работу аэронавигационных огней в различных режимах яркости;

- проверить исправность строевых огней;

- проверить исправность посадочных фар в режимах большого и малого света, для чего фары выпустить и включить на короткий промежуток времени.

Центры световых пятен фар (режим «Большой свет») должны находиться впереди самолета на удалении 30—40 м.

После проверки фары выключить и убрать. Запуск и опробование двигателей выполнять обычным порядком.

Руление выполнять с включенными аэронавигационными огнями, установленными на 30 или 100% яркости свечения. Если местность впереди самолета не обозначена огнями и не освещена, рулить с включенными посадочными фарами в режиме малого или большого света. Посадочные фары в режиме большого света включать поочередно (непрерывное горение одной фары не должно превышать 5 мин). В темную ночь или при плохой видимости руление выполнять с включенными строевыми огнями.

Взлет, как правило, выполнять с включенными посадочными фарами, для чего перед началом разбега выпустить и включить посадочные фары в режим большого света.

Техника выполнения взлета ночью аналогична технике выполнения взлета днем. Направление на разбеге выдерживать по относительному смещению линий посадочных огней ВПП и по осевой линии ВПП при включенных посадочных фарах. После того как самолет оторвется от земли, выдерживание производить с постепенным отходом от земли и увеличением скорости; пилотирование самолета выполнять по авиагоризонту, огням ВПП, указателю скорости и вариометру. Перед прохождением пограничных огней ВПП полностью перейти к пилотированию по приборам.

Помощнику командира экипажа после отрыва самолета от земли по команде командира убрать шасси и помогать ему в пилотировании самолета, обращая особое внимание на сохранение скорости, отсутствие кренов и выдерживание направления взлета. При отклонении от заданного режима набора высоты помощнику командира экипажа доложить об этом командиру.

На высоте 50—70 м бортовому технику по команде командира экипажа выключить и убрать посадочные фары.

На высоте не ниже 150 м помощнику командира эки-

пажа по команде командира в два — три приема убрать закрылки. Все полеты ночью выполнять, как правило, по приборам. Ночной полет требует от экипажа повышенного внимания и четкости в работе.

Полет по кругу и заход на посадку ночью как в простых, так и в сложных метеоусловиях выполнять в такой же последовательности, как и днем при полете в сложных метеоусловиях с использованием систем ОСП или СП-50.

Начало разворотов определять по показаниям АРК или по командам руководителя полетов.

Четвертый разворот выполнять без снижения на высоте не менее 300 м с таким расчетом, чтобы к концу разворота крен не увеличивать, а уменьшать.

При снижении после четвертого разворота командир экипажа должен уделять особое внимание выдерживанию заданных скоростей и высот прохода дальней и ближней приводных радиостанций.

Высота прохода дальней приводной радиостанции должна быть не менее 200 м, ближней — 70—80 м.

Скорость планирования после выпуска закрылков на угол 35° должна быть 240—260 км/час в зависимости от ветра и посадочного веса самолета.

Вертикальная скорость снижения после четвертого разворота должна быть 2—4 м/сек. Посадочные фары при заходе на посадку включать на высоте 100—150 м при условии хорошей видимости. Пользоваться фарами в дождь, снегопад и дымку запрещается, если создается ореол, ухудшающий видимость и затрудняющий выполнение посадки. Выпуск и включение фар выполнять бортовому технику по команде командира экипажа.

Выравнивание самолета перед посадкой выполнять только в полосе, освещенной прожекторами. Посадку на полосу, освещенную прожекторами, выполнять так же, как и днем.

Посадка с включенными посадочными фарами на не освещенную прожекторами полосу несколько сложнее и требует повышенного внимания со стороны экипажа и соответствующего опыта.

Если при выполнении посадки ночью (в дождь, снегопад и при наличии дымки) на аэродром с не освещенной наземными прожекторами ВПП при включении посадочных фар создается ореол, ухудшающий видимость

и затрудняющий посадку, необходимо уйти на запасный аэродром с хорошими условиями погоды или оборудованный наземными прожекторами.

Направление пробега после посадки выдерживать по огням ВПП или по ее осевой линии, освещенной посадочными фарами. Снятие винтов с упоров и торможение на пробеге выполнять так же, как и при дневных полетах.

В конце пробега бортовому технику по команде командира экипажа переключить посадочные фары в режим малого света.

Заруливание на стоянку выполнять по рулежным дорожкам с посадочными фарами, включенными в режим малого света; большой свет использовать при необходимости.

После заруливания на стоянку до выключения двигателей выключить УФО, посадочные фары и убрать их.

ГЛАВА V

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ

На самолетах с ТВД при отказе в полете двигателя или воздушного винта в случаях несрабатывания автофлюгера возникает большая отрицательная тяга, значительно усложняющая пилотирование самолета.

Своевременное определение отказа двигателя и флюгирование его винта облегчает дальнейшее пилотирование самолета и обеспечивает безопасность полета.

Основным способом принудительного флюгирования является флюгирование от кнопки КУ-5.

В случаях отказа системы флюгирования винта от кнопки КУ-5 выключение двигателя и флюгирование его винта производить аварийно гидроостановом.

Предупреждение. Снятие воздушных винтов с промежуточного упора в полете, кроме случая отказа флюгерных систем и необходимости перевода винта на $\varphi_0 = 3^\circ$, а также при учебных полетах на данные режимы запрещается.

ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЕЙ

Основным признаком отказа двигателя для летчика, пилотирующего самолет, является энергичный уход самолета с курса и увеличивающийся крен в сторону отказавшего двигателя.

Дополнительными признаками отказа двигателя, определяющими также характер отказа, являются:

- вибрации и тряска двигателя;
- падение давления по указателю ИКМ;

— падение или резкие колебания давления топлива перед форсунками, а также падение мгновенного расхода топлива по РТМС;

— увеличение или падение оборотов двигателя за допустимые пределы;

— рост или падение температуры газов за турбиной;

— падение давления масла в двигателе ниже нормального.

Предупреждение. В целях пожарной безопасности во всех случаях отказа двигателя произвести принудительную разрядку противопожарных баллонов второй очереди в подкапотное пространство нажатием на соответствующие лампы-кнопки и кнопку включения огнетушителей.

Перед нажатием на лампу-кнопку соответствующего двигателя главный выключатель пожарной системы поставить в положение «Проверка». После срабатывания второй очереди с целью обесточивания пожарной системы, но не ранее чем через 15 сек поставить главный выключатель в положение «Выключено», а затем в положение «Пожаротушение».

ОТКАЗ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РАЗБЕГЕ

При отказе одного из двигателей на разбеге командир экипажа обязан прекратить взлет, для чего:

— убрать РУД обоих двигателей до нуля по УПРТ;

— отдать полностью штурвал от себя и прижать переднюю ногу шасси к ВПП, чтобы повысить эффективность управления самолетом для удержания его от разворота;

— возникающие крены парировать энергичным отклонением элеронов; направление пробега выдерживать отклонением педалей (используя взлетно-посадочное управление передней ногой) и торможением колес;

— для сокращения длины пробега применить основное или в случае необходимости аварийное торможение колес;

— во второй половине пробега на скорости не более 50 км/час снять с упора винт работающего двигателя;

— освободить ВПП, используя работающий двигатель.

При рулении с одним работающим двигателем развороты на отказавший двигатель выполняются легко, на работающий — удовлетворительно. При развороте на работающий двигатель режим его должен быть не выше 20° по УПРТ.

(При затрудненном развороте на работающий двигатель следует руление прекратить, выключить двигатель и отбуксировать самолет тягачом.)

При правильных и своевременных действиях экипажа во время отказа двигателя на разбеге самолет удерживается на ВПП при всех скоростях разбега до скорости отрыва включительно как при опущенных передних колесах шасси, так и при поднятых до нормальной величины.

Дистанции прерванного взлета при взлетном весе самолета 38 000 кг приведены в следующей таблице (для стандартных условий).

Скорость самолета на разбеге в момент отказа двигателя, км/час	Дистанция прерванного взлета, м
120	657
140	1000
150	1170
160	1370
170	1580
180	1800

Прекращение взлета при отказе одного из двигателей на сухой грунтовой ВПП существенных отличий не имеет.

ОТКАЗ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТЕ ПОСЛЕ ОТРЫВА

При отказе одного из двигателей на взлете после отрыва самолета до набора скорости 220 км/час при взлетном весе самолета 38 000 кг командир экипажа должен взлет прекратить, для чего:

— удерживать самолет от разворота и крена и немедленно убрать РУД обоих двигателей до нуля по УПРТ;
 — выдерживая направление, произвести нормальную посадку самолета перед собой.

После приземления самолета действия командира экипажа аналогичны действиям при отказе двигателя на разбеге.

Самолет при отказе двигателя на скорости отрыва обладает достаточной устойчивостью и управляемостью для выполнения нормальной посадки.

Дистанции прерванного взлета при нормальном взлетном весе самолета показаны в таблице (для стандартных условий).

Скорость самолета в момент отказа двигателя, км/час	Дистанция прерванного взлета, м
190	2050
200*	2300
220*	2850

* Дистанция прерванного взлета по расчетным данным

При отказе двигателя после отрыва самолета на скорости 220 км/час и более командиру экипажа продолжить взлет.

При этом винт отказавшего двигателя автоматически флюгируется. Самолет обладает достаточной устойчивостью и управляемостью. Для пилотирования самолета требуются большие отклонения руля направления и элеронов, при этом усилия от них значительные.

Порядок действия командира экипажа следующий:

— удерживать самолет от разворота, крена и снижения;

— убедиться, что винт отказавшего двигателя зафлюгировался (по величине усилий от рулей, по докладу борттехника или помощника командира экипажа); если система автоматического флюгирования не сработала, подать команду бортовому технику на немедленное флюгирование винта при помощи кнопки КУ-5; если двигатель не останавливается и лопасти винта не входят во флюгерное положение, флюгиро-

вание винта произвести аварийным гидроостановом;

— подать команду помощнику командира экипажа на уборку шасси, если оно еще не убиралось;

— на скорости 220 км/час перевести самолет в набор высоты с креном 3—5° на работающий двигатель;

— на высоте 100 м подать команду помощнику командира экипажа на уборку закрылков; закрылки следует убирать короткими импульсами, наблюдая за набором высоты по вариометру; величина импульса должна быть такой, чтобы самолет не терял высоты;

— в конце уборки закрылков увеличить скорость до 240—250 км/час без снижения самолета;

— перевести работающий двигатель на номинальный режим (80° по УПРТ);

— набрать высоту полета по кругу (300—500 м) и произвести заход и посадку на аэродром.

Продолжение взлета при отказе одного двигателя обеспечивается в зависимости от температуры и давления наружного воздуха при взлетных весах самолета (в кг), приведенных в следующей таблице.

Температура наружного воздуха, °C	Давление, мм рт. ст.		
	760	730	700
15	38000	37500	36700
20	37500	37000	36200
30	35500	35000	34200
40	32800	32300	31500

При полетных весах, указанных в таблице, обеспечивается скороподъемность не менее 1 м/сек при отказе одного двигателя на взлете.

По этой же таблице определяются максимальные взлетные веса самолета в зависимости от температуры и давления наружного воздуха на аэродромах вылета.

Взлетная дистанция до набора высоты 25 м при отказе одного двигателя на скорости 220 км/час по прибору при полетном весе 38 000 кг равна 2240 м.

ОТКАЗ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ ПРИ НЕМЕДЛЕННОМ ФЛЮГИРОВАНИИ ВИНТА

Отказ в полете одного из двигателей приводит к возникновению разворачивающего и кренящего моментов в сторону отказавшего двигателя.

Интенсивность кренения и разворота самолета зависит от скорости, высоты полета и первоначального режима работы двигателей. На большой высоте (выше 7000 м) после флюгирования винта самолет в крен и разворот идет вяло.

Наибольшие угловые скорости кренения и разворота возникают на режиме набора высоты при скорости полета 280—320 км/час при номинальном режиме работы двигателей (за 5 сек угол крена достигает 20° при невмешательстве в управление).

Во всех случаях отказа одного из двигателей при немедленном флюгировании винта самолет легко удерживается рулями. При запаздывании вмешательства летчика в управление на 5—7 сек самолет также восстанавливает первоначальное положение, но при больших усилиях на органах управления.

Самолет при полете на одном работающем двигателе (винт отказавшего зафлюгирован) обладает достаточной устойчивостью и управляемостью для выполнения горизонтального полета, набора высоты и планирования.

Выполнение разворотов допускается в сторону работающего и отказавшего двигателей с креном не более 20°. Наивыгоднейшая скорость набора высоты по прибору при полете на одном двигателе с убранными шасси и закрылками равна 250 км/час, при выпущенных закрылках во взлетное положение — 220 км/час. Практический потолок самолета на одном двигателе составляет 4800 м (при полетном весе 34 000 кг).

ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Командир экипажа обязан:

- удерживать самолет от крена и разворота соответствующим отклонением рулей;
- определить отказавший двигатель;

— подать команду старшему бортовому технику на флюгирование винта отказавшего двигателя;

— на работающем двигателе установить номинальный режим (80° по УПРТ);

— установить крен 2—3° на работающий двигатель;

— снять триммерами усилия от рулей;

— убрать РУД отказавшего двигателя до нуля по УПРТ;

— убрать шасси, закрылки, закрыть люки, если почему-либо они находились в выпущенном или в открытом положении.

Старший бортовой техник обязан:

— безошибочно соответствующей кнопкой КУ-5 зафлюгировать винт отказавшего двигателя; если винт не зафлюгируется от кнопки КУ-5, ввести его во флюгер аварийным гидроостановом;

— закрыть кран останова и пожарный кран отказавшего двигателя;

— произвести принудительную разрядку противопожарных баллонов второй очереди в подкапотное пространство двигателя, нажав на соответствующую лампу-кнопку и кнопку включения огнетушителей, выполнив предварительно операции, указанные выше в настоящей главе.

Выполнив вышеуказанные действия, командир экипажа должен:

— принять решение о продолжении полета на свой или ближайший запасный аэродром, обеспечивающий выполнение посадки на одном двигателе;

— снизиться до высоты 4000 м; снижение производить на скорости по прибору не менее 280 км/час;

— на высоте 4000 м продолжать горизонтальный полет на скорости 300—310 км/час по прибору.

При этом на режиме работы двигателя, равном номинальному, часовой расход топлива составит около 900 кг/час, километровый — 2,36 кг/км;

— при длительном полете на одном двигателе обеспечить равномерность выработки топлива из симметрично расположенных групп баков;

— если в длительном полете с одним работающим двигателем (винт отказавшего двигателя зафлюгирован при помощи кнопки КУ-5) произойдет саморас-

флюгирование винта, то для постановки его во флюгер использовать аварийный гидроостанов.

Во всех случаях отказа двигателя запуск его в полете не производить, кроме случаев, указанных в главе по эксплуатации противообледенительной системы.

ПОЛЕТ НА ОДНОМ ДВИГАТЕЛЕ ПРИ АВТОРОТИРУЮЩЕМ ВИНТЕ ОТКАЗАВШЕГО (ВЫКЛЮЧЕННОГО) ДВИГАТЕЛЯ

При отказе двигателя в полете и несрабатывании системы автоматического флюгирования или при запаздывании с принудительным флюгированием винт отказавшего двигателя переходит в режим авторотации, что приводит к возникновению у самолета резких разворачивающего и кренящего моментов, а также к уменьшению скорости полета на 20—25 км/час.

Величины разворачивающего и кренящего моментов зависят от скорости, высоты полета, режима работы двигателей и имеют наибольшие значения у земли при наборе высоты на скорости полета 300—320 км/час по прибору.

При немедленном вмешательстве летчика в управление самолет удерживается в исходном режиме полета. Отклонение руля направления при этом достигает 22—25°, отклонение элеронов — 10—12°. Усилия на педалях составляют 70—100 кг, на штурвале от элеронов — 25—35 кг.

При больших отклонениях руля направления возможно появление тряски хвостового оперения.

В случае возникновения тряски хвостового оперения при большом угле отклонения руля направления следует уменьшить угол отклонения руля, парируя тенденцию к развороту самолета креном в сторону работающего двигателя. При этом усилия на педалях уменьшатся, а усилия на штурвале от элеронов несколько возрастут.

Горизонтальный полет при авторотирующем винте отказавшего двигателя невозможен. При работе другого двигателя на номинальном режиме самолет летит со снижением. Наименьшая вертикальная скорость снижения равна 5—6 м/сек при скорости полета 250—260 км/час.

Прямолинейный полет выполнять с креном 2—3° на работающий двигатель.

Выполнение разворотов возможно как в сторону работающего, так и в сторону отказавшего двигателя. Однако разворот в сторону работающего двигателя затруднен из-за больших усилий на органах управления и почти полных отклонений руля направления и элеронов.

Усилия от рулей триммерами полностью не снимаются.

Снятие винта с промежуточного упора приводит к возникновению дополнительного кратковременного рывка (1,5—2 сек) в сторону отказавшего двигателя. Усилия от рулей при этом возрастают, а затем вследствие падения оборотов авторотирующего винта до 50—30% несколько уменьшаются в зависимости от скорости полета.

Скорость снижения самолета после снятия винта с упора уменьшается на 0,3—0,4 м/сек.

Вследствие значительных трудностей, возникающих при полете с одним работающим двигателем и авторотирующим винтом остановленного двигателя, подобные полеты следует выполнять только с учебно-ознакомительной целью (без выполнения посадки) на высоте не ниже 3000 м.

В случае непреднамеренного перехода винта на авторотацию командир экипажа обязан действовать в такой же последовательности, как при обычном отказе двигателя (рис. 15).

Наличие на самолете автоматической и дублированной принудительной систем флюгирования винтов надежно обеспечивает возможность флюгирования при отказе двигателя и практически исключает случаи посадки с авторотирующим винтом.

В исключительных случаях при невозможности зафлюгировать авторотирующий винт командир экипажа обязан сделать следующее.

1. Подать команду экипажу на покидание самолета с парашютом и самому покинуть его:

— при полете по маршруту ночью;

— при полете в сложных метеоусловиях днем, если нижняя граница облаков ниже 1500 м;

— при полете над местностью, не обеспечивающей безопасного исхода вынужденной посадки.

2. Выполнить посадку при авторотирующем винте отказавшего двигателя (по методике, изложенной в разделе «Заход и посадка на одном двигателе»):

1. Начало первого разворота $H=1350$ м над „Т“ (с посадочного курса) с креном $\beta=15-20^\circ$, на $V_{пр}=250-260$ км/час с вертикальной скоростью $V_v=5-5,5$ м/сек с расчетом выхода на траверз ДПРС на $H=750-800$ м (шасси и закрылки убраны, режим работающего двигателя номинальный)

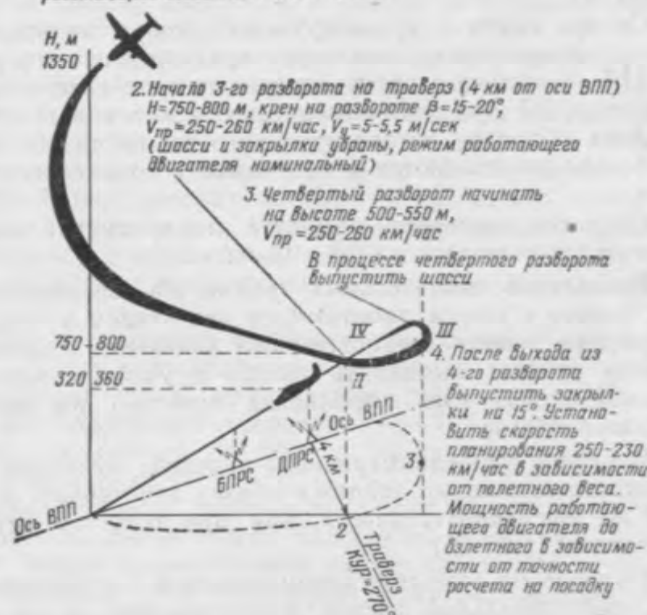


Рис. 15. Схема построения захода и расчета на посадку с авторотирующим винтом отказавшего двигателя при визуальном полете

— при полете над равнинной местностью в простых метеоусловиях — на выбранную площадку;

— при полете над аэродромом или вблизи него на высоте не менее 1000 м в простых метеоусловиях — на аэродром;

— при малой высоте полета, не обеспечивающей

покидания самолета с парашютом, — прямо перед собой или с отворотом на $20-30^\circ$ в случае необходимости избежать прямого удара о препятствия.

ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА ПРИ ОДНОМ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ (ВИНТ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАФЛЮГИРОВАН)

При отказе двигателя на высоте более 1000 м строить маршрут для захода на посадку с таким расчетом, чтобы третий разворот выполнить на высоте 1000 м, а четвертый — на высоте 500 м.

При отказе двигателя при полете по кругу заход на посадку производить на высоте полета по кругу, но не ниже 400 м на скорости 300 км/час по прибору.

Развороты производить с креном не более 20° как на работающий, так и на отказавший двигатель.

Перед выполнением третьего разворота:

— доложить руководителю полетов о заходе на посадку на одном двигателе;

— выпустить шасси (при полете на одном двигателе шасси выпускается медленнее — в течение $20-24$ сек);

— установить работающему двигателю режим, обеспечивающий при выпущенном шасси скорость полета $280-300$ км/час;

— включить тумблер взлетно-посадочного управления передней ногой;

— поставить триммер руля направления в нейтральное положение; от разворота самолет удерживать рулями.

После выполнения четвертого разворота:

— установить скорость планирования $270-290$ км/час в зависимости от посадочного веса самолета (при посадочном весе $37\,000-37\,600$ кг скорость планирования должна быть не менее 290 км/час);

— импульсами выпустить закрылки на 25° ;

— триммером руля высоты снять нагрузки, возникшие на штурвале при выпуске закрылков;

— проходить ДПРМ и БПРМ следует на обычной высоте;

— выравнивание самолета начинать на высоте $5-7$ м при положении РУД работающего двигателя $18-$

22° по УПРТ (на проходной защелке) и заканчивать на высоте 0,5—1,0 м;

— в конце выравнивания убрать РУД работающего двигателя до нуля по УПРТ.

После уборки РУД в процессе выдерживания происходит изменение балансировки самолета: на планировании до уборки РУД за проходную защелку самолет стремится развернуться в сторону неработающего двигателя.

Это стремление летчик парирует отклонением руля направления в сторону работающего двигателя.

После уборки РУД за проходную защелку до нуля по УПРТ самолет энергично разворачивается в сторону работающего двигателя вследствие тормозящего действия винта. Для парирования этого разворота требуется энергичная перекладка руля направления и элеронов в сторону неработающего двигателя.

При выравнивании и выдерживании усилия на руле высоты значительно меньше, чем при обычной посадке, вследствие того, что закрылки выпущены на угол 25°.

После приземления самолет стремится развернуться в сторону работающего двигателя. Отклонением педалей в соответствующую сторону летчик парирует разворот отклонением руля направления и передней управляемой ноги шасси, а во второй половине пробега самолет удерживается от разворота также односторонним торможением колес.

На пробеге на скорости не более 50 км/час командир экипажа снять с упора винт работающего двигателя.

В конце пробега, используя работающий двигатель и ручное управление передней ногой, освободить ВПП.

Посадка с одним работающим двигателем с выпущенным закрылком на большой угол (30—35°) возможна, но ввиду более сложного ее выполнения и затрудненного ухода на второй круг нецелесообразна.

Командир экипажа должен иметь в виду следующее:

а) при посадке на одном двигателе с закрылками, выпущенными на 25°, длина пробега увеличивается примерно вдвое по сравнению с пробегом при обычной посадке;

б) посадка с боковым ветром выполняется проще,

если зафлюгирован двигатель, расположенный на той стороне, куда дует ветер.

Посадочная скорость самолета и длина его пробега в зависимости от посадочного веса при посадке с одним работающим двигателем (винт выключенного двигателя зафлюгирован, $\delta_a = 25^\circ$) приведены в следующей таблице.

Посадочный вес, т	Посадочная скорость, км/час	Длина пробега, м	
		бетон	грунт
32	190	—	980
34	195	—	1020
36	200	825	1060
38	205	—	1100

УХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Уход самолета на второй круг с одним работающим двигателем (винт остановленного двигателя зафлюгирован), с выпущенными шасси и закрылками на 25° из-за больших отклонений рулей и больших усилий от них, а также из-за малой скороподъемности требует от летчика повышенного внимания к пилотированию самолета.

Уход на второй круг можно выполнять при любом полетном весе, включая и максимальный, однако следует помнить, что в последнем случае вертикальная скорость набора высоты до уборки шасси и закрылков будет не более 1 м/сек.

Решение об уходе на второй круг командир экипажа обязан принять, как правило, на высоте не ниже 150 м.

Для ухода на второй круг командир экипажа должен:

— увеличить режим работающего двигателя до взлетного (98—104° по УПРТ);

— подать команду помощнику командира экипажа «Шасси убрать» (шасси при одном работающем двигателе убирается в течение 20—24 сек);

— перевести самолет в набор высоты на скорости 220 км/час;

— на высоте не ниже 150 м подать команду помощнику командира экипажа «Убрать закрылки»; закрылки убирать короткими импульсами, не допуская снижения самолета;

— после уборки закрылков увеличить скорость полета до 240—250 км/час;

— перевести двигатель на номинальный режим (80° по УПРТ);

— набрать высоту полета по кругу для данного аэродрома и выполнить повторный заход на посадку.

ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА НА ОДНОМ ДВИГАТЕЛЕ (ВИНТ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ АВТОРОТИРУЕТ)

Благополучная вынужденная посадка самолета с авторотирующим винтом отказавшего двигателя возможна при наличии достаточной высоты над аэродромом или пригодной для посадки площадки (рис. 15).

При принятии решения командиром экипажа о возможности выполнения посадки на ближайший аэродром следует иметь в виду, что дальности планирования (в километрах) в стандартных условиях до высоты 1000 м следующие:

Условия \ Н, м	8000	7000	6000	5000	4000	3000	2000
$G_{с-та} = 35 \text{ т}$	140	127	113	96	76	53	28
$G_{с-та} = 37,5 \text{ т}$	114	102	89	73	56	40	21

Убедившись в невозможности флюгирования винта отказавшего двигателя и приняв решение о выполнении посадки, исходя из конкретных условий полета, командир экипажа обязан:

— установить скорость планирования 250—260 км/час на поминальном режиме работы двигателя;

— для уменьшения скорости снижения снять винт отказавшего двигателя с упора (после этого выключатель «Снятие винтов с упора» поставить обратно в первоначальное положение). В этом случае вертикальная скорость снижения уменьшится на 0,3—0,4 м/сек; если самолет находится над аэродромом на высоте не менее 1500 м, винт с упора не снимать;

— при необходимости для увеличения дальности планирования увеличить режим работающего двигателя до взлетного (в полете на скорости 250—260 км/час по прибору с убранными шасси и закрылками на номинальном режиме работающего двигателя средняя вертикальная скорость снижения составляет 5—5,5 м/сек (винт отказавшего двигателя на упоре). Увеличение мощности работающего двигателя от номинальной до взлетной уменьшает вертикальную скорость на 1 м/сек);

— триммеры руля направления и элеронов отклонить на снятие усилий, однако они при этом полностью не снимаются и остаются по рулю направления примерно 50—80 кг, а по элеронам — до 5 кг. Величина усилий зависит главным образом от режима работы исправного двигателя;

— дальнейший полет выполнять с креном 3—5° в сторону работающего двигателя для уменьшения расхода руля направления и усилий от него (усилия при этом составляют по рулю направления 45 кг).

При этом выход на любую из указанных точек производить исходя из конкретных условий полета и наличия запаса высоты.

Находясь над посадочным Т, при наличии указанной на рис. 15 высоты летчику выполнить первый и второй развороты слитно. Развороты выполнять с креном 15—20° как в сторону отказавшего, так и в сторону работающего двигателей. Потеря высоты за разворот на 90° составляет 150—180 м.

Основными контрольными точками при расчете захода на посадку являются:

— третий разворот, который следует начинать при пролете траверза ДПРМ на удалении 3,5—4 км от оси ВПП на высоте 750—800 м;

— начало четвертого разворота на высоте 500—550 м (третий и четвертый развороты практически выполняются слитно);

— проход ДПРМ (при ее удалении от Т на расстоянии 4 км) на высоте 320—360 м.

Время выполнения рекомендуемого прямоугольного маршрута 3,5—4 мин.

Указанные контрольные точки обеспечивают заход на посадку с авторотирующим на упоре винтом отключившего двигателя при выполнении вышеуказанных рекомендаций при встречном ветре не более 5 м/сек и при полетном весе самолета 35 т.

Увеличение высот прохода контрольных точек (в метрах) в зависимости от величины составляющей встречного ветра и полетного веса указано в следующей таблице (поправки получены расчетным путем).

Условия	ΔH начала третьего разворота, м	ΔH начала четвертого разворота, м	ΔH прохода ДПРМ, м
$G_{с-та} = 35 \text{ т}$ $W < 10 \text{ м/сек}$ }	110	70	30
$G_{с-та} = 37,5 \text{ т}$ $W < 5 \text{ м/сек}$ }	100	70	40
$G_{с-та} = 37,5 \text{ т}$ $W < 10 \text{ м/сек}$ }	210	140	70

Выпуск шасси производить в процессе четвертого разворота, а выпуск закрылков на 15° после выхода на прямую предпосадочного планирования.

Выпуск шасси увеличивает вертикальную скорость снижения на 1 м/сек, а выпуск закрылков на 15° ее практически не изменяет.

Уточнение расчета на посадку после четвертого разворота производить изменением мощности работающего двигателя.

Примечание. Уменьшать скорость разрешается только в случае «неотягивания», когда взлетный режим работающего двигателя уже использован. При этом уменьшение скорости планирования менее 230 км/час не допускается.

Изменение скорости планирования с 250 км/час до 230 км/час уменьшает вертикальную скорость на 1 м/сек.

Посадку выполнять обычным порядком, не допуская высокого выравнивания. С началом выравнивания плавно убавить РУД работающего двигателя до нуля по УПРТ, тщательно удерживая самолет от разворотов и скольжений.

Темп движения штурвала на себя при выравнивании будет несколько ускоренным.

Посадочная скорость при этом около 200—210 км/час.

ПОСАДКА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЫСОТЕ МЕНЕЕ 100 м НА РЕЖИМЕ ПРЕДПОСАДОЧНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

В случае отказа одного из двигателей на режиме предпосадочного планирования (шасси выпущено, $\delta_z = 35^\circ$) на высотах менее 100 м необходимо продолжить полет по глиссаде и выполнить посадку на одном двигателе.

Винт отказавшего двигателя в этом случае перейдет на авторотацию.

Техника пилотирования самолета характеризуется быстрой переменой нагрузок от рулей и соответственно более быстрыми действиями летчика.

При отказе двигателя на высоте более 15 м командир экипажа обязан:

— удерживать самолет на глиссаде от крена и разворота; при этом отклонения рулей и усилия от них будут меньшими, чем при отказе двигателя в горизонтальном полете или в наборе высоты (на штурвале от элеронов — 25—35 кг при их отклонении на 18—20°, на педалях от руля направления — 30—60 кг при его отклонении на 10—12°; снимать усилия от рулей триммерами нецелесообразно);

— перевести РУД обоих двигателей на взлетный режим (98—104° по УПРТ), предотвращая потерю скорости;

— определить отказавший двигатель и зафлюгировать его винт;

— установить скорость планирования соответствен-
но весу самолета;

— РУД отказавшего двигателя убрать до нуля по
УПРТ, а работающего двигателя—перевести на ре-
жим, обеспечивающий скорость планирования по глис-
саде;

— произвести посадку на аэродром с одним рабо-
тающим двигателем.

При отказе двигателя на высоте менее 15 м коман-
дир экипажа обязан:

— энергичными действиями рулями удержать само-
лет от крена и разворота;

— винт отказавшего двигателя не флюгировать и
не снимать с упора;

— плавно подвести самолет на высоту выдержива-
ния, темп движения штурвала на себя при этом не-
сколько ускоренный;

— не допускать резкого уменьшения скорости.
Убирать РУД работающего двигателя позднее и более
плавно в конце выдерживания.

После уборки РУД работающего двигателя креня-
щий и разворачивающий моменты практически исчез-
нут. После приземления самолет имеет незначительное
стремление развернуться в сторону авторотирующего
винта, которое легко парируется отклонением руля на-
правления и передней ноги шасси.

Длина пробега при этом практически не превышает
пробега при нормальной посадке.

ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

При невозможности выпустить закрылки планирова-
ние и посадку производить обычным способом.

Скорость планирования с убранными закрылками
должна быть 270—290 км/час в зависимости от поса-
дочного веса самолета и приведена в следующей таб-
лице.

Посадочный вес, т	Скорость планиро- вания, км/час	Посадочная скорость, км/час	Длина пробега, м
30	270	230	880
34	280	245	1020
38	290	260	1120

Выполняя расчет, следует учитывать увеличенную
длину выдерживания самолета при посадке.

Усилия от руля высоты в процессе выполнения по-
садки на выравнивании и выдерживании будут меньше,
чем при обычной посадке.

После приземления применить торможение винтами
и торможение колес шасси.

ОСТАНОВ И ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Предупреждение. Во всех случаях перед оста-
новом или запуском двигателя в полете генератор
переменного тока СГО-12 останавливаемого или
запускаемого двигателя должен быть выключен.

Производить останов и запуск двигателей в полете
разрешается только при проведении испытательных и
учебно-тренировочных полетов, а также в случаях, ука-
занных в гл. VI данной Инструкции.

Для останова двигателя в полете необходимо:

— РУД останавливаемого двигателя установить в по-
ложение «Полетный малый газ» (18—22° по УПРТ);

— нажать на 2—3 сек и отпустить кнопку флюгиро-
вания КУ-5;

— поставить в положение «Закрыт» стоп-кран двига-
теля, винт которого зафлюгирован.

При останове двигателя в полете флюгированием его
винта на самолете возникают незначительные креня-
щий и разворачивающий моменты, которые легко устра-
няются соответствующим отклонением рулей.

Запуск двигателя в полете разрешается производить
на высотах от 2000 до 8000 м.

Запуск двигателя и вывод винта из флюгерного по-
ложения сопровождаются резкими разворачивающим и
кренящим моментами в сторону запускаемого двигателя,
поэтому летчик должен быть готовым к их парированию.

Перед запуском рекомендуется элеронами создать
крен 5—7° в сторону работающего двигателя и соответ-
ственно отклонить в ту же сторону руль поворота.

При запуске категорически запрещается нажимать
кнопку «Запуск», расположенную на щитке запуска.

Запуск двигателя выполняет командир экипажа сов-
местно с бортовым техником, при этом командир эки-

пажа основное внимание уделяет пилотированию самолета.

Для запуска двигателя в воздухе необходимо:

- установить скорость полета по прибору 300—320 км/час;

- убедиться, что в масляном баке запускаемого двигателя не менее 25 л масла;

- поставить РУД запускаемого двигателя в нулевое положение по УПРТ;

- убедиться, что пожарный кран открыт (на щитке горит зеленая лампочка);

- проверить положение переключателя «Земля—Воздух» (щиток запуска закрыт);

- проверить положение переключателя снятия винта с упора, который должен стоять в положении «Винт на упоре»;

- открыть стоп-кран;

- включить выключатель «Запуск в воздухе» и прожечь запальные свечи в течение 8—10 сек (работа пусковой катушки КПИ-4 хорошо прослушивается по СПУ как помеха).

Предупреждение. Ошибочная установка выключателя работающего двигателя в положение «Запуск в воздухе» приведет к срезке топлива с последующим флюгированием винта или переходом его на режим авторотации. При этом после отказа двигателя будет гореть топливо, поступающее в двигатель через пусковые форсунки;

- импульсами произвести частичное расфлюгирование винта кнопкой КУ-5 до оборотов 20—25%, после чего отпустить кнопку, наблюдая за появлением давления топлива перед рабочими форсунками и воспламенением топлива в камере сгорания (растет температура газов за турбиной);

- при достижении температуры газов за турбиной 400°C выключатель «Запуск в воздухе» поставить в положение «Выключено»; дальнейший выход двигателя на режимные обороты происходит автоматически.

Если в процессе запуска имеется стремление к забросу оборотов, произвести кнопкой частичного флюгирования кратковременное затяжеление винта, не допуская увеличения оборотов свыше 105%.

После выхода двигателя на рабочие обороты (95,5—

96,2%) установить двигателю режим полетного малого газа 18—22° по УПРТ.

Убедившись в нормальной работе двигателя, установить ему требуемый режим.

Предупреждения: 1. Запуск двигателя в полете прекратить:

- если давление масла на входе в двигатель не достигло 4 кг/см² через одну минуту после выхода двигателя на рабочие обороты;

- если температура газов за турбиной достигла 750°C;

- если до оборотов 20—25% не произошло воспламенения топлива в камере сгорания (нет роста температуры газов за турбиной).

Для прекращения запуска необходимо:

- ввести винт во флюгер нажатием на кнопку КУ-5;

- выключить выключатель «Запуск в воздухе»;

- закрыть стоп-кран.

Повторный запуск производить через 2—3 мин.

После запуска в воздухе проверить состояние пусковых свечей на земле.

2. Запрещается в одном полете производить более трех запусков одного и того же двигателя, так как из-за возможного отказа свечей зажигания не гарантируются последующие запуски.

ОСОБЕННОСТИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ АИ-20Д 3 СЕРИИ (АИ-20ДК) В ВОЗДУХЕ

Запуск двигателя АИ-20Д 3 серии в полете разрешается производить на высотах от 1000 до 8000 м. Наилучшие условия для запуска двигателя в полете создаются при расфлюгировании винта до оборотов 20—22%. Выключатель запуска двигателя в полете ставить в положение «Запуск в воздухе» за 1—2 сек до начала расфлюгирования винта. При достижении температуры газов за турбиной 150—200°C выключатель запуска двигателя поставить в положение «Выключено». Заброс температуры газов за турбиной в процессе запуска не должен превышать 700°C.

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ (НА МАЛЫХ СКОРОСТЯХ И В БОЛТАНКУ)

Самолет Ан-8 обладает достаточной устойчивостью и управляемостью в полете на больших углах атаки вплоть до $C_{y\text{ макс}}$ в диапазоне эксплуатационных центровок как с убранными, так и с выпущенными шасси и закрылками.

При пилотировании самолета с убранными шасси и закрылками летчик не должен преднамеренно уменьшать скорость полета в режиме набора высоты ниже 270 км/час по прибору; в режиме горизонтального полета ниже 280 км/час по прибору.

Приближение к скорости сваливания в полете с несимметричной тягой (на одном двигателе) характеризуется предупреждающими признаками, одним из которых является возрастающая по мере уменьшения скорости тряска руля направления, возникающая за 10—15 км/час до скорости сваливания.

Нет достаточно надежных признаков, предупреждающих летчика о приближении к минимальным скоростям в полете с симметричной тягой без перегрузки ($n_y = 1$) при передних и задних центровках как при убранных, так и при выпущенных шасси и закрылках.

Непосредственно перед сваливанием (за 10—15 км/час) самолета на штурвале ощущается мелкая тряска, уменьшается поперечная устойчивость самолета и появляется стремление к накренению, которое легко парируется отклонением элеронов и руля направления. Иногда непосредственно перед сваливанием наблюдается энергичное подергивание штурвала, обусловленное срывом потока на элеронах.

До скорости сваливания руль направления и элероны достаточно эффективны и усилия от них прямые.

Если шасси и закрылки убраны, то усилия от руля высоты также прямые в процессе всего торможения до скорости сваливания. При подходе к минимальной скорости полета с выпущенными шасси и закрылками у самолета наблюдается неустойчивость по скорости, т. е. с выбором штурвала на себя за 50—70 км/час до скорости сваливания усилия на штурвале от руля высоты начинают уменьшаться и могут перейти на обрат-

ные по знаку в зависимости от положения триммера. Неустойчивость самолета по скорости особенно заметно выражена в полете на малых скоростях при закрылках, выпущенных на 25°, и выпущенном шасси. Уменьшение усилий на штурвале при этом достигает 5—10 кг в зависимости от центровки самолета (при задней центровке уменьшение усилий большее).

Достигнув минимальной скорости полета, самолет при отсутствии крена вяло сваливается на крыло, преимущественно на правое, с одновременным опусканием носа.

Если перед сваливанием есть крен и его не устранять, то самолет плавно сваливается в сторону опущенного крыла. Сваливание при выпущенных шасси и закрылках происходит более резко. Высота полета существенных явлений в характер сваливания не вносит.

Вывод самолета в горизонтальный полет после сваливания трудностей не представляет. Для этого летчик должен отдать штурвал в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов и руля направления, после этого самолет в зависимости от характера сваливания может оказаться в пологом пикировании или в планировании с креном 30—80°. Во всех случаях вывода из сваливания самолет Ан-8 быстро набирает скорость до эволютивной, после чего обычным способом переводится в горизонтальный полет.

При выводе из пикирования (планирования) летчик должен следить за тем, чтобы не превысить предельно допустимых величин скорости и перегрузки.

Минимальные скорости горизонтального полета, при которых происходит сваливание самолета на режиме плавного торможения при работе двигателей на малом полетном газе, приведены в следующей таблице.

Положение закрылков, шасси	Минимальная скорость, км/час
Закрылки убраны, шасси убрано	180—190
Закрылки выпущены на 25°, шасси выпущено	150

Положение закрылков, шасси	Минимальная скорость, км/час
Закрылки выпущены на 35°, шасси выпущено	140

Сваливание самолета может произойти не только при потере скорости, но и при получении перегрузок более единицы на всем диапазоне эксплуатационных скоростей в результате резкого взятия штурвала на себя или действия на самолет вертикального порыва при полете в турбулентной атмосфере (при наличии интенсивной болтанки).

Зоны с интенсивной болтанкой могут встречаться на всех высотах в мощнокучевых и грозовых облаках, а также в струйных течениях.

При сильной болтанке самолет в обычном полете может выйти на большие углы атаки, достигающие до критических.

Выход самолета Ан-8 на большие углы атаки при наличии перегрузок более единицы сопровождается возникновением вначале слабой, а затем через 1—1,5 сек интенсивной тряски сначала хвостового оперения, а затем всего самолета. При достижении критических углов атаки самолет вяло сваливается на левое крыло.

Тенденции к самопроизвольному увеличению перегрузки у самолета Ан-8 нет.

При выходе на критические углы в процессе выполнения виража у самолета также возникает интенсивная тряска.

Вывод самолета из режима тряски при попадании на большие углы атаки осуществляется отдачей штурвала от себя за нейтральное положение, после чего тряска прекращается.

Дальнейший вывод самолета из сваливания выполнять ранее указанным способом.

Силовая установка самолета Ан-8, а также все самолетные системы при сваливании и при болтанке работают нормально, однако в отдельных случаях может нарушиться работа приборов скоростной группы (высотомер, вариометр, указатель скорости).

В этих условиях выдерживание заданного режима полета можно достичь поддержанием постоянного режима работы двигателей (по УПРТ) и угла тангажа по авиагоризонту.

Предупреждение. При полете в турбулентной атмосфере на режиме работы двигателей 18—30° по УПРТ в случае падения давления масла в ИКМ и отсутствия признаков отказа двигателя необходимо увеличить режим работы двигателей до 40—50° по УПРТ.

При внезапном попадании в зону сильной болтанки летчик должен выключить автопилот, перейти на режим крейсерского полета, соответствующий максимальной дальности полета на данной высоте, оценить обстановку и наметить маршрут выхода из зоны болтанки.

При невозможности пилотировать самолет из-за сильных бросков необходимо изменить высоту полета. При снижении скорость не должна превышать 400 км/час по прибору.

В условиях сильной болтанки уменьшать или увеличивать скорость полета против рекомендуемой (соответствующей максимальной дальности на данной высоте), выполнять резкие маневры, а также допускать резкие движения рулями запрещается.

Зоны грозовой деятельности внутримассового характера рекомендуется обходить стороной на удалении 10 км.

При встрече с зоной фронтальной грозовой деятельности и невозможности обхода разрешается полет над облаками на высоте, превышающей уровень верхней границы облаков не менее чем на 1000 м.

В визуальном полете на данном эшелоне в зоне фронта отдельные вершины кучево-дождевых облаков разрешается обходить на расстоянии не менее 10 км от границы облака.

При этом изменение курса следует производить плавно в момент уменьшения болтанки с креном не более 15°.

Не рекомендуется входить в облака при неустановившемся режиме с креном.

Возможность попадания самолета Ан-8 в установившийся штопор маловероятна.

По данным испытаний в аэродинамической трубе

ЦАГИ штопор самолета Ан-8 характеризуется следующими параметрами:

— угол атаки $\alpha = 45-55^\circ$;

— угловая скорость крена $\omega = 0,95-1,40 \frac{\text{радиан}}{\text{сек}}$;

— время одного витка $t_v = 4,5-6,5 \text{ сек}$;

— вертикальная скорость снижения $110-140 \text{ м/сек}$.

Для вывода самолета из нормального установившегося штопора необходимо полностью отклонить руль направления влево — при правом штопоре, вправо — при левом штопоре. Через половину витка после этого полностью отдать руль высоты от себя при нейтральном положении элеронов.

После прекращения вращения все рули поставить в нейтральное положение.

По достижении эволютивной скорости вывести самолет в горизонтальный полет, не допуская увеличения скорости и перегрузки более допустимых.

ПОЛЕТ С ОТКРЫТЫМИ ЛЮКАМИ

Открытие аварийного люка воздушного стрелка в полете создает значительный пикирующий момент.

Для удержания самолета в режиме горизонтального полета летчик должен приложить к штурвалу тянущее усилие в зависимости от скорости полета.

Эти усилия полностью снимаются триммером руля высоты. Расход триммера небольшой — 1—1,5 деления.

Открытие нижнего аварийного люка кабины экипажа не изменяет балансировки самолета, но создает сильный шум и завихрения воздуха в кабине.

Открытие грузового люка также не изменяет балансировки самолета, однако на скорости более 350 км/час наблюдается тряска самолета. В момент открытия и закрытия люка в полете самолет рыскает по курсу. Рысканье по курсу легко парируется рулями. Скорость самолета в полете с открытым люком уменьшается на $10-15 \text{ км/час}$ по сравнению с первоначальной.

ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМ ШАССИ

Во всех случаях неисправности систем выпуска шасси командир экипажа обязан использовать все имеющиеся в его распоряжении возможности для того,

чтобы выпустить шасси, т. е. повторить выпуск от основной и аварийной систем и от ручного насоса.

Убедившись в невозможности выпуска шасси или закрытия замков в выпущенном положении, командир экипажа докладывает руководителю полетов о положении шасси и принимает решение о посадке.

Перед заходом на посадку бортрадисту включить аварийное питание; на высоте $50-70 \text{ м}$ выключить все генераторы СТГ-12 и СГО-12; переключатель «Борт—Аэродром» должен стоять в положении «Борт». После этого бортрадист и штурман занимают место по указанию командира экипажа.

ПОСАДКА ПРИ ОТКАЗЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ШАССИ ИЛИ ПРИ НЕПОСТАНОВКЕ ШАССИ НА ЗАМКИ ВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ

В случае когда зеленые лампочки выпущенного положения шасси исправны, но не загораются при выпуске или не гаснут при повторных уборках, командир экипажа обязан производить посадку с подачей давления в цилиндры выпуска шасси от аварийной системы. (Действия экипажа по выпуску шасси в данном случае изложены в гл. X.)

Планирование на посадку выполнять обычным способом на указанных скоростях, соответствующих посадочному весу самолета.

Посадку следует производить по возможности более мягко. Торможение осуществлять при наличии достаточной длины ВПП снятием винтов с упора.

В конце пробега срулить с ВПП, остановиться и произвести осмотр положения замков шасси.

ПОСАДКА С ПОЛНОСТЬЮ ИЛИ ЧАСТИЧНО УБРАННЫМ ШАССИ

Посадку с убраннным шасси на фюзеляж выполнять на специально отведенную грунтовую полосу аэродрома или на грунт (при вынужденной посадке вне аэродрома) с открытыми грузовым люком и входными дверями кабины экипажа.

При этом командир экипажа должен:

- при возможности уменьшить вес самолета;
- после четвертого разворота открыть грузовой люк, дверь грузовой кабины и входные двери в кабину экипажа;

— подать команду штурману, борттехнику и радисту перейти в кабину расчета; радист переходит, выполнив предварительно действия, изложенные ранее в данном разделе Инструкции;

— застопорить привязные ремни и убедиться, что они застопорены также у своего помощника и стрелка (по докладу);

— посадку производить обычным способом с закрылками, выпущенными на 35°, учитывая при этом меньшее лобовое сопротивление самолета за счет убранного шасси;

— после касания земли самолетом снять винты с промежуточных упоров, закрыть стоп-краны и пожарные краны;

— после остановки самолета обесточить бортовую сеть самолета выключателем «Аварийное выключение аккумуляторов и аэродромного питания».

При неисправной или убранной передней ноге шасси посадку производить на основные ноги шасси также на грунтовую ВПП.

Перед посадкой, если это возможно, сместить центровку самолета назад. Приземление производить на основные ноги шасси, не допуская «клевка» на нос. После приземления необходимо возможно дольше удерживать переднюю часть фюзеляжа от касания о грунт, выбирая штурвал на себя. Тормозами не пользоваться.

Управление двигателями и винтами такое же, как и при нормальной посадке.

Остальные действия должны быть такими же, как при посадке с убранными шасси.

Посадку с убранными основными ногами и неубранной передней ногой также производить на грунт, не допуская приземления самолета на малых углах атаки и резкого удара о землю передней ногой.

В случае невозможности выпустить одну из основных ног шасси посадку произвести с убранными шасси на фюзеляж.

ОТКАЗ МЕМБРАННО-АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ (КУС-1200, ВД-20, МС-1, ВАР-30-3)

Отказ систем статического и полного давлений приводит к неправильным показаниям высотомера ВД-20, указателя скорости КУС-1200, указателя числа М МС-1 и вариометра ВАР-30-3.

В случае появления сомнения в правильности показаний приборов необходимо сравнить их показания с показаниями однотипных приборов, установленных на приборных досках других членов экипажа. Показания высотомеров ВД-20, кроме того, на малой высоте можно сравнить с показаниями радиовысотомера РВ-2. При отказе приборов у командира экипажа необходимо установить, в какой системе питания данных приборов произошел отказ — в системе полного или статического давления.

При отказе в системе полного давления показания указателя скорости КУС-1200 и указателя МС-1 числа М будут искажены, а показания вариометра ВАР-30-3 и высотомера ВД-20 будут соответствовать заданному режиму полета. Если по показаниям приборов обнаружены признаки закупорки системы полного давления, командиру экипажа необходимо установить ручку крана в системе полного давления в положение «Правый летчик»; помощнику командира экипажа проверить включение обогрева приемников ТП-156; радисту или борттехнику проверить включение АЗС «Обогрев приемников ТП-156».

При отказе в системе статического давления в случае снижения или набора высоты будут искажены показания всех приборов.

Отказ питания мембранно-анероидных приборов, подключенных к системе статического давления, может произойти по двум причинам:

— замерзание приемника или трубопровода статического давления;

— нарушение герметичности трубопровода статического давления.

При замерзании приемника или трубопровода статического давления в случае снижения (относительно высоты, на которой произошел отказ прибора) показа-

ния указателя скорости будут значительно превышать истинные показания для данного режима полета, а при наборе высоты показания будут занижены.

Вариометр и высотомер не будут реагировать на изменение высоты, их показания будут постоянными (ВАР-30-3 около нуля, а ВД-20 будет показывать высоту, на которой произошел отказ).

В горизонтальном полете отказ статической системы летчиками может быть не замечен, так как показания КУС-1200 будут близки к истинным, высота по ВД-20 будет постоянной, а стрелка вариометра — на нуле.

В случае нарушения герметичности трубопровода статического давления при полете в загерметизированной кабине показания КУС-1200 и ВД-20 будут занижены, так как забор статического давления в этом случае происходит из кабины, высота в которой будет меньше действительной высоты полета.

Если по показаниям приборов обнаружены признаки отказа статической системы приборов в кабине командира экипажа, а показания приборов в кабине помощника командира экипажа правильные, то командиру экипажа необходимо установить ручку крана в системе статического давления в положение «Правый летчик»; помощнику командира экипажа проверить включение обогрева статических приемников.

В случае отказа в работе приборов в кабине помощника командира экипажа переключить питание приборов командира экипажа по статическому давлению на резервную систему при помощи крана аварийной статики.

Краны переключения питания мембранно-анероидных приборов расположены на левом борту фюзеляжа сзади сиденья командира экипажа.

Если при установке кранов из положения «Левый летчик» в положение «Правый летчик» обнаруживаются признаки неправильных показаний приборов обоих летчиков, что может быть следствием нарушения герметичности проводки, необходимо закрыть эти краны и пользоваться только показаниями приборов того члена экипажа, у которого они будут правильными.

ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПАРАШЮТОВ

Предупреждения: 1. Перед полетом каждый член экипажа должен проверить установку прибора КАП-3, который должен быть установлен на срабатывание по времени 2 сек и по высоте — на 1000 м выше рельефа местности, над которой намечается выполнять полет.

2. Расчет, сопровождающий технику, снабжается наспинными десантными парашютами со стабилизирующим устройством, подготовленным для пятисекундного стабилизированного снижения.

В случае необходимости покинуть самолет в воздухе командир экипажа подает команду «Приготовиться к прыжку».

По этой команде члены экипажа обязаны:

Помощник командира экипажа:

— закрыть все краны отбора воздуха от двигателей и кран подачи воздуха в кабину;

— поставить переключатель аварийного сброса давления в кабине в положение «Сброс давления»;

— поставить кран герметизации кабины в положение «Разгерметизировано»;

— при избыточном давлении, не превышающем $0,25 \text{ кг/см}^2$ (по показанию УВПД), поставить ручку крана открытия аварийного люка в положение «Открыто»; избыточное давление с $0,4 \text{ кг/см}^2$ до $0,25 \text{ кг/см}^2$ падает за 25 сек;

— отстегнуть привязные ремни.

Примечание. Если аварийный люк не открылся, командир экипажа должен повторить открытие его аналогичным краном со своего пульта.

Штурман:

— передать по СПУ данные бортовому радисту о местонахождении самолета и открыть грузовой люк;

— при перевозке парашютистов-десантников при помощи сигнализации десанту и через борттехника по АДО после разрешения командира экипажа подать команду «Прыжок»;

— при перевозке боевых расчетов по команде

командира экипажа подать сигнал борттехнику по АДО «Прыжок»;

- отстегнуть привязные ремни.

Радист:

- передать сигнал бедствия и местонахождение самолета на пункт управления, с которым поддерживается связь;

- отстегнуть привязные ремни.

Старший борттехник:

- отстегнуть привязные ремни и встать с сиденья;
- отвести сиденье назад в сторону.

Стрелок:

- закрыть кран подачи воздуха в кабину, поставить переключатель аварийного сброса давления в кабине в положение «Сброс давления»;

- поставить кран герметизации кабины в положение «Разгерметизировано»;

- при снижении избыточного давления в кабине до величины, близкой к нулю, поставить переключатель открытия аварийного люка в положение «Открыто»; если крышка люка не открылась, открыть ее краном воздушной системы;

- отстегнуть привязные ремни;

- откатиться на сиденье вперед по полету;

- расстопорить чашку сиденья для перевода ее в наклонное положение;

- встать с сиденья, повернуться на 180° правым плечом вперед и ногами встать на окантовку люка.

Борттехник по авиационному и десантному оборудованию:

- при перевозке парашютистов следить за подготовкой к покиданию самолета парашютистами и докладывать по СПУ командиру экипажа;

- при перевозке боевых расчетов открыть дверь из кабины расчета в грузовую кабину;

- подать команду расчету следовать за ним в грузовую кабину;

- зацепить фал гибкой шпильки прибора КАП-3 за трос;

- открыть входную дверь.

Солдаты боевых расчетов обязаны:

- перейти по команде борттехника по АДО в грузовую кабину;

- по мере выхода в грузовую кабину зацепить карабин вытяжной веревки за трос левого борта (справа по ходу) и покинуть самолет вслед за борттехником по АДО.

После открытия аварийного люка командир экипажа подает команду «Прыжок».

По этой команде члены экипажа обязаны:

Бортовой техник, штурман, бортовой радист, помощник командира экипажа в указанной последовательности покинуть самолет, для чего:

- встать на передний обрез люка правым боком в сторону полета;

- присев, несильным толчком оттолкнуться от пола кабины так, чтобы ногами вниз на правом боку соскользнуть по крышке люка вниз, при этом сгруппироваться как можно больше.

Стрелок:

- удерживаясь руками поочередно за скобы на стенках кабины и штоки цилиндров открытия крышки люка, сойти спиной назад по ступенькам крышки люка вниз;

- приседая, сгруппироваться и отпустить руки от штоков;

- не отбрасываясь назад, соскользнуть с крышки люка вниз.

Борттехник по АДО:

- при покидании самолета парашютистами через грузовой люк помогать нуждающимся в этом;

- зацепить фал гибкой шпильки прибора КАП-3 за трос и покинуть самолет после парашютистов;

- при покидании самолета расчетом через входную дверь покинуть самолет первым, оттолкнувшись левой ногой от пола у двери и ныряя головой вперед вниз, группируясь.

Боевой расчет обязан покинуть самолет через входную дверь вслед за борттехником по АДО, отталкиваясь левой ногой от пола у двери и ныряя головой вперед вниз, группируясь.

Парашютисты-десантники обязаны покинуть самолет через грузовой люк в два потока одновременно.

После отделения от самолета парашют раскрывается прибором КАП-3, в случае малой высоты (ниже

500 м) или отказа прибора КАП-3 парашют необходимо раскрывать вручную выдергиванием вытяжного кольца.

В случае отказа системы открытия аварийного люка экипаж обязан покинуть самолет через грузовой люк или входную дверь. Дверь гермокабины и входную дверь в грузовую кабину при закрытом грузовом люке открывает старший борттехник самолета. В этом случае фал гибкой шпильки прибора КАП-3 отсоединить от удлинителя на чашке сиденья и зацепить его за трос в грузовой кабине, подбежать к двери или грузовому люку и прыжком, группируясь, отделиться от самолета.

В случае покидания самолета на малой высоте (ниже 500 м) парашют раскрыть вытяжным кольцом вручную сразу после отделения от самолета.

Командир экипажа, убедившись, что все члены экипажа и десантники покинули самолет, последним покидает его в последовательности, аналогичной последовательности покидания самолета помощником командира экипажа.

ПЕРЕВОД САМОЛЕТНОЙ ЭЛЕКТРОСЕТИ В РЕЖИМ АВАРИЙНОГО ПИТАНИЯ

1. Перевод самолетной электросети в аварийный режим питания по постоянному и переменному току производится в случаях:

- полного обесточивания самолетной сети постоянного тока;
- отказа всех генераторов постоянного тока;
- неустойчивой работы всех генераторов постоянного тока (резкие колебания напряжения и токов генераторов, увеличение нагрузочных токов более 550 а);
- при пожаре на самолете;
- перед моментом приземления самолета при вынужденной посадке с убранными шасси.

2. Перевод в аварийный режим питания только самолетной электросети однофазного переменного тока производится в случаях:

- отказа обоих генераторов переменного тока;
- неустойчивой работы обоих генераторов (резкие колебания напряжения и токов генераторов).

3. Отказ электрооборудования по бортовым приборам определяет воздушный радист и немедленно докладывает командиру экипажа.

4. Перевод самолетной электросети в режим аварийного питания производится только по решению и команде командира экипажа.

5. Приняв решение о переходе на аварийное питание электросети, командир экипажа выключает автопилот и подает команду «Экипаж. Перейти на аварийное электропитание».

Получив эту команду, воздушный радист обязан:

— включить аварийное питание от аккумуляторов и убедиться в наличии напряжения на аварийной шине постоянного тока;

— включить ПО-750 в режим «Аварийное» и убедиться в наличии напряжения на аварийной шине переменного тока;

— выключить все генераторы постоянного и переменного тока и ПТ-500;

— доложить командиру экипажа: «Радист на аварийное питание перешел».

Остальные члены экипажа после команды командира экипажа о переходе на аварийное питание выключают все потребители электроэнергии, не подключенные к аварийным шинам, и докладывают об этом командиру экипажа.

При переводе в режим аварийного питания только электросети однофазного переменного тока командир экипажа, выключив автопилот, подает команду «Экипаж. Перейти на аварийное питание от ПО-750». Воздушный радист включает ПО-750 в режим «Аварийное» и выключает оба СГО-12, остальные члены экипажа выключают потребители переменного тока, не подключенные к аварийной шине.

Примечание. При аварийном питании электросети от аккумуляторов полет может продолжаться около часа.

6. После перевода электросети в режим аварийного питания экипаж должен принять все меры к устранению возникшей неисправности. В случае устранения неисправности электросеть самолета переводится в режим нормальной работы.

7. Экипаж самолета, электросеть которого переведена в режим аварийного питания, должен произвести посадку на ближайшем аэродроме.

ГЛАВА VI

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАДИУСА И ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

На рис. 16—19 приведены графики, позволяющие для заданной величины перевозимого груза определить при полете на высотах 500—9000 м максимальные величины (для практического пользования приведенные

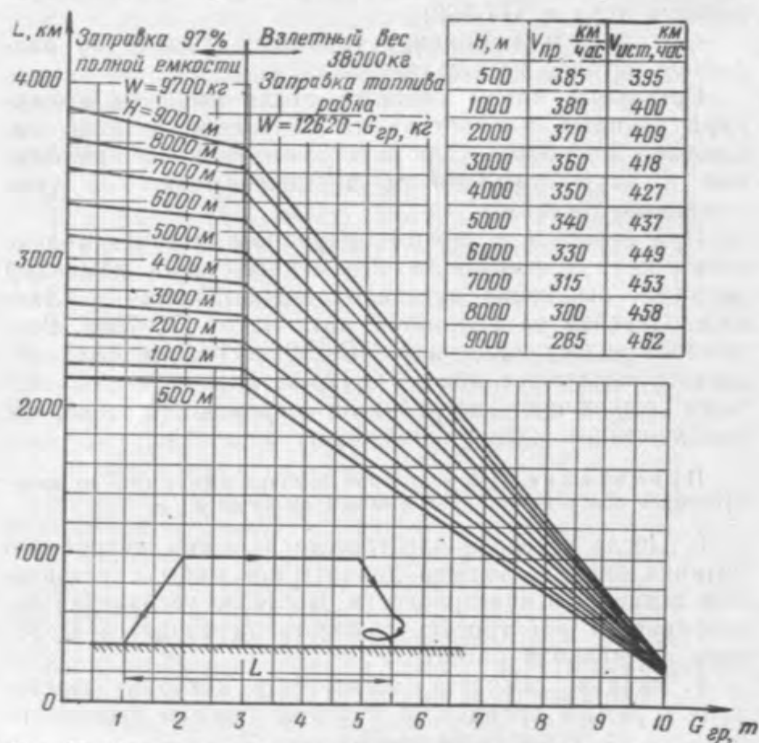


Рис. 16. Дальность полета в зависимости от веса груза и высоты полета

графики на рис. 16—19 рекомендуется построить в увеличенном масштабе):

— дальности полета при перевозке груза из одного пункта в другой (рис. 16);

— радиуса полета в случае парашютного десантирования с исходной высоты полета (рис. 17);

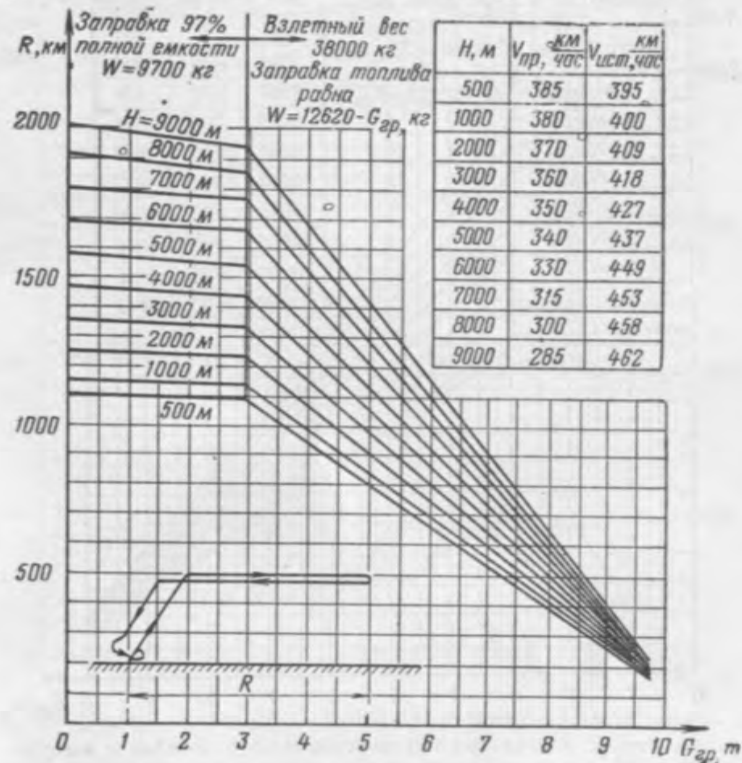


Рис. 17. Радиус полета при парашютном десантировании с исходной высоты полета в зависимости от веса груза и высоты полета

— радиуса полета в случае парашютного десантирования с высоты 600—1000 м после снижения с исходной высоты полета (рис. 18); после выброски груза самолет набирает исходную высоту полета;

— радиуса полета в случае посадочного десантирования (рис. 19). Полет обратно производится без груза на той же высоте.

Графики рассчитаны для полета на наивыгоднейших скоростях, величины которых указаны на графиках.

При построении графиков приняты:

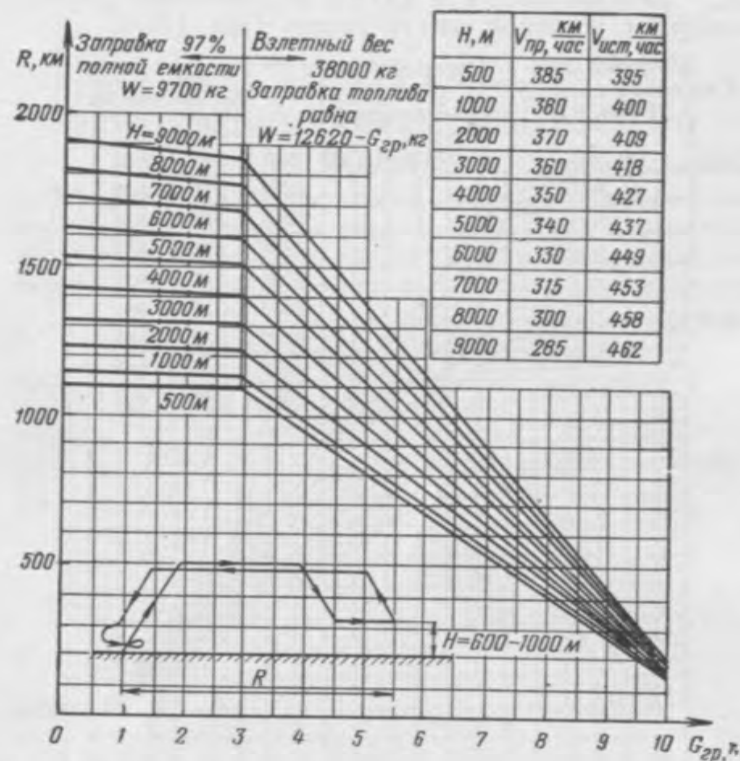


Рис. 18. Радиус полета при парашютном десантировании с высоты 600–1000 м в зависимости от веса груза и высоты полета

- максимальный взлетный вес самолета Ан-8 38 000 кг;
- вес самолета без топлива и груза 25 600 кг;
- полная заправка топлива (97% полной емкости) — 12 500 л при удельном весе топлива 0,775 кг/л) 9700 кг;
- расход топлива на земле в течение 15 мин (запуск, проба двигателей и выруливание на старт) 220 кг;

— расход топлива, путь и время при наборе высоты и снижении до высоты 500 м согласно приведенной ниже таблице;

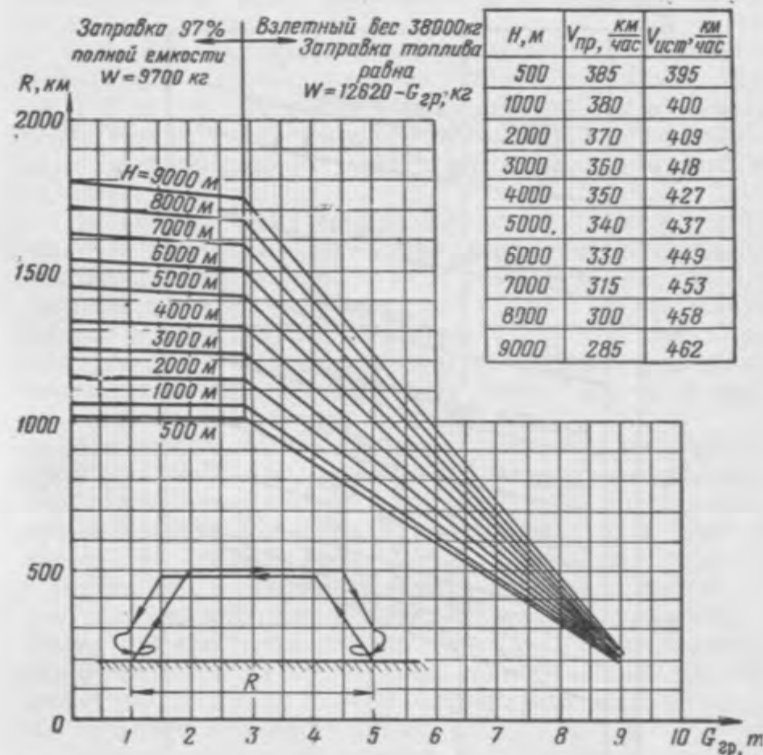


Рис. 19. Радиус полета при посадочном десантировании в зависимости от веса груза и высоты полета

- расход топлива при заходе на посадку по «большой коробочке» на скорости по прибору 350 км/час в течение 14 мин и при посадке 280 кг;
 - невыработываемый остаток топлива 90 кг;
 - гарантийный запас топлива при посадке 1000 кг;
 - километровые расходы топлива согласно рис. 20.
- При подсчете радиуса полета в случае посадочного десантирования дополнительно учитывался расход топ-

лива при работе двигателей на земле в течение 15 мин при разгрузке груза, а в случае парашютного десантирования с высоты 600—1000 м расход топлива при по-

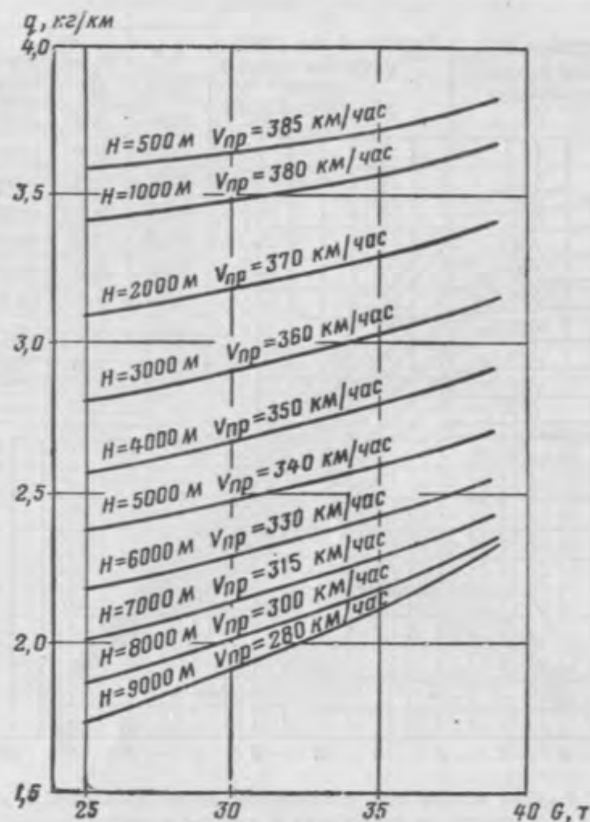


Рис. 20. Километровый расход топлива в зависимости от веса самолета и высоты полета на наимыгоднейших режимах

лете на высоте 600—1000 м при скорости полета по прибору 280 км/час в течение 15 мин (проходимый при этом путь 70 км).

Для определения радиуса или дальности полета по графикам (рис. 16—19) необходимо:

— выбрать высоту полета;

— знать вес перевозимого груза (с учетом веса приспособлений для его размещения и швартовки);

— знать вес самолета без топлива и груза, подсчитанный по данным, указанным в формуляре самолета.

Если вес самолета без топлива и груза больше принятого при расчете графиков (25 600 кг) более чем на 100 кг, то эту разницу следует прибавить к весу перевозимого груза и полученную величину использовать при определении радиуса и дальности полета и заправки топлива.

Иногда требуется определить радиус полета, когда полет к месту выгрузки груза производится на одной высоте, а полет обратно — на другой. Если высоты полета различаются не более чем на 3000 м, то радиус полета в этом случае приближенно можно найти по рис. 17—19. Для этого по соответствующему графику определяется радиус для обеих высот полета и подсчитывается его средняя величина.

Для того чтобы не превысить максимального взлетного веса 38 000 кг, суммарный вес груза и топлива при взлете не должен превышать 12 400 кг. Поэтому при весе груза больше 2920 кг топливо в баки заправляется не полностью. Величина заправки топлива с учетом 220 кг, вырабатываемых на земле перед взлетом, определяется по формуле, указанной в графиках. Этому случаю соответствуют правые ветви ломаных линий на графиках. Левые ветви ломаных линий на графиках соответствуют полной заправке топлива, взлетный вес при этом меньше 38 000 кг.

Продолжительность полета подсчитывается по полученным из графиков значениям дальности или радиуса полета, истинной скорости горизонтального полета и величинам времени и пути при наборе высоты и снижении согласно нижеприведенной таблице.

При расчете продолжительности полета из конечного пункта радиуса полета время и путь при наборе высоты берутся для взлетного веса 30 000 кг.

Величины радиуса и дальности полета на рис. 16—19 даны для полета с выключенным обогревом ВНА и воздухозаборников двигателей. При полете с включенным обогревом ВНА и воздухозаборников двигателей величины радиуса и дальности полета, определенные по

**Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты
и при снижении до высоты 500 м**

Высота, м	Набор высоты. Взлетный вес 38 000 кг			Набор высоты. Взлетный вес 30 000 кг			Снижение до высоты 500 м		
	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
500	120	5	3	100	5	3	—	—	—
1000	150	10	4	130	10	4	20	10	1
2000	210	20	6	170	15	5	50	20	2
3000	280	30	8	220	20	6	80	30	4
4000	350	40	10	270	30	7	110	50	6
5000	430	60	13	320	40	9	130	60	7
6000	510	80	16	370	55	11	150	80	9
7000	610	110	20	430	70	14	160	90	10
8000	740	160	26	490	90	18	170	110	12
9000	940	230	36	560	115	20	180	130	13

Примечания: 1. Режим набора высоты: скорость полета по прибору 300 км/час до высоты 6000 м с последующим уменьшением на 10 км/час на каждые 1000 м, режим работы двигателей номинальный.

2. Режим снижения: скорость полета по прибору 450 км/час, рычаги управления двигателями на упорах полетного малого газа.

рис. 16—19, необходимо уменьшить на 3%, а величины километрового расхода топлива (рис. 20) увеличить на 3%.

Примеры

Пример 1. Определить дальность и продолжительность полета самолета на высоте 8000 м с грузом 5000 кг, а также заправку топлива перед вылетом.

Решение.

а) По графику рис. 16 определяем дальность полета $L=2810$ км.

б) При взлетном весе 38 000 кг заправка топлива равна $W=12620 - G_{гр}=12620 - 5000=7620$ кг.

в) Из вышеприведенной таблицы находим путь и время при наборе высоты 8000 м для взлетного веса 38 000 кг и путь и время при снижении: $t_n=26$ мин и $L_n=160$ км; $t_{сн}=12$ мин и $L_{сн}=110$ км.

г) Продолжительность горизонтального полета равна

$$t_{г.п} = \frac{L - L_n - L_{сн}}{V_{ист}} = \frac{2810 - 160 - 110}{458} = 5,54 \text{ час} = 5 \text{ час } 32 \text{ мин}$$

Величины истинной скорости $V_{ист}$ указаны на графиках рис. 16—19.

д) Определяем полную продолжительность полета с учетом времени полета по кругу (14 мин):

$$t = t_n + t_{г.п} + t_{сн} + t_{кр} = 26 \text{ мин} + 5 \text{ час } 32 \text{ мин} + 12 \text{ мин} + 14 \text{ мин} = 6 \text{ час } 24 \text{ мин}.$$

Пример 2. Определить радиус и продолжительность полета в пункт выброски груза и обратно при парашютном десантировании с высоты 1000 м. Высота полета 4000 м, вес груза 4800 кг. Определить заправку топлива.

Решение.

а) По графику рис. 18 находим радиус полета $R=1070$ км.

б) Заправка топлива равна: $W=12620 - G_{гр}=12620 - 4800=7820$ кг.

в) Из таблицы находим:

— путь и время набора высоты 4000 м при полете к пункту выброски груза (взлетный вес 38 000 кг): $t_{n_1}=10$ мин и $L_{n_1}=40$ км;

— путь и время набора высоты от 1000 до 4000 м при полете обратно (взлетный вес 30 000 кг): $t_{n_2}=3$ мин и $L_{n_2}=20$ км;

— путь и время при снижении с высоты 4000 до 1000 м при полете в пункт выброски груза: $t_{сн_1}=5$ мин и $L_{сн_1}=40$ км;

— путь и время при снижении до высоты 500 м при полете обратно: $t_{сн_2}=6$ мин и $L_{сн_2}=50$ км.

г) Определяем продолжительность полета в пункт выброски груза с учетом полета на высоте 1000 м перед выброской груза ($t_{1000}=15$ мин, $L_{1000}=70$ км):

$$\begin{aligned} t_1 &= t_{n_1} + \frac{R - L_{n_1} - L_{сн_1} - L_{1000}}{V_{ист}} + t_{сн_1} + t_{1000} = \\ &= 10 \text{ мин} + \frac{1070 - 40 - 40 - 70}{427} + 5 \text{ мин} + \\ &\quad + 15 \text{ мин} \approx 2 \text{ час } 39 \text{ мин}. \end{aligned}$$

д) Определяем продолжительность полета при возвращении:

$$t_2 = t_{n_2} + \frac{R - L_{n_2} - L_{сн_2}}{V_{ист}} + t_{сн_2} + t_{кр} = 3 \text{ мин} + \\ + \frac{1070 - 20 - 50}{427} + 6 \text{ мин} + 14 \text{ мин} \approx 2 \text{ час } 44 \text{ мин.}$$

Пример 3. Определить радиус и продолжительность полета при посадочном десантировании. Вес груза 3500 кг. Полет в пункт выгрузки производится на высоте 7000 м, обратно — на высоте 8000 м. Определить заправку топлива.

Решение.

а) По графику рис. 19 определяем радиус полета для высот 7000 и 8000 м — соответственно 1460 и 1530 км. Радиус в случае полета в пункт выгрузки на высоте 7000 м и при полете обратно на высоте 8000 м равен средней величине $R = \frac{1460 + 1530}{2} = 1495 \text{ км.}$

б) Заправка топлива равна:

$$W = 12\,620 - G_{гр} = 12\,620 - 3500 \text{ кг} = 9120 \text{ кг.}$$

в) Из таблицы находим:

— время и путь при наборе высоты 7000 м при полете в пункт разгрузки (взлетный вес 38 000 кг): $t_{n_1} = 20 \text{ мин}$, $L_{n_1} = 110 \text{ км}$;

— время и путь при наборе высоты 8000 м при полете обратно (взлетный вес 30 000 кг): $t_{n_2} = 18 \text{ мин}$ и $L_{n_2} = 90 \text{ км}$;

— время и путь при снижении с высоты 7000 м: $t_{сн_1} = 10 \text{ мин}$, $L_{сн_1} = 90 \text{ км}$; с высоты 8000 м: $t_{сн_2} = 12 \text{ мин}$, $L_{сн_2} = 110 \text{ км}$.

г) Определяем продолжительность полета при полете в пункт разгрузки:

$$t_1 = t_{n_1} + \frac{R - L_{n_1} - L_{сн_1}}{V_{ист}} + t_{сн_1} + t_{кр} = 20 \text{ мин} + \\ + \frac{1495 - 110 - 90}{453} + 10 \text{ мин} + 14 \text{ мин} = 3 \text{ час } 36 \text{ мин.}$$

д) Определяем продолжительность полета при полете обратно

$$t_2 = t_{n_2} + \frac{R - L_{n_2} - L_{сн_2}}{V_{ист}} + t_{сн_2} + t_{кр} = 18 \text{ мин} + \\ + \frac{1495 - 90 - 110}{458} + 12 \text{ мин} + 14 \text{ мин} = 3 \text{ час } 34 \text{ мин.}$$

ГЛАВА VII

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЕЙ

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА

1. Произвести внешний осмотр:

— воздушных винтов, обращая особое внимание на положение трубок, подводящих противообледенительную жидкость в канавки лопастей; концы трубок должны входить в канавки на комлевых частях лопастей и быть чистыми;

— остекления кабин с целью проверки поврежденных стекол и щеток стеклоочистителей.

2. Убедиться перед проверкой, исправны ли противообледенительные системы и выключены ли все выключатели управления противообледенительными системами, после чего включить все АЗС и АЗР противообледенительных систем (группы «Противообледенит. обогрев») на щитке, расположенном на перегородке шпангоута № 9, а также АЗС-2 «Обогрев стекла» на щитке в кабине штурмана.

3. До запуска двигателей при подключенном аэродромном источнике электроэнергии проверить исправность обогрева приемников воздушного давления (динамического и статического для ПВД и статического давления для КТА), для чего:

а) убедиться, что трехпозиционные переключатели «Обогрев приемников воздушного давления» выключены (находятся в среднем положении);

б) перевести ручки переключателей в нижнее положение «Контроль обогрева» и убедиться в загорании

контрольных лампочек «Контроль обогрева ПВД, КТА», число которых соответствует числу обогреваемых приемников (при исправном обогреве лампочки должны гореть);

в) перевести ручки переключателей в первоначальное (среднее) положение.

4. До запуска двигателей при подключенном аэродромном источнике электроэнергии проверить исправность сигнализации обледенения ВНА двигателей, для чего:

а) на 5—10 сек (не более) включить на правой панели приборной доски выключатели «Обогрев ВНА, лев., прав.»;

б) убедиться в загорании при этом красных сигнальных лампочек «Сигнал. облед. ВНА лев., прав.», расположенных на приборной доске помощника командира экипажа (обе лампочки должны гореть). Если какая-либо из лампочек не горит, то необходимо проверить систему сигнализации ВНА данного двигателя.

Примечание. Проверка работы кранов противообледенительной системы ВНА и воздухозаборников двигателей производится в процессе предполетной подготовки самолетов по углу поворота оси заслонки каждого крана (угол поворота должен быть не менее 60°).

5. Проверить противообледенительную систему воздушных винтов.

Проверка производится при неработающих двигателях. Для проверки командиру экипажа необходимо:

а) подать команду технику самолета вести наблюдение за нижними лопастями воздушных винтов;

б) установить ручку реостата «Антифриз», находящуюся на правом пульте помощника, в положение малой подачи;

в) включить расположенный там же выключатель «Антифриз»;

г) по получении сигнала техника самолета о поступлении противообледенительной жидкости из подводящих трубок на комлевые части лопастей, обращенных вниз, перевести выключатель «Антифриз» в положение «Выкл.».

6. Проверить противообледенительную систему смотровых стекол.

Проверка может быть выполнена на ощупь по нагреву наружной поверхности стекол как от аэродромных источников электроэнергии (переменного тока напряжением 115 в, постоянного — напряжением 28,5 в), так и от генераторов при работающих двигателях. При этом необходимо:

а) включить выключатели «Обогрев стекла» на приборной доске командира экипажа, его помощника и в кабине штурмана;

б) по истечении примерно 1 мин после включения проверить на ощупь нагрев наружной поверхности смотровых стекол, сравнивая температуру поверхности обогреваемой зоны каждого стекла с необогреваемой (при работающем обогреве стекло в обогреваемой зоне должно быть теплым);

в) выключить обогрев стекол.

Проверку обогрева стекол летчиков производить через открытые форточки, а проверку обогрева стекла штурмана должен производить техник самолета по соответствующей команде.

Примечания: 1. Проверка работы обогрева указанным способом возможна при температуре электрообогреваемых стекол не выше 25—30°С, так как при более высоких температурах включение обогрева не происходит и проверка в этих случаях должна проводиться с помощью пробника по величине сопротивления, подключаемого в цепь вместо термистора.

2. На самолетах, оборудованных двухступенчатым включением обогрева стекол, сначала производится проверка обогрева на первой ступени, для чего переключатель управления обогревом соответствующих стекол установить в положение «Ослаблено» и через 2 мин указанным выше способом проверить их нагрев; после этого перевести переключатель в положение «Интенсивно» и через 0,5—1 мин на ощупь снова проверить нагрев стекла.

7. Проверить исправность нагревательных элементов противообледенительной системы хвостового оперения от аэродромного источника постоянного тока. При этом основной выключатель обогрева хвостового оперения «Обогрев стабилиз. и киля» на приборной доске помощника командира экипажа должен быть выключен, а переключатель «Аккумуляторы на запуск» на панели запуска двигателей должен быть включен.

Проверку необходимо производить в следующем порядке.

а) Проверить исправность элементов циклического обогрева, для чего техник по электрооборудованию самолета должен поочередно нажимать на щитке проверки на РК противообледенителей хвостового оперения переключатели, соответствующие проверяемым секциям, на время не более 5 сек и с интервалом между включениями 5—10 сек.

Целесообразно произвести включения сначала левой ручкой двух спаренных переключателей, переводя ее на 3—5 сек из среднего положения в верхнее, а затем в нижнее, после чего произвести такие же включения правой ручкой других двух спаренных переключателей.

При этом бортрадист в той же последовательности снимает показания амперметра «Аккумуляторы» и вольтметра.

Суммарный ток, потребляемый секциями при указанной выше последовательности включений переключателей и напряжении в бортсети во время включений 28,5 в, должен быть в следующих пределах:

- наружной секцией правой и средней секцией левой половин стабилизатора — 550—610 а;
- нижней секцией киля и внутренними секциями левой и правой половин стабилизатора — 490—560 а;
- наружной секцией левой и средней секцией правой половин стабилизатора — 550—610 а;
- верхней и средней секциями киля — 550—610 а.

Примечания: 1. АЗР цепей элементов постоянного обогрева на щитке АЗР, находящегося ниже на РК противообледенителей оперения, во время проверки должны быть выключены.

2. Напряжение в бортовой сети с включением секции при проверке может понижаться и быть менее 28,5 в, при этом и указанные контрольные значения тока, потребляемого секциями, будут ниже (пропорционально понижению напряжения в сети).

б) Проверить нагревательные элементы постоянного обогрева. Для этого необходимо включать поочередно (по одной) ручки автоматов защиты (АЗР) нагревательных элементов постоянного обогрева, расположенные на РК противообледенителей хвостового оперения.

При каждом включенном автомате защиты нажимать на кнопку «Пост. обогрев» проверки нагревательных элементов постоянного обогрева на время не бо-

лее 5 сек; при этом бортрадист по отклонению стрелки амперметра «Аккумуляторы» должен убедиться в исправности соответствующего нагревательного элемента.

Затем включить все пять АЗР элементов постоянного обогрева и нажать на время не более 5 сек кнопку проверки нагревательных элементов постоянного обогрева, а бортрадисту по амперметру «Аккумуляторы» определить потребляемый суммарный ток, который при напряжении в бортовой сети 28,5 в во время отсчета должен быть около 310 а.

Примечания: 1. На самолетах, оборудованных установкой ТГ-16, перед проверкой исправности нагревательных элементов хвостового оперения от аэродромного источника электроэнергии включить выключатель колебания шин на электрощитке радиста.

2. При отсутствии аэродромного источника электроэнергии на самолетах, оборудованных установкой ТГ-16, проверка исправности нагревательных элементов хвостового оперения проводится от генератора работающей установки ТГ-16 с включенным на бортсеть генератором ГС-24А. При этом порядок проверки остается таким же, как указано выше.

3. Проверка исправности противообледенительной системы хвостового оперения возможна также при работающих двигателях от бортовых генераторов постоянного тока. Порядок проверки остается тот же, однако в этом случае производится только качественная оценка исправности нагревательных элементов циклического обогрева и потребления суммарного тока элементами постоянного обогрева по показаниям одновременно четырех амперметров генераторов постоянного тока.

8. Проверить противообледенительную систему крыла.

Проверку проводить при работающих двигателях на любых режимах от 0,2 номинала до номинального включительно в следующем порядке:

- а) открыть кран подачи воздуха в гермокабину;
- б) произвести отбор воздуха от каждого двигателя по единице по УРВК;
- в) включить обогрев носка крыла выключателем «Противообл. крыла», расположенном на пульте помощника командира экипажа;
- г) убедиться в загорании зеленых сигнальных лампочек «Противообледенитель крыла включен, лев., прав.», находящихся на приборной доске помощника командира экипажа и загорающих через 15—25 сек после включения обогрева крыла, а также в уменьшении показания УРВК;

д) после загорания сигнальных лампочек выключить обогрев крыла, а затем выключить отбор воздуха от двигателей и подачу воздуха в гермокабину.

Предупреждение. Во избежание перегрева носков крыла длительная подача горячего воздуха в крыло на земле не рекомендуется. Обогрев крыла выключать сразу же после загорания сигнальных лампочек.

Если в течение 1—1,5 мин после включения обогрева какая-либо из двух лампочек не загорелась или нет изменения показания УРВК, выключить противообледенительную систему и проверить работу сигнализации и исправность соответствующего крана.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

1. При опробовании двигателей и рулении в связи с понижением температуры воздуха во входном канале двигателя при работе на земле возможно обледенение направляющих лопаток компрессора и ребер во входном канале двигателя при наличии осадков и тумана при положительных температурах наружного воздуха. В этом случае при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже включить противообледенительную систему ВНА двигателей до их запуска и включить обогрев ПВД, а в случае необходимости и стеклоочистители. В указанных условиях при отрицательных температурах наружного воздуха включить обогрев стекол.

На самолетах, оборудованных двухступенчатым включением обогрева стекол, как на земле, так и в полете следует включить сначала первую ступень обогрева переводом переключателя управления обогревом в положение «Ослаблено», а через 8—10 мин после включения первой ступени переводом переключателя в положение «Интенсивно» включить вторую ступень.

Предупреждение. В связи с недостаточной эффективностью противообледенительной системы воздушных винтов и отсутствием защиты от обледенения их коков полеты самолетов Ан-8 в условиях обледенения ограничены как температурой наружного воздуха — не ниже минус 15°C , так и временем не более 30 мин.

2. Перед взлетом при наличии условий вероятного обледенения при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже проверить включение противообледенительной системы ВНА двигателей и включить обогрев ПВД и КТА.

При наличии условий обледенения (мокрый снег, заморозы, переохлажденный дождь при отрицательной температуре воздуха) перед взлетом проверить включение обогрева ПВД и КТА, противообледенительной системы ВНА двигателей и включить противообледенительную систему воздушных винтов, после отрыва самолета включить противообледенительную систему хвостового оперения, а после уменьшения режима работы двигателей до номинального — противообледенительную систему крыла.

Запрещается производить взлет:

— с включенной противообледенительной системой крыла;

— при наличии на поверхности стабилизатора и крыла самолета льда, снега или инея.

3. В полете в целях предупреждения запоздалого включения противообледенительной системы ВНА двигателей и обогрева ПВД включать их во всех случаях при температуре наружного воздуха $+10^{\circ}\text{C}$ и ниже по бортовому прибору, а также во всех случаях полета в облаках (до входа в облачность) независимо от температуры наружного воздуха.

Примечание. Километровый расход топлива при полете с включенной противообледенительной системой ВНА и воздухозаборников двигателей увеличивается примерно на 3% и несколько снижается практический потолок.

Перед входом самолета в зону возможного обледенения (облачность, осадки и т. п.) при отрицательных температурах наружного воздуха включить противообледенительные системы хвостового оперения и остекления.

Примечание. С целью большей эффективности действия противообледенительных систем включение их производить за 5—6 мин до входа в зону возможного обледенения.

4. В полете в ночное время противообледенительные системы хвостового оперения и остекления включить при отрицательных температурах наружного воздуха при наличии облачности по маршруту.

5. Противообледенительную систему крыла и воздушных винтов включать в полете при появлении признаков обледенения.

Признаками обледенения самолета могут быть:

— загорание лампочек сигнализации обледенения ВНА;

— появление льда (иней) на стеклах кабины и на других частях самолета;

— загорание лампочки сигнализации обледенения крыла;

— удары об обшивку фюзеляжа кусков льда, срывающихся с лопастей воздушных винтов.

Примечание. Сигнализация обледенения крыла работает неудовлетворительно. Для определения начала обледенения следует пользоваться другими, приведенными выше, признаками.

Расход противообледенительной жидкости на воздушные винты помощник командира экипажа должен устанавливать в зависимости от интенсивности льдообразования, увеличивая его при большой интенсивности до исчезновения ударов по обшивке фюзеляжа льда, срывающегося с лопастей.

Примечание. Следует иметь в виду, что противообледенительной жидкости при полной подаче достаточно только на 1 час 40 мин (емкость бака 55 л).

6. В условиях обледенения средней и высокой интенсивности льдообразования при температуре наружного воздуха ниже минус 10°C противообледенительная система крыла должна быть включена постоянно. При температуре наружного воздуха выше минус 10°C разрешается периодическое выключение противообледенительной системы крыла с обязательным наблюдением за сбросом льда с носков крыла.

7. При включенной подаче воздуха в грузовую кабину противообледенительную систему крыла включать в такой последовательности:

— выключить подачу воздуха в грузовую кабину;

— включить противообледенительную систему крыла;

— включить по необходимости подачу воздуха в грузовую кабину.

При включении противообледенительных систем крыла и ВНА двигателей при полете на скорости по

прибору 300—350 км/час возможно снижение скорости на величину около 15—20 км/час. Для поддержания исходной скорости следует увеличить режим работы двигателей.

8. Во время полета в условиях обледенения вести периодический контроль за работой противообледенительных систем: ВНА двигателей — обоим летчикам по отсутствию льда на передних кромках воздухозаборников двигателей, хвостового оперения — помощнику командира экипажа по загораниям (на 40 сек после каждого двухминутных выключений) сигнальной лампочки «Противооблед. оперен.», а бортовому радисту — по «броскам» стрелок амперметров генераторов постоянного тока. В ночное время для контроля необходимо периодически пользоваться подсветом воздухозаборников двигателей.

9. В случае отказа одного из двигателей работа противообледенительной системы крыла обеспечивается подачей горячего воздуха от компрессора другого двигателя. При этом возможна небольшая потеря эффективности действия системы. Подача воздуха в грузовую кабину в этом случае должна быть выключена.

10. Противообледенительная система хвостового оперения при отказе одного из генераторов СТГ-12ТМ продолжает работать нормально, однако при этом необходимо включить на электрошитке запуска выключатель «Аккумуляторы для запуска» и выровнять нагрузку на генераторы так, чтобы она не превышала номинального значения (400 а), а в случае ее превышения выключить следующие потребители: бытовое оборудование (кипятильник и термосы), обогрев аккумуляторов, фотоаппарат, ручной прожектор.

11. При отказе одного из двигателей или двух генераторов СТГ-12ТМ в условиях обледенения кратковременно (примерно на 1 мин) выключить противообледенительную систему хвостового оперения и выключить, кроме указанных выше потребителей, также ИРСБ-70 и топливные насосы (кроме дежурных), оставив включенными следующие: обогрев ПВД и КТА, сигнализаторы обледенения ВНА, обогрев стекол летчиков, противообледенительную систему воздушных винтов, дежурные топливные насосы, возбуждение генераторов СГО-12, потребители шита штурмана (подключенные к

аварийной шине), преобразователь ПТ-500Ц, освещение щитка радиста, СПУ-7 и РСИУ-4В. Радисту при этом следить за показаниями амперметров, чтобы нагрузка на каждый из работающих генераторов не превышала 550 а в течение 20 мин при последующей работе генератора в течение одного часа под нагрузкой 350 а.

Командиру экипажа в случае отказа двигателя (или двух генераторов СТГ-12М) принять меры для выхода из зоны обледенения, а после выхода принять решение о возможности дальнейшего полета.

12. Перед снижением на посадку (до входа в облака) при любых температурах наружного воздуха включить противообледенительную систему ВНА и обогреть ПВД и КТА (если они не включены), а при отрицательных температурах наружного воздуха включить также противообледенительные системы хвостового оперения и крыла. С обнаружением признаков обледенения включить противообледенительную систему воздушных винтов.

При отсутствии обледенения, если температура наружного воздуха в облаках выше $+5^{\circ}\text{C}$, противообледенительную систему крыла выключить. При пробивании облачности и перед заходом на посадку в условиях обледенения контролировать работу противообледенительной системы хвостового оперения, как указано выше, в п. 8.

13. В случае выполнения посадки в условиях обледенения противообледенительные системы хвостового оперения выключить после приземления (после прохода БПРМ), крыла и воздушных винтов — после приземления, а противообледенительные системы ВНА двигателей, обогреть ПВД, остекления — после заруливания на стоянку.

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

1. При обнаружении на передних кромках воздухозаборников двигателей льда (по всему контуру или большей части) при полете в условиях обледенения как с включенной, так и с выключенной противообледенительной системой ВНА, а также при появлении хлоп-

ков в двигателях или колебании стрелок ИКМ необходимо:

а) при полете по маршруту:

— выключить противообледенительную систему ВНА, если она была включена (не включать, если она была выключена);

— установить режим работы двигателей не ниже 65° по УПРТ;

— принять меры к немедленному выходу из зоны обледенения;

— после выхода из зоны обледенения, а также при невозможности выхода из нее включить противообледенительную систему ВНА одного из двигателей, а затем (через 2—3 мин) — другого двигателя; в случае остановки двигателя после включения противообледенительной системы ВНА разрешается его запуск в воздухе согласно инструкции по эксплуатации; включение противообледенительной системы ВНА другого двигателя производить только после запуска остановившегося двигателя;

б) при снижении и заходе на посадку повысить внимание и быть готовым зафлюгировать винт в случае отказа в работе двигателя.

2. В случае отказа противообледенительной системы хвостового оперения и необходимости выполнения посадки с обледеневшим стабилизатором предпосадочное планирование и посадку выполнять при отклонении закрылков на угол не более 20° .

ГЛАВА VIII

ПАРАШЮТНОЕ ДЕСАНТИРОВАНИЕ БОЕВОЙ ТЕХНИКИ, ВОИНСКИХ ГРУЗОВ И БОЕВЫХ РАСЧЕТОВ

Самолет Ан-8 допускает парашютное десантирование воинских грузов и боевой техники на платформах ПП-127-3500 в диапазоне скоростей полета 300—400 км/час по прибору с высот 800—8000 м и воинских грузов в парашютно-десантных тарах типа ПДММ-47 с транспортера ТГ-8 в диапазоне скоростей полета 300—430 км/час по прибору с высот 250—4000 м днем и ночью в простых и сложных метеорологических условиях.

Основной особенностью полетов при сбрасывании грузов на платформах ПП-127-3500 является значительное и резкое изменение центровки самолета в процессе сбрасывания. Изменение центровки может достигать до 30% САХ. Такое изменение центровки при сбрасывании вызывает значительное изменение моментов относительно поперечной оси самолета, что приводит к возникновению перегрузок в вертикальной плоскости. При несвоевременном парировании возникающих при сбрасывании моментов перегрузки могут превосходить предельно допустимые, особенно при десантировании в сложных метеорологических условиях и в болтанку.

ОСОБЕННОСТИ ПОДГОТОВКИ К ПОЛЕТУ

В дополнение к обычной подготовке к полету командир экипажа и его помощник обязаны:

— знать взлетный и посадочный веса самолета и веса загруженных платформ;

— знать взлетную и посадочную центровки самолета при данном варианте загрузки и задании на полет;

— знать изменение центровки в процессе сбрасывания;

— знать положение центра тяжести самолета и действия экипажа при возникновении аварийных ситуаций;

— перед загрузкой в самолет платформ ПП-127-3500 проверить правильность срабатывания сигнальной лампочки движения контейнера № 2 (на самолетах, где она установлена);

— проверить правильность загрузки самолета согласно заданию и надежность крепления боевой техники и грузов в самолете.

ДЕЙСТВИЯ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА В ПОЛЕТЕ

Вывод самолета на боевой курс в простых метеорологических условиях командир экипажа производит по командам штурмана. В сложных метеорологических условиях вывод самолета на боевой курс и в точку сбрасывания производить с помощью системы ПДСП-2С по нуль-индикатору и командам штурмана или с помощью системы «Штырь-2» по командам штурмана.

После вывода самолета на боевой курс командир экипажа обязан:

— после доклада штурмана об открытии грузового люка убедиться в этом по сигнальной лампочке «Створки грузового люка открыты»;

— после открытия грузового люка сбалансировать самолет триммерами в режиме горизонтального полета;

— выдерживать заданную скорость и высоту полета;

— по команде штурмана «Приготовиться» сосредоточить внимание на выдерживании режима горизонтального полета.

При сбрасывании платформ ПП-127-3500 командир экипажа обязан удерживать самолет в режиме горизонтального полета, парируя плавными, но энергичными дачами штурвала тенденцию самолета изменить режим полета.

При одиночном сбрасывании с началом движения платформы № 1 возникает небольшой кабрирующий момент, после выхода платформы кабрирующий момент резко переходит в пикирующий.

Для парирования этих моментов необходимы усилия на штурвале (от руля высоты) от себя 5—10 кг, на себя — 15—25 кг в зависимости от веса платформы № 1. Расход штурвала по рулю высоты незначительный.

После сбрасывания платформы № 1 самолет сбалансировать триммерами.

При движении платформы № 2 по фюзеляжу кабрирующий момент значительно больший, чем при движении платформы № 1. Усилия на штурвале (от руля высоты) от себя равны 20—35 кг, расход штурвала $\frac{1}{3}$ хода от нейтрального положения. После выхода платформы № 2 остается небольшой кабрирующий момент.

При сбрасывании платформ ПП-127 серий действия командира экипажа такие же, как и при одиночном сбрасывании.

Предупреждения. 1. При серийном сбрасывании платформ триммером руля высоты в процессе всего сбрасывания не пользоваться.

2. Несвоевременное парирование моментов, возникающих при движении платформ по фюзеляжу и во время выхода их из самолета, приводит к повышенным перегрузкам.

3. В сильную болтанку сбрасывание платформ не производить.

В простых метеорологических условиях отклонения самолета от режима горизонтального полета замечаются летчиком по изменению положения фонаря самолета относительно естественного горизонта.

В сложных метеорологических условиях отклонения самолета от режима горизонтального полета при движении платформ по фюзеляжу замечаются летчиком по отклонению планки искусственного горизонта в авиагоризонте от положения, соответствующего режиму горизонтального полета.

Примечания: 1. Перед полетом на сбрасывание в сложных метеорологических условиях летчик обязан силуэт самолета в авиагоризонте установить против метки.

2. Сигнальная лампочка начала и конца движения платформы № 2 загорается, когда платформа № 2 страгивается с места, и гаснет, когда она проходит обрез грузового люка.

В режиме горизонтального полета планка искусственного горизонта в авиагоризонте находится примерно на $\frac{1}{2}$ ее толщины выше силуэта самолета.

С началом движения платформы № 1 самолет начинает увеличивать угол тангажа и планка искусственного горизонта в авиагоризонте заходит за силуэт самолета.

Плавным движением штурвала от себя командир экипажа обязан восстановить режим горизонтального полета.

Отдавать штурвал от себя следует с таким расчетом, чтобы планка искусственного горизонта в авиагоризонте заняла положение выше силуэта самолета примерно на толщину ее.

После выхода платформы № 1 из фюзеляжа самолет начнет уменьшать угол тангажа и планка искусственного горизонта займет положение примерно на полторы толщины ее выше силуэта самолета.

Командир экипажа обязан восстановить режим горизонтального полета, плавно беря штурвал на себя с таким расчетом, чтобы планка искусственного горизонта заняла положение, соответствующее режиму горизонтального полета, уточняя одновременно горизонтальность полета по вариометру.

Как только платформа № 2 страгивается с места, загорается сигнальная лампочка начала и конца движения платформы № 2. По этому сигналу командир экипажа обязан начать плавно отдавать штурвал от себя с таким расчетом, чтобы планка искусственного горизонта в авиагоризонте заняла положение примерно на полторы—две толщины ее выше силуэта самолета, и удерживать такое положение до момента погасания сигнальной лампочки движения платформы № 2.

Как только лампочка погасла, плавным взятием штурвала на себя командир экипажа восстанавливает режим горизонтального полета, уточняя одновременно горизонтальность полета по вариометру.

После сбрасывания платформ сбалансировать самолет триммером руля высоты в режиме горизонтального полета.

При сбрасывании грузов с транспортера ТГ-8 отдельными группами изменение балансировки самолета после выхода одной группы незначительное.

После сбрасывания группы грузов самолет балансировать триммером руля высоты.

Предупреждение. При остатке половины грузов на задней (по полету) части транспортера устойчивость самолета по скорости заметно ухудшается.

При серийном сбрасывании грузов с началом движения цепей транспортера возникает кабрирующий момент, который достигает максимального значения при остатке половины грузов, затем уменьшается и переходит в незначительный пикирующий.

Усилия для парирования кабрирующего момента не более 20 кг. Расход штурвала по рулю высоты от себя — не более 1/5 хода от нейтрального положения.

ПАРАШЮТНОЕ ДЕСАНТИРОВАНИЕ ВОИНСКИХ ГРУЗОВ И БОЕВОЙ ТЕХНИКИ ПРИ СТАБИЛИЗАЦИИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА В ПРОЦЕССЕ СБРАСЫВАНИЯ С ПОМОЩЬЮ АВТОПИЛОТА

Перед полетом на парашютное десантирование воинских грузов и боевой техники, когда сбрасывание грузов предполагается производить при стабилизации полета самолета в процессе сбрасывания с помощью автопилота, командир экипажа обязан тщательно проверить работу автопилота согласно инструкции по эксплуатации автопилота.

Предупреждение. Использовать автопилот при сбрасывании грузов разрешается в сравнительно спокойной атмосфере (болтанка слабой интенсивности: Δl_y от болтанки не более $\pm 0,2$, на высотах не ниже 1000 м).

В полете командир экипажа обязан:

— перед выходом на боевой курс на заданной высоте сбалансировать самолет по скорости, на 10 км/час большей скорости сбрасывания;

— включить автопилот с корректором высоты;
— по командам штурмана или нуль-индикатору (при сбрасывании по системе ПДСП-2) вывести самолет на боевой курс.

Примечание. Вывод самолета на боевой курс может производиться также и при управлении автопилотом от штурмана;

— убедиться в открытии створок грузового люка по сигнальной лампочке «Створки грузового люка открыты»;

— проконтролировать высоту и скорость (скорость, как правило, получается заданной без дополнительного вмешательства летчика);

— по команде штурмана «Приготовиться» сосредоточить внимание на пилотажно-навигационных приборах, обращая особое внимание на показания авиагоризонта, и перенести руки на штурвал, имея под большим пальцем левой руки кнопку аварийного отключения автопилота;

— по команде штурмана «Пошел» внимательно наблюдать за поведением самолета по авиагоризонту.

При движении платформы № 1 по фюзеляжу отклонение самолета от режима горизонтального полета незначительное.

При движении платформы № 2 по фюзеляжу самолет плавно увеличивает угол тангажа на $4-5^\circ$ и имеет вертикальную скорость 3—5 м/сек.

После выхода груза № 2 из фюзеляжа самолет быстро восстанавливает режим горизонтального полета. Изменение высоты в процессе сбрасывания не превышает 50 м.

Предупреждение. В случае ненормальной работы автопилота командир экипажа обязан немедленно отключить автопилот кнопкой аварийного отключения автопилота и производить парирование возникающих при движении грузов моментов вручную.

При сбрасывании грузов с транспортера ТГ-8 при стабилизации самолета автопилотом отклонение самолета от режима горизонтального полета незначительное.

ПАРАШЮТНОЕ ДЕСАНТИРОВАНИЕ ВОИНСКИХ ГРУЗОВ И БОЕВОЙ ТЕХНИКИ НОЧЬЮ

Пилотирование самолета при парашютном десантировании воинских грузов и боевой техники ночью в простых и сложных метеорологических условиях аналогично пилотированию днем в сложных метеорологических условиях.

АВАРИЙНОЕ СБРАСЫВАНИЕ ГРУЗОВ ОТ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА

При аварийном сбросе грузов командир экипажа обязан:

а) открыть предохранительный колпачок и включить выключатель «Аварийный сброс грузов»; при этом:

- откроются створки грузолюка;
- загорится сигнальная лампочка «Аварийный сброс груза» и из самолета выйдут грузы серий;
- после выхода грузов из самолета погаснет сигнальная лампочка «Аварийный сброс груза»;

б) после сброса грузов выключить выключатель «Аварийный сброс груза»;

в) подать команду штурману «Убрать вытяжные веревки и закрыть створки грузолюка».

Действия командира экипажа по пилотированию самолета при аварийном сбрасывании грузов такие же, как и при тактическом сбрасывании грузов серий.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ОСОБЫХ СИТУАЦИЙ В ПОЛЕТЕ

Особыми ситуациями считаются:

- вытяжной парашют сброшен, платформа № 1 осталась в исходном положении;
- платформа № 1 застряла в процессе движения;
- вытяжной парашют сброшен, платформа № 2 осталась в исходном положении;
- платформа № 2 застряла в процессе движения.

При возникновении особой ситуации командир экипажа обязан:

- оценить обстановку;
- доложить руководителю полетов;
- дать указания экипажу по действиям в сложившейся обстановке;
- при работе членов экипажа в грузовой кабине не изменять режим полета;
- при необходимости выйти из боевого порядка и совершить посадку, обходя населенные пункты.

1. Вытяжной парашют сброшен, платформа № 1 осталась в исходном положении

Необходимо:

а) установить в нейтральное положение переключатели и выключить АЗС цепей тактического и аварийного сброса платформы;

б) отсоединить стренгу вытяжного парашюта от платформы № 2;

в) двумя тросами зашвартовать платформу № 1 спереди к швартовочным узлам, для чего необходимо:

— охватить тросом силовую раму платформы и зацепить его крюк за ухо клинового замка;

— зацепить крюк замка швартовочного троса за кольцо швартовочного узла и зафиксировать втулкой;

— затянуть трос тандером;

г) насколько возможно прикрыть створки грузового люка;

д) перерезать стренгу вытяжного парашюта платформы;

е) закрыть створки грузового люка.

2. Платформа № 1 застряла в процессе движения

Выполнить следующие работы по пп. а—д раздела 1;

ж) пришвартовать платформу сзади и сбоков, определив количество и расположение тросов, исходя из веса платформы и конкретной обстановки;

з) определить центровку самолета;

и) при необходимости принять меры по достижении допустимой центровки путем переноса имеющихся грузов, блоков парашютных систем, перехода членов экипажа или боевого расчета.

3. Вытяжной парашют сброшен, платформа № 2 осталась в исходном положении

Выполнить работы по пунктам раздела 1.

4. Платформа № 2 застряла в процессе движения

Выполнить работу по пп. а, в, г, д раздела 1; ж, з, и раздела 2.

Предупреждения: 1. При работе в грузовой кабине с платформами категорически запрещается тянуть за веревку расчеховки взрывателей замков крепления платформы к полу грузовой кабины.

2. При закрывании створок грузового люка запрещается подходить к платформе и находиться между ней и люком.

ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ

В особых ситуациях при повышенном внимании летчиков возможно продолжение полета с убранными шасси и закрылками при открытом грузовом люке днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях при центровке самолета до 40% САХ и совершение посадки самолета при центровке 18—38% САХ.

При центровках самолета от 35 до 40% САХ полет производить в простых метеоусловиях на скорости полета 300—400 км/час по прибору, в сложных метеоусловиях — на скорости полета 320—380 км/час по прибору (рекомендуемая скорость полета 350 км/час).

Предупреждение. При полете с застрявшей платформой на пороге грузового люка категорически запрещается резкое движение рулями, особенно движение рулем направления и элеронами.

При застревании платформы у порога грузового люка на больших высотах (свыше 4000 м) продолжение полета и снижение производить на скорости не ме-

нее 320 км/час по прибору. При снижении до высоты 3000—4000 м и в режиме горизонтального полета выполнить следующее:

— разгерметизировать кабину;

— подать команду бортовому технику по АДО пришвартовать застрявшую платформу тросами, после чего отрезать стренгу вытяжного парашюта;

— подать команду на перемещение съемного груза с платформы, боевого расчета и членов экипажа в самолете с таким расчетом, чтобы обеспечить посадку самолета в пределах центровок 18—38% САХ.

При появлении ненормальностей в процессе сбрасывания грузов для продолжения полета и выполнения посадки командир экипажа обязан:

— при застревании платформы № 1 на обресе грузового люка, когда центровка самолета с кормовой установкой может достигать до 36—37% САХ, подать команду стрелку израсходовать боекомплект; на самолете без кормовой установки центровки не превышают 33% САХ;

— в случае если платформа № 1 сброшена, а платформа № 2 застряла в исходном положении (центровка самолета с кормовой установкой доходит до 12—17% САХ, без кормовой установки — до 7—12% САХ), перед посадкой подать команду боевому расчету перейти к обресту грузовой кабины на самолете с кормовой установкой или в район 43—46 шпангоутов на самолете без кормовой установки; при отсутствии боевого расчета необходимо переместить грузовые парашюты платформы и перейти трем членам экипажа к обресту грузовой кабины (на самолете с кормовой установкой) или в район 46—48 шпангоутов (на самолете без кормовой установки);

— при застревании платформы № 2 на обресе грузового люка, когда центровка самолета может достигать до 46% САХ (шасси выпущено) на самолете с кормовой установкой и до 41,5% САХ на самолете без кормовой установки, необходимо на самолете без кормовой установки переместить борттехника по АДО и радиста в кабину штурмана, снять с платформы грузовые парашюты и переместить их в кабину летчиков на шпангоут № 5 (центровка не более 36,5% САХ); на самолете с кормовой установкой, кроме перечисленного, необхо-

димо дать указание стрелку израсходовать боекомплект и покинуть самолет.

При условии выполнения указанных действий центровка самолета не выходит за пределы 18—38% САХ (шасси выпущено).

Предупреждение. При отсутствии на самолете боевого расчета (8—9 человек) центровки самолета с кормовой установкой могут доходить до 43—48% САХ, поэтому перед вылетом вместо отсутствующего боевого расчета самолет следует загружать балластом 950 кг.

ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА С ОТКРЫТЫМ ГРУЗОВЫМ ЛЮКОМ ПРИ ЦЕНТРОВКАХ 35—40% САХ

Выдерживание режима полета с центровками 35—40% САХ при пилотировании самолета требует повышенного внимания летчика, особенно в режиме набора высоты, в облаках и болтанку, так как самолет имеет недостаточную устойчивость по скорости (от малых произвольных движений штурвала скорость полета изменяется значительно, а усилия на штурвале от руля высоты остаются практически неизменными).

Изменение центровок самолетов Ан-8 с кормовой установкой и без нее при «застревании» грузов в исходном положении на обресе грузового люка (на шпангоуте № 35) приведено в следующей таблице.

В аварийных ситуациях, которые могут возникнуть при парашютном десантировании грузов и боевой техники, возможно продолжение полета и возвращение на свой аэродром при центровках до 40% САХ (шасси убрано).

При центровках самолета от 35 до 40% САХ полет выполнять в простых метеоусловиях на скорости полета 300—400 км/час по прибору, в сложных метеоусловиях — на скорости полета 320—380 км/час по прибору (рекомендуемая скорость полета 350 км/час).

Полет при этих центровках требует повышенного внимания летчика, так как самолет имеет недостаточную устойчивость по скорости (от малых произвольных движений штурвала скорость полета изменяется значительно, а усилия на штурвале от руля высоты остаются практически неизменными).

Платформа	Варианты загрузки	Вес платформы, кг	Вариант самолета	Положение шасси	Центровка самолета, % САХ					
					На взлете	Платформа № 1	Платформа № 1 застряла на шпангоуте № 35	Платформа № 1 со шасси, платформа № 2 застряла на шпангоуте № 35	Платформа № 2 застряла на шпангоуте № 35	На посадке (без груза)
№ 1	Пушка 57 мм	3540	С кормовой установкой	Выпущено	27	33	35	17	46	28
№ 2	Автомобиль ГАЗ-62	3890	Без кормовой установки	Убрано	21	28,5	30,5	12	41,5	22,5
№ 1	Пушка 57 мм	3540	С кормовой установкой	Выпущено	21	27	29	12	39,5	28
№ 2	Автомобиль ГАЗ-62	3890	Без кормовой установки	Убрано	16	23	25	7	35,5	22,5
—	Боевой расчет (8 человек)	960						9	37	

Предупреждение. При отсутствии на самолете боевого расчета (8—9 человек) центровки самолета с кормовой установкой в случаях, указанных в пп. «а» и «в», могут доходить до 43—48% САХ, поэтому перед вылетом вместо отсутствующего боевого расчета самолет следует загружать балластом весом 950 кг.

Кроме того, командир экипажа обязан:

— в случае, указанном в п. «а», когда центровка самолета с кормовой установкой может доходить до 36—37% САХ, подать команду стрелку израсходовать боекомплект (на самолете без кормовой установки центровка не превышает 33% САХ);

— в случае, указанном в п. «б» (когда центровка самолета с кормовой установкой доходит до 12—17% САХ, для самолета без кормовой установки до 7—12% САХ), перед посадкой подать команду боевому расчету перейти к обреза грузового люка на самолете с кормовой установкой или в район шпангоутов № 45—46 на самолете без кормовой установки; при отсутствии боевого расчета необходимо переместить грузовые парашюты платформ № 2 и перейти трем членам экипажа к обреза грузового люка на самолете с кормовой установкой или в район шпангоутов № 46—48 на самолете без кормовой установки;

— в случае, указанном в п. «в», когда центровка самолета может доходить до 46% САХ (шасси выпущено) на самолете с кормовой установкой и до 41,5% САХ на самолете без кормовой установки, для выполнения посадки необходимо: для самолета без кормовой установки переместить борттехника по АДО и радиста в кабину штурмана, снять с платформы грузовые парашюты и переместить их в кабину летчиков на шпангоут № 5 (центровка не более 36,5% САХ); для самолета с кормовой установкой, кроме перечисленного, необходимо дать указание стрелку израсходовать боекомплект и покинуть самолет;

— в случае, указанном в п. «г», подать команду оператору «Передвинуть грузы обратно». Если передвижение груза «обратно» невозможно, необходимо продолжать полет, учитывая особенности полета с центровкой самолета 35—40% САХ.

При условии выполнения указанных действий цен-

тровка самолета не выходит за пределы 18—38% САХ (шасси выпущено).

Перед посадкой командир экипажа обязан подать команду борттехнику проверить швартовку контейнера, «застрявшего» на обресе грузового люка.

ПОСАДКА САМОЛЕТА С ЦЕНТРОВКАМИ БОЛЕЕ 33,5% САХ (ШАССИ ВЫПУЩЕНО)

Посадка самолета в аварийных ситуациях возможна при центровках до 38% САХ (шасси выпущено).

Закрылки перед посадкой необходимо выпускать на 25°.

Предупреждение. Выпускать закрылки более чем на 25° запрещается.

Скорость планирования с закрылками, выпущенными на 25° до момента выравнивания, должна быть 270 км/час по прибору.

Выравнивание начинать на высоте 10—12 м плавным, замедленным по сравнению с обычным движением штурвала. В конце выравнивания плавно за 2—3 сек одним движением убрать РУД от УПРТ 30—40° до нуля.

Закончить выравнивание на высоте 0,5—1 м.

По мере приближения самолета к земле штурвал плавно выбирать на себя.

При усилиях на штурвале от руля высоты при посадке меньше обычных самолет легко идет на увеличение угла тангажа.

Предупреждение. При резких движениях штурвала самолет можно легко раскатать по тангажу.

После приземления самолета по возможности быстро, но плавно опустить переднее колесо, отдать штурвал полностью от себя и снять винты с промежуточных упоров.

Руление по бетону с центровкой до 38% САХ возможно.

При посадке на грунтовой аэродром после пробега командир экипажа обязан освободить ВПП, выключить двигатели и дать команду бортовому технику установить съемную хвостовую опору и принять меры для получения эксплуатационной центровки, после чего отрулить или отбуксировать самолет на стоянку.

ГЛАВА IX

ПРОВЕРКА И ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ПОЛЕТЕ АВТОПИЛОТА АП-28В (АП-28В1)

ПРОВЕРКА АВТОПИЛОТА ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

1. Командиру экипажа перед запуском двигателей необходимо:

— убедиться, что выключатель «Питание» на пульте управления установлен в положение «Откл.», а переключатель «Управление» установлен в положение «У летчика»;

— включить АЗС «Управление гидравликой автопилота» и ГИК-1М;

— включить «Манометр основной системы», «ПТ-500Ц основной», «ГИК-1М», необходимые для работы автопилота;

— расстопорить органы управления самолета и проверить их свободный ход, отклоняя их от одного крайнего положения до другого.

Штурману перед запуском двигателей необходимо убедиться, что рукоятка управления АП-28В (АП-28В1) установлена в нейтральное положение «0».

Командиру экипажа после запуска двигателей необходимо:

— выключатель «Вертикаль» поставить в положение «Вкл.»; спустя 2 мин включить выключатель «Питание» на пульте управления; через 1—3 мин на пульте управления должна загореться желтая лампочка «Готов»;

— нажать и после окончания согласования отпустить кнопку «Согласование» ГИК-1М;

— проверить правильность восстановления «ЦГВ» при помощи указателя «ЦГВ» на пульте управления; стрелка указателя должна находиться около нулевого индекса; при этом зеленая лампочка «ЦГВ» на пульте управления должна гореть;

— резко и поочередно отклонить органы управления на половину их хода; в этом случае лампочка «Готов» должна погаснуть, а после прекращения движения органов управления — загореться; установить педали в нейтральное положение.

Примечание. При отклонении органов управления более чем на $1/2$ их хода допускается незагорание лампочки «Готов»;

— нажать кнопку включения АП-28В; при этом лампочка «Готов» должна погаснуть, а лампочка «Включен» — загореться; прикладывая усилие к органам управления, убедиться, что рулевые агрегаты включены (рулевые агрегаты препятствуют свободному перемещению органов управления); поочередно отклоняя органы управления, убедиться в возможности их пересиливания;

— отклонить рукоятку управления летчика поочередно на правый и левый крен, подъем и спуск, при этом в соответственном направлении должны отклоняться органы управления самолета; оставить органы управления в отклоненном положении;

— нажать кнопку «Приведение к горизонту», при этом органы управления самолетом должны возвратиться в положение, близкое к нейтральному; после окончания приведения к горизонту по тангажу должна загореться зеленая лампочка «КВ»; нажать кнопку включения автопилота;

— передать управление штурману, установив переключатель «Управление» в положение «Штурман». При этом должна загореться желтая лампочка «Управление в кабине штурмана» на пульте управления и желтая лампочка «Управление передано» в кабине штурмана.

Примечание. При проверке последних двух пунктов допускается погасание лампочки «Корректор высоты» при нажатии на кнопку включения автопилота или при передаче управления штурману в режиме «Приведение к горизонту».

Штурману после передачи управления необходимо:

— рукоятку управления автопилотом отклонить поочередно на правый и левый крен; при этом штурвал должен отклоняться в соответствующем направлении; оставить штурвал в отклоненном положении;

— нажать кнопку «Приведение к горизонту»; при этом штурвал должен возвратиться в положение, близкое к нейтральному; установить рукоятку автопилота в нулевое положение.

Командиру экипажа после взятия управления от штурмана необходимо:

— установить переключатель «Управление» в положение «Летчик»; при этом должна погаснуть желтая лампочка «Управление в кабине штурмана»;

— нажать кнопку отключения автопилота; в этом случае зеленая лампочка «Включен» должна погаснуть, а желтая лампочка «Готов» — загореться;

— проверить свободный ход органов управления самолетом, отклоняя их от одного крайнего положения до другого, после чего поставить их в нейтральное положение;

— выключить выключатель «Питание», при этом желтая лампочка «Готов» должна погаснуть.

Внимание! При повторном включении автопилота с интервалом меньше одной минуты лампочка «Готов» может не загореться. В этом случае следует нажать кнопку «Арретир ЦГВ».

Примечание. При несоответствии работы автопилота настоящей Инструкции пользоваться автопилотом в воздухе не разрешается.

Предупреждение. Выруливание, взлет и посадку производить при выключенном выключателе «Питание» и включенном выключателе «Вертикаль».

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ АВТОПИЛОТА

Пользование автопилотом АП-28В допускается при скорости не ниже 300 км/час по прибору на высотах 300—8000 м.

Включение автопилота разрешается на углах крена

и тангажа, предусмотренных инструкцией по пилотированию самолета, но не более 30°.

Предупреждение. Пользование автопилотом на малых высотах от 1000 до 300 м над рельефом местности разрешается в условиях визуальной видимости земли и естественного горизонта.

При выполнении полетов на высотах более 8000 м, а также в сложных метеорологических условиях разворота самолета с помощью автопилота выполнять с креном не более 20°. В случае отказа двигателя, если произведена перебалансировка самолета триммерами, включение автопилота **запрещается**.

При включении автопилота во время разворотов, набора высоты или снижения самолет сохраняет тот режим полета, который был в момент включения автопилота.

Горизонтальный полет.

При достижении заданной высоты полета, но не менее 1000 м, включить выключатель «Питание», установить режим горизонтального полета, тщательно сбалансировать самолет триммерами, после чего:

— нажать кнопку быстрого согласования ГИК-1 и согласовать компас;

— нажать кнопку «Включение АП»; при этом желтая лампочка «Готов» должна погаснуть, а зеленая лампочка «Включен» — загореться;

— для точного выдерживания высоты нажать кнопку «КВ», при этом должна загореться зеленая лампочка «КВ».

Примечание. В момент включения корректора высоты вертикальная скорость самолета не должна превышать 1,5 м/сек. При отклонении рукоятки управления на подъем или спуск корректор высоты автоматически выключается, при этом лампочка «КВ» должна погаснуть;

— для повторного включения корректора высоты необходимо вывести самолет в горизонтальный полет, установить рукоятку управления летчика в нейтральное положение и нажать кнопку «КВ».

Предупреждения: 1. При отключении автопилота возможен рывок руля высоты из-за изменившегося за время полета балансирующего положения самолета. Во избежание этого при

длительном полете рекомендуется периодически отключать автопилот и перебалансировать самолет.

2. В случае разового изменения центровки, например, при сбросе груза, а также после разгона или торможения при отключении автопилота летчику следует быть готовым к парированию рывка по рулю высоты.

3. При отклонении рукоятки управления автопилотом по тангажу после выполнения разгона или торможения, **произведенного под автопилотом** с включенным КВ, возможен рывок по рулю высоты.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ ОТ РУКОЯТКИ УПРАВЛЕНИЯ АУТОПИЛОТОМ ЛЕТЧИКА

Командиру экипажа для выполнения разворотов необходимо:

1. Отклонить рукоятку управления автопилотом на правый или левый крен. При достижении самолетом необходимого крена рукоятку вернуть (отпустить) в нейтральное положение. Самолет с заданным креном будет совершать координированный разворот.

2. Для прекращения разворота отклонять рукоятку управления автопилотом по крену в противоположную сторону.

Командиру экипажа для выполнения набора высоты и снижения необходимо:

1. Отклонить рукоятку управления автопилотом на подъем или спуск. При достижении самолетом необходимого (заданного) угла кабрирования или пикирования плавно отпускать рукоятку до нейтрального положения. Полет самолета будет происходить с установившимся углом тангажа.

2. Для вывода самолета в горизонтальный полет рукоятку управления автопилотом отклонить в противоположную сторону.

Примечание. Перед выполнением продолжительного набора высоты или снижения, связанного со значительным изменением режима работы двигателей, необходимо выключить автопилот,

нажав кнопку «Выключение АП», установить режим работы двигателей, перевести самолет в набор высоты или снижение, сбалансировать самолет триммерами и включить автопилот, нажав кнопку «Включение АП».

Летчику необходимо помнить, что скорость изменения самолетом углов крена или тангажа пропорциональна величине угла отклонения рукоятки управления автопилотом на правый или левый крен, подъем или спуск.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ ОТ РУКОЯТКИ УПРАВЛЕНИЯ АУТОПИЛОТОМ ШТУРМАНА

Штурману убедиться, что рукоятка управления автопилотом штурмана установлена в нейтральное положение.

Командиру экипажа установить переключатель управления в положение «Штурман», при этом должна загореться желтая лампочка «Управление».

Предупреждение. При отклоненной рукоятке управления автопилотом штурмана летчику переключатель «Управление» на себя не переводить.

Штурману:

1. Для выполнения разворота плавно отклонять рукоятку управления автопилотом штурмана на правый или левый разворот.

При достижении самолетом необходимого (заданного) угла крена прекратить дальнейшее отклонение рукоятки управления и оставить ее в этом отклоненном положении. Самолет с установившимся креном будет совершать координированный разворот.

2. Для прекращения разворота необходимо рукоятку управления штурмана установить в нейтральное положение.

3. Следует помнить, что углу отклонения рукоятки управления штурмана пропорционален угол крена самолета.

4. До передачи управления летчику убедиться, что рукоятка управления установлена в нейтральное положение.

Командиру экипажа установить переключатель «Управление» в положение «Летчик», при этом лампочка «Управление» должна погаснуть.

ПРИВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ

В случае необходимости приведения самолета к горизонту летчику или штурману нажать кнопку «Приведение к горизонту». При этом самолет автоматически по крену и тангажу будет приведен в положение, соответствующее прямолинейному горизонтальному полету. По окончании процесса приведения самолета к горизонту автоматически включается корректор высоты и загорается лампочка «КВ».

Кнопку «Приведение к горизонту» можно нажать как при включенном автопилоте (горит зеленая лампочка «Включен»), так и при отключенном (горит желтая лампочка «Готов»). После нажатия кнопки «Приведение к горизонту» управление самолетом от рукояток управления летчика и штурмана невозможно.

Командиру экипажа после приведения самолета к горизонту для перехода на нормальное управление достаточно нажать кнопку включения автопилота.

После приведения самолета к горизонту на других режимах полета для избежания рывка колонки управления самолетом по тангажу от выключения высотного корректора рекомендуется перед нажатием кнопки включения автопилота произвести отключение автопилота, балансировку самолета триммерами и затем включить автопилот.

ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА

Отключение автопилота можно произвести:

- нажатием на кнопку «Отключение АП», расположенную на штурвалах летчиков;
- постановкой выключателя «Питание», расположенного на пульте управления автопилотом, в положение «Выключено».

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ПРИ ПОМОЩИ АВТОПИЛОТА

1. В связи с отсутствием автоматического устройства, отключающего автопилот в случае появления не-

исправностей, приводящих к резкому изменению угла тангажа или крена самолета, летчикам необходимо:

- постоянно следить за его работой;
- при появлении таких неисправностей автопилот отключить и дальнейшее пилотирование самолета производить без автопилота или, если невозможно отключить автопилот, пересиливать рулевые агрегаты.

2. В случае отказа одного из двигателей при полете с включенным автопилотом первоначально автопилот удерживает самолет от резкого крена и ухода с курса. Однако для дальнейшего продолжения полета необходимо выключить автопилот (пересилить), вывести самолет на заданный режим полета и пилотировать самолет без автопилота.

Примечание. Проверку и отладку автопилота в контрольных полетах производить согласно Инструкции по эксплуатации автопилота АП-28В.

ГЛАВА X

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

УБОРКА И ВЫПУСК ШАССИ ОТ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ

Переключатели управления краном уборки и выпуска шасси находятся на правом и левом пульте летчиков. Контроль за уборкой и выпуском шасси осуществляется по показаниям световой сигнализации и манометру основной гидросистемы.

Уборка шасси

1. Открыть крышку, расстопорить переключатель управления краном на правом или левом пульте летчиков и перевести его в положение «Уборка», при этом:

- давление по манометру упадет до $40-60 \text{ кг/см}^2$;
- погаснет зеленая лампочка — табло закрытого положения створок;
- загорится зеленая лампочка на правом пульте летчика «Створки открыты»;
- погаснут зеленые лампочки выпущенного положения шасси;
- через 12—14 сек шасси уберется;
- загорятся красные лампочки убранного положения шасси;
- погаснет зеленая лампочка на правом пульте летчика «Створки открыты»;
- загорится лампочка — табло закрытого положения створок.

2. Выдержать переключатель управления краном шасси в положении «Уборка» в течение 5 сек, после чего перевести его в нейтральное положение, закончить и закрыть крышку.

Выпуск шасси

1. Откинуть крышку, расстопорить переключатель крана на правом или левом пультах летчиков и перевести его в положение «Выпуск», при этом:

- давление по манометру упадет до $40-60 \text{ кг/см}^2$;
 - погаснет красная лампочка — табло закрытого положения створок;
 - загорится зеленая лампочка на правом пульте летчика «Створки открыты»;
 - погаснут красные лампочки убранного положения шасси;
 - через 12—14 сек шасси выпустится;
 - погаснет зеленая лампочка на правом пульте летчика «Створки открыты»;
 - загорятся зеленые лампочки выпущенного положения шасси;
 - загорится зеленая лампочка — табло закрытого положения створок;
 - давление по манометру повысится до 110 кг/см^2 .
2. Выдержать переключатель управления краном шасси в положении «Выпуск» в течение 5 сек, после чего перевести его в нейтральное положение, застопорить и закрыть крышку.

ВЫПУСК ШАССИ ПРИ ОТКАЗЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРИВОДА КРАНОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Для самолетов, имеющих один кран уборки и выпуска шасси ГА-86, необходимо выпустить шасси от аварийной гидросистемы.

Для самолетов, имеющих три крана уборки и выпуска шасси ГА-142/1, необходимо:

1. На двух кранах створок шасси нажать до упора кнопки «На открытие» и держать их до полного открытия створок. Убедившись, что створки открыты, кнопки кранов отпустить.

2. На кране шасси нажать до упора кнопку «На вы-

пуск» и держать ее до тех пор, пока ноги шасси не встанут на замки выпущенного положения, после чего кнопку отпустить.

3. На кране управления створками передней ноги и задними створками главных ног шасси нажать до упора кнопку «На закрытие» и держать ее до тех пор, пока не закроются створки передней ноги и задние створки главных ног, после чего кнопку отпустить.

УБОРКА И ВЫПУСК ШАССИ ОТ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Переключатели управления кранами открытия и закрытия створок шасси, уборки и выпуска шасси находятся на правом пульте летчика под защитной крышкой.

Контроль уборки и выпуска шасси от аварийной гидросистемы осуществляется по световой сигнализации и по показаниям манометра аварийной гидросистемы.

Уборка шасси

1. Открыть крышку переключателей.
2. Перевести переключатель створок в положение «Створки открыты», при этом:
 - погаснет лампочка — табло закрытого положения створок;
 - загорится зеленая лампочка на правом пульте летчика «Створки открыты»;
 - после открытия створок давление по манометру повысится до 110 кг/см^2 .
3. Выдержать открытое положение створок в течение 5 сек, после чего переключатель поставить в нейтральное положение.
4. Перевести переключатель шасси в положение «Уборка шасси», при этом:
 - погаснут зеленые лампочки выпущенного положения шасси;
 - шасси уберется и загорятся красные лампочки убранного положения шасси;
 - давление по манометру повысится до 110 кг/см^2 .
5. Выдержать 5 сек, после чего перевести переключатель

шасси в нейтральное положение.

6. Перевести переключатель створок в положение «Закрытие створок», при этом:

- погаснет зеленая лампочка на правом пульте летчика «Створки открыты»;
 - створки закроются;
 - загорится лампочка — табло закрытого положения створок;
 - давление по манометру повысится до 110 кг/см^2 .
7. Выдержать 5 сек, после чего перевести переключатель в нейтральное положение.
8. Закрыть крышку переключателей.

Примечания: 1. Общая продолжительность уборки шасси от аварийной гидросистемы составляет 115 сек.

2. При аварийной уборке шасси передние створки основного шасси остаются открытыми.

Выпуск шасси

1. Открыть вентильный кран, находящийся между шпангоутами № 21—25 по левому борту, для соединения полости уборки шасси со сливом.
2. Открыть крышку переключателей.
3. Перевести переключатель створок в положение «Створки открыты», при этом:
 - погаснет лампочка — табло закрытого положения створок;
 - загорится зеленая лампочка на правом пульте летчика «Створки открыты»;
 - после открытия створок давление по манометру повысится до 110 кг/см^2 и загорится зеленая лампочка «Створки открыты».
4. Выдержать открытое положение створок в течение 5 сек, после чего переключатель поставить в нейтральное положение.
5. Перевести переключатель шасси в положение «Выпуск шасси», при этом:
 - погаснут красные лампочки сигнализации убранного положения шасси;
 - шасси выпустится;
 - загорятся зеленые лампочки выпущенного положения шасси;
 - давление по манометру повысится до 110 кг/см^2 .

6. Выдержать 5 сек, после чего перевести переключатель в нейтральное положение.

7. Перевести переключатель створок в положение «Закрытие створок», при этом:

- погаснет зеленая лампочка на правом пульте летчика «Створки открыты»;

- створки закроются;

- загорится лампочка — табло закрытого положения створок;

- давление по манометру увеличится до 110 кг/см².

8. Выдержать 5 сек, после чего перевести переключатель створок в нейтральное положение.

9. Закрыть крышку переключателей и вентильный кран.

Примечание. Общая продолжительность выпуска шасси от аварийной гидросистемы составляет 115 сек.

ВЫПУСК ШАССИ ПРИ ОТКАЗЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРИВОДА КРАНОВ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

1. Открыть вентильный кран, находящийся между шпангоутами 21—25 по левому борту, для соединения полости уборки шасси со сливом.

2. Перевести переключатель аварийной станции в положение «Включено». (Переключатель находится на средней приборной доске летчиков.)

3. На кране створок шасси ГА-163/16 нажать до упора кнопку «Открытие створок» и держать ее до конца открытия створок. Убедившись, что створки открыты, кнопку крана отпустить.

4. На кране шасси ГА-163/16 нажать до упора кнопку «Выпуск шасси» и держать ее до тех пор, пока шасси не встанет, на замки выпущенного положения, после чего кнопку отпустить.

5. На кране створок шасси нажать до упора кнопку «Закрытие створок» и держать ее до конца закрытия створок, после чего кнопку отпустить.

Выпуск шасси от ручного насоса

1. Установить флажок многоходового крана, находящегося в районе шпангоутов № 32—33 у ручного насоса, в положение «В систему».

2. Установить ручку насоса в рабочее положение и производить равномерное качание со скоростью не менее 60 двойных ходов в минуту, выполнить при этом следующие операции:

- открыть вентильный кран, находящийся между шпангоутами 21—25 по левому борту, для соединения полости уборки со сливом;

- на кране створок шасси нажать до упора кнопку «Открытие створок» и держать ее до конца открытия створок; убедившись, что створки открыты, кнопку крана отпустить;

- на кране шасси нажать до упора кнопку «Выпуск шасси» и держать ее до тех пор, пока шасси не встанет на замки выпущенного положения, после чего кнопку отпустить;

- на кране створок шасси нажать до упора кнопку «Закрытие створок» и держать ее до конца закрытия створок, после чего кнопку отпустить.

3. Установить флажок многоходового крана в нейтральное положение. Снять ручку с насоса и закрепить ее на постоянном месте хранения. Закрыть вентильный кран.

ДЕЙСТВИЕ ЭКИПАЖА, ЕСЛИ ШАССИ НЕ ВСТАЛО НА ЗАМКИ ПОСЛЕ ВЫПУСКА

Если шасси не встало на замки после выпуска и давление по манометру основной системы возросло до номинального, то необходимо:

- поставить кран шасси основной системы в нейтральное положение;

- произвести операцию уборки шасси от основной системы;

- повторить операцию выпуска шасси от основной системы.

Если при этом шасси на замки не встало, необходимо:

- поставить кран шасси основной системы в нейтральное положение;

- поставить кран аварийного выпуска и уборки шасси в положение «На выпуск».

Если шасси встало на замки после выпуска, необходимо:

— поставить кран аварийного выпуска и уборки шасси в нейтральное положение;

— закрыть створки шасси аварийным краном створок.

Если шасси на замки не встало, произвести посадку при положении аварийного крана шасси «На выпуск», предварительно закрыв створки шасси аварийным краном створок.

Примечание. Выпуск шасси от ручного насоса производить только в том случае, когда давления в аварийной системе нет.

ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС

Основное торможение колес осуществляется или командиром экипажа, или его помощником нажатием на тормозные педали. Контроль за работой тормозной системы проводится по манометру гидроаккумулятора тормозов (в момент торможения давление падает). Нормальное давление в гидроаккумуляторе тормозов 110 кг/см^2 .

Для предотвращения местного износа шин при эффективном использовании тормозов на пробеге в системе основного торможения колес установлен автомат тормозов, т. е. приспособление, которое автоматически растормаживает колеса при входе в «юз» при торможении.

Автомат тормозов включается переключателем, расположенным на левой панели приборной доски. Там же расположена желтая сигнальная лампочка контроля за работой автомата тормозов. Во время торможения при исправной работе автомата контрольная лампочка должна мигать.

Непрерывное горение лампочки указывает на то, что автомат неисправен — торможение отсутствует. В этом случае необходимо выключить переключатель автомата и осуществить торможение тормозными педалями без автомата.

Если лампочка не горит и не мигает в момент торможения, неисправность автомата заключается в обрыве электрической цепи автомата и означает произвольное выключение автомата.

При исправной работе автомата тормозов торможение колес самолета на пробеге может осуществляться

нажатием тормозных педалей левым или правым летчиком до отказа и удержанием их в таком положении до полной остановки самолета.

Затормаживать колеса перед посадкой **категорически запрещается**.

Аварийное торможение раздельное для правых и левых колес шасси и осуществляется двумя ручками, расположенными на пульте командира экипажа. Аварийная система торможения автомата тормозов не имеет.

Контроль за работой аварийной системы тормозов производится по показаниям манометра аварийной гидросистемы.

Одновременное пользование основной и аварийной системами торможения колес или одновременное пользование тормозами командиром корабля и его помощником **запрещается**.

Применение стояночного тормоза эффективно только при заряженных гидроаккумуляторах тормозов до давления не менее 80 кг/см^2 .

УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМИ КОЛЕСАМИ

Управление передними колесами осуществляется штурвальчиком при рулении и педалями при взлете и посадке.

Предельный угол поворота передних колес при управлении штурвальчиком $\pm 35^\circ$; при управлении педалями $\pm 10^\circ$.

Для включения системы управления передними колесами в рулевое положение необходимо штурвал вытянуть на себя до отказа (при этом загорится сигнальная лампочка готовности системы к работе).

Для включения гидросистемы во взлетно-посадочное положение необходимо включить выключатель, установленный рядом со штурвалом, при этом загорятся зеленые лампочки: одна с надписью «Подготовлено», а другая с надписью «Включено» при обжатой передней стойке.

Предупреждение. Перед включением управления передним колесом во взлетно-посадочное положение штурвальчик управления носовым колесом должен быть утоплен от себя до отказа.

Для перехода от взлетно-посадочного управления носовым колесом к рулевому штурвальному необходимо вытянуть на себя, при этом взлетно-посадочное положение автоматически отключается.

УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ

Управление закрылками от основной гидросистемы имеется как у командира экипажа, так и у его помощника; от аварийной гидросистемы — только у помощника командира экипажа. Контроль за давлением в гидросистеме осуществляется по манометрам основной и аварийной гидросистем. Контроль за положением закрылков осуществляется по указанию отклонения закрылков на средней приборной доске.

ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ ОТ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ

Перед выпуском закрылков необходимо сделать следующее.

1. Расконтрить переключатель управления закрылками.

2. Перевести или нажать переключатель до крайнего положения «На выпуск», при этом:

— давление по показаниям манометра упадет до $20-40 \text{ кг/см}^2$;

— стрелка указателя положения закрылков будет плавно отклоняться в сторону выпуска закрылков;

— через $18-20 \text{ сек}$ закрылки выпустятся на 35° (при непрерывном выпуске) и кран закрылков автоматически выключится;

— давление по показаниям манометра повысится до 110 кг/см^2 .

3. Перевести переключатель выпуска закрылков в нейтральное положение.

Примечание. Выпуск закрылков может быть осуществлен на любой угол постановкой переключателя крана в нейтральное положение при отклонении закрылков на этот угол.

УБОРКА ЗАКРЫЛКОВ ОТ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ

Для уборки закрылков необходимо сделать следующее.

1. Перевести переключатель до крайнего положения «На уборку», при этом:

— давление по показаниям манометра упадет до $20-40 \text{ кг/см}^2$;

— стрелка указателя положения закрылков будет плавно отклоняться в сторону уборки закрылков;

— через $8-10 \text{ сек}$ закрылки уберутся (при непрерывной уборке) и кран закрылков автоматически выключится;

— давление по показаниям манометра вырастет до 110 кг/см^2 .

2. Перевести переключатель в нейтральное положение.

Примечание. Выпуск и уборка закрылков от аварийной гидросистемы аналогичны выпуску и уборке от основной гидросистемы. Выпуск закрылков от аварийной гидросистемы обеспечивается на угол до 30° . Время выпуска или уборки закрылков от аварийной гидросистемы около 30 сек .

ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ ОТ РУЧНОГО НАСОСА

Порядок выпуска закрылков от ручного насоса следующий.

1. Установить флажок многоходового крана в положение «В систему».

2. Перевести переключатель управления краном закрылков от аварийной гидросистемы в положение «Выпуск закрылков».

3. Установить ручку насоса в рабочее положение и плавно качать его со скоростью не менее 60 двойных ходов в минуту.

После выпуска закрылков на необходимый угол качание ручкой насоса прекратить, флажок многоходового крана поставить в нейтральное положение, а ручку насоса закрепить на постоянном месте хранения.

УПРАВЛЕНИЕ АВАРИЙНЫМ ЛЮКОМ ЭКИПАЖА

Кран управления аварийным люком экипажа от основной гидросистемы находится на пульте левого летчика. Переключатель для включения крана управления аварийным люком от аварийной гидросистемы находится на пульте правого летчика.

Контроль за давлением осуществляется по показаниям манометра тормозов или манометра аварийной гидросистемы и световой сигнализации.

ОТКРЫТИЕ ЛЮКА ОТ ОСНОВНОЙ ИЛИ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМ

Для открытия люка необходимо сделать следующее.

1. Разгерметизировать кабину и шланг герметизации люка.

2. Нажать на головку ручки крана люка и перевести ручку в положение «Открытие» — при открытии люка от основной гидросистемы или перевести переключатель в положение «Открытие» — при открытии люка от аварийной гидросистемы, при этом:

- загорится сигнальная лампочка;
- давление по манометру упадет до $60-80 \text{ кг/см}^2$;
- через 2—3 сек люк откроется;
- давление по манометру возрастет до 110 кг/см^2 .

Примечание. При открытии люка в полете ручку крана или переключатель в нейтральное положение не ставить.

ЗАКРЫТИЕ ЛЮКА ОТ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Порядок закрытия люка следующий.

1. Нажать на головку ручки крана и перевести ее в положение «Закрытие», при этом:

- давление в системе упадет до $60-80 \text{ кг/см}^2$;
- погаснет сигнальная лампочка;
- через 2—3 сек люк закроется;
- давление в системе повысится до 110 кг/см^2 .

2. Нажать на головку ручки крана, перевести ее в нейтральное положение и застопорить.

Примечание. Рекомендуется закрытие и открытие люка на земле производить импульсами.

ОТКРЫТИЕ ЛЮКА ОТ РУЧНОГО НАСОСА

Порядок открытия люка следующий.

1. Флажок многоходового крана поставить в положение «В систему».

2. Переключатель аварийного крана люка поставить в положение «Открытие».

3. Установить ручку насоса в рабочее положение и качать ее со скоростью не менее 60 двойных ходов в минуту. Через 3—4 мин люк откроется.

УПРАВЛЕНИЕ СТВОРКАМИ СПЕЦЛЮКОВ

Пульт управления створками спецлюков находится в кабине штурмана в районе правого борта самолета. Контроль за открытием и закрытием люка осуществляется по загоранию сигнальных ламп.

ОТКРЫТИЕ СТВОРОК ОТ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Порядок открытия створок следующий.

1. Прозерить включение АЗС (сигнализации и управления ФОТАБ и ЦОСАБ) от основной системы.

2. Нажать на переключатель управления краном в направлении «Открыто», при этом:

— погаснет красная сигнальная лампочка закрытого положения створок;

— через 2—3 сек люк откроется;

— загорится зеленая сигнальная лампочка открытого положения створок.

3. Выдержать переключатель в положении «Открыто» 3—5 сек и отпустить его.

Створки останутся открытыми.

ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК ОТ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Порядок закрытия створок следующий.

1. Нажать на переключатель управления краном в направлении «Закрыто», при этом:

— погаснет зеленая лампочка открытого положения створок;

— через 2—3 сек створки люка закроются;

— загорится красная лампочка закрытого положения створок.

2. Выдержать переключатель в положении «Закрыто» 3—5 сек и отпустить его.

ОТКРЫТИЕ СТВОРОК ОТ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Для открытия створок необходимо.

1. Проверить включение АЗС (сигнализации и управления ФОТАБ и ЦОСАБ) от аварийной системы.

2. Расконтрить и перевести переключатель крана аварийного управления створками в положение «Открыто», при этом:

— погаснет красная лампочка закрытого положения створок;

— через 2—3 сек створки откроются;

— загорится зеленая лампочка открытого положения створок.

3. Выдержать переключатель в положении «Открыто» 3—5 сек, после чего перевести его в нейтральное положение.

ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК ОТ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Для закрытия створок необходимо сделать следующее.

1. Перевести переключатель аварийного управления створками в положение «Закрыто», при этом:

— погаснет зеленая лампочка открытого положения створок;

— через 2—3 сек створки закроются;

— загорится красная лампочка закрытого положения створок.

2. Выдержать переключатель управления краном в положении «Закрыто» 3—5 сек и перевести его в нейтральное положение.

ОТКРЫТИЕ И ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК ОТ РУЧНОГО НАСОСА

Контроль за открытием и закрытием створок осуществляется по загоранию сигнальных ламп на пульте управления от аварийной гидросистемы при включенных АЗС сигнализации ФОТАБ и ЦОСАБ от аварийной системы.

ОТКРЫТИЕ

Порядок открытия створок следующий.

1. Установить флажок многоходового крана в положение «В систему».

2. Установить ручку насоса в рабочее положение и качать ее со скоростью 60 двойных ходов в минуту.

3. Нажать до отказа кнопку «Открытие» крана аварийного управления створками, который находится по правому борту между шпангоутами 21—25 и отпустить ее после открытия створок.

4. Перевести флажок многоходового крана в нейтральное положение.

ЗАКРЫТИЕ

Производя равномерное качание ручки ручного насоса со скоростью не менее 60 двойных ходов в минуту, нажать до отказа кнопку «Закрытие» крана аварийного управления створками и отпустить ее после закрытия створок.

Перевести флажок многоходового крана в нейтральное положение, снять ручку насоса и закрепить ее на месте постоянного хранения.

УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОЛЮКОМ

Переключатели управления кранами грузолюка от основной и аварийной гидросистем находятся на пульте в кабине штурмана на левом борту самолета. Контроль за открытием и закрытием грузолюка осуществляется по загоранию сигнальных лампочек.

ОТКРЫТИЕ ГРУЗОЛЮКА ОТ ОСНОВНОЙ ИЛИ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Порядок открытия грузолюка следующий.

1. Проверить включение АЗС сброса грузов и управления створками от основной и аварийной систем.

2. Перевести переключатель управления краном основной или аварийной гидросистемы в положение «Открыто», при этом:

— погаснет красная сигнальная лампочка закрытого положения створок грузолюка;

— через 14—16 сек (от основной гидросистемы) и через 30 сек (от аварийной гидросистемы) створки грузолюка откроются;

— загорится зеленая сигнальная лампочка открытого положения створок грузолюка.

3. Выдержать переключатель управления створками в положении «Открыто» 3—5 сек, после чего перевести его в нейтральное положение.

ЗАКРЫТИЕ ГРУЗОЛЮКА ОТ ОСНОВНОЙ ИЛИ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Порядок закрытия грузолюка следующий.

1. Перевести переключатель управления краном основной или аварийной гидросистемы в положение «Закрыто», при этом:

— погаснет зеленая сигнальная лампочка открытого положения створок;

— через 16—18 сек от основной гидросистемы и через 30 сек от аварийной гидросистемы створки грузолюка закроются;

— загорится красная сигнальная лампочка закрытого положения створок грузолюка.

2. Выдержать переключатель управления створками в положении «Закрыто» 3—5 сек, после чего перевести его в нейтральное положение.

ОТКРЫТИЕ И ЗАКРЫТИЕ ГРУЗОЛЮКА ОТ РУЧНОГО НАСОСА

Управление грузолюком от ручного насоса находится на пульте ручного насоса.

Контроль за открытием и закрытием створок осуществляется визуально или по световой сигнализации.

Порядок открытия створок грузолюка следующий: установить ручку насоса в рабочее положение и качать ею со скоростью не менее 60 двойных ходов в минуту, переключая флажок многоходового крана в таком порядке:

— «На открытие задней створки»;

— после открытия задней створки «На открытие замков»;

— после открытия замков «На открытие боковых створок»;

— после открытия боковых створок флажок многоходового крана перевести в нейтральное положение.

Примечание. Время открытия створок грузолюка составляет 5 мин.

При закрытии створок грузолюка порядок переключения многоходового крана следующий:

— «На закрытие боковых створок»;

— «На закрытие задней створки».

После того как створки закроются, флажок многоходового крана поставить в нейтральное положение.

УПРАВЛЕНИЕ КОРМОВЫМ ЛЮКОМ ОТ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Пульт управления кормовым люком находится в кабине стрелка на правом борту. Контроль за открытием и закрытием кормового люка осуществляется визуально.

ОТКРЫТИЕ

Порядок открытия кормового люка следующий.

1. АЗС-2 аварийного люка кормовой кабины должен быть включен.

2. Разгерметизировать кабину.

3. Расконтрить переключатель управления краном и перевести его в положение «Открыто», при этом:

— откроется механический замок люка;

— через 3—4 сек люк откроется.

4. Выдержать переключатель в положении «Открыто» 3—5 сек и перевести его в нейтральное положение.

ЗАКРЫТИЕ

Порядок закрытия кормового люка следующий.

1. Перевести переключатель управления краном в положение «Закрыто». Через 3—4 сек люк закроется.

2. Выдержать переключатель в положении «Закрыто» 3—5 сек, перевести его в нейтральное положение и законтрить.

ОТКРЫТИЕ КОРМОВОГО ЛЮКА ОТ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ (АВАРИЙНОЕ)

Кран аварийного открытия кормового люка находится на правом пульте кормовой кабины.

Порядок аварийного открытия кормового люка следующий:

— расконтрить кран;

- разгерметизировать кабину;
- вращать маховичок крана в направлении против часовой стрелки до открытия люка.

УПРАВЛЕНИЕ ВХОДНОЙ ДВЕРЬЮ

Входная дверь управляется от основной и аварийной гидросистем. Переключатель крана управления от основной гидросистемы находится на средней приборной доске летчиков. Переключатель крана управления от аварийной гидросистемы находится у входной двери. Контроль за открытием и закрытием двери осуществляется по световой сигнализации при помощи лампочки, находящейся на средней панели приборной доски летчиков (лампочка горит — дверь открыта и люк экипажа открыт; лампочка не горит — дверь закрыта и люк экипажа закрыт).

ОТКРЫТИЕ И ЗАКРЫТИЕ ВХОДНОЙ ДВЕРИ ОТ ОСНОВНОЙ ИЛИ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

При открытии входной двери необходимо сделать следующее.

1. АЗС открытия входной двери от основной и аварийной гидросистем включить.
2. Перевести переключатель управления краном (основной или аварийной гидросистемы) в положение «Открыто», при этом:
 - через 6—7 сек дверь откроется;
 - загорится сигнальная лампочка.
3. Выдержать переключатель в положении «Открыто» 5 сек и перевести его в нейтральное положение.

При закрытии входной двери необходимо сделать следующее.

1. Перевести переключатель управления краном (основной или аварийной гидросистемы) в положение «Закрыто», при этом:
 - погаснет сигнальная лампочка;
 - через 6—7 сек дверь закроется.
2. Выдержать переключатель в положении «Закрыто» 5 сек и перевести его в нейтральное положение.

ОТКРЫТИЕ И ЗАКРЫТИЕ ВХОДНОЙ ДВЕРИ ПРИ ОТКАЗЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРИВОДА КРАНА

При отказе электрического привода крана входную дверь можно открыть и закрыть нажатием вручную на кнопки крана основной гидросистемы или на кнопки крана аварийной гидросистемы. Краны управления входной дверью находятся под полом возле левого борта между шпангоутами № 16 и 17. Контроль за открытием и закрытием двери осуществляется визуально.

При открытии входной двери необходимо сделать следующее.

1. Открыть люк в полу для доступа к кранам.
2. Нажать до отказа на кнопку «Открыто» крана основной гидросистемы или крана аварийной гидросистемы и держать ее до тех пор, пока дверь не откроется полностью.

Предупреждение. При пользовании краном аварийной гидросистемы обязательно включить аварийную насосную станцию тумблером, расположенным на приборной доске летчиков.

После открытия двери кнопку отпустить.

Если пользовались краном аварийной гидросистемы, то выключить аварийную насосную станцию.

При закрытии входной двери необходимо нажать до отказа на кнопку «Закрыто» крана основной гидросистемы или крана аварийной гидросистемы и держать ее до тех пор, пока дверь полностью закроется.

При пользовании краном аварийной гидросистемы для закрытия двери обязательно включить аварийную насосную станцию.

После закрытия двери кнопку отпустить. Если пользовались краном аварийной гидросистемы, то выключить аварийную насосную станцию.

ОТКРЫТИЕ И ЗАКРЫТИЕ ВХОДНОЙ ДВЕРИ ОТ РУЧНОГО НАСОСА

При открытии входной двери необходимо сделать следующее.

1. Открыть люк в полу для доступа к крану входной двери аварийной гидросистемы.

2. Перевести флажок многоходового крана ручного насоса в положение «В систему».

3. Поставить ручку насоса в рабочее положение и качать его со скоростью не менее 60 двойных ходов в минуту.

4. Нажать до отказа на кнопку «Открыто» крана двери от аварийной гидросистемы и задерживать ее примерно 2 мин, т. е. до тех пор, пока дверь полностью откроется.

5. Отпустить кнопку крана и прекратить качать ручкой ручного насоса.

При закрытии входной двери необходимо, создавая давление в системе ручным насосом, нажать до отказа на кнопку «Закрыто» крана двери от аварийной гидросистемы и удерживать ее примерно 2 мин, т. е. до тех пор, пока дверь полностью закроется. Затем отпустить кнопку крана, прекратить качать ручкой ручного насоса, установить флажок многоходового крана в нейтральное положение.

ПОДКЛЮЧЕНИЕ ТОПЛИВА В ГИДРОСИСТЕМУ

При потере жидкости из гидробака, включая и аварийный запас ее, питание аварийной насосной станции и ручного насоса можно обеспечить керосином из топливных баков самолета. Для этого тумблер крана подачи топлива в гидросистему, находящийся на средней приборной доске летчиков, надо перевести вверх в крайнее положение.

Во избежание течи топлива из поврежденных магистралей после срабатывания агрегатов от аварийной системы топливом тумблер крана подачи выключить.

ГЛАВА XI

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА

1. В качестве топлива для двигателей применяется керосин марок Т-1, ТС-1 и Т-2 (ГОСТ 10227—62) и их смеси.

2. Перед заправкой топливной системы топливом проверить наличие паспорта на топливо у топливозаправщика, соответствие заправляемого топлива рекомендуемому (по паспорту), целостность пломб на заливной горловине топливозаправщика, а также чистоту заправочного пистолета.

В топливе, слитом из отстойника топливозаправщика, не должно быть механических примесей, воды или кристаллов льда.

3. Заправку самолета топливом производить, как правило, через систему централизованной заправки. Если для выполнения полета необходима полная заправка топливом, то каждую группу баков следует дозаправить через верхние заливные горловины.

Примечания: 1. Запрещается производить заправку системы с пропуском или недозаправкой промежуточных групп баков. Заправку необходимо производить в порядке, противоположном порядку выработки топлива (в симметричные группы).

2. Зимой для предупреждения образования кристаллов льда в топливе к нему добавляется жидкость «И» согласно Инструкции по применению и контролю качества горюче-смазочных материалов и спецжидкостей.

ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ АВТОМАТИКИ И ИЗМЕРЕНИЯ ТОПЛИВА СЭТС-170Б ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

Для проверки системы СЭТС-170Б перед полетом необходимо:

- включить все АЗС топливной системы;
- включить преобразователь переменного тока ПО-750;

- выключатели топливомера и блоков автоматики расхода топлива поставить в положение «Включено».

Для проверки измерительной части топливомера необходимо:

- переключатель топливомера поставить в положение, соответствующее проверяемой группе: I, II, III, IV, V или суммарного измерения (сумма);

- после двухминутного прогрева нажать на кнопку указателя топливомера; при этом стрелка будет двигаться и устанавливаться у нулевой отметки шкалы; при освобождении кнопки стрелка должна установиться у отметки шкалы, соответствующей измеряемому количеству топлива;

- слить показания топливомера с фактически залитым количеством топлива.

После проверки измерительной части топливомера СЭТС-170Б необходимо установить на суммарной шкале указателя расходомера каждого двигателя числовое значение количества топлива, заправленного в группы баков соответствующей половины крыла.

Для проверки ручного управления выработкой топлива необходимо:

- переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Ручное»;

- открыть пожарные краны; при этом должны загореться зеленые сигнальные лампочки;

- поочередно включая и выключая подкачивающие насосы всех групп баков, по давлению топлива за ними, а также по загоранию и погасанию соответствующих зеленых сигнальных лампочек убедиться в исправности насосов и управления ими; при этом давление топлива по манометрам 2ДИМ-3 на приборной доске должно быть $0,5—1,5 \text{ кг/см}^2$ в зависимости от того, на каком

режиме работают подкачивающие насосы (на дежурном режиме — $0,5—0,6 \text{ кг/см}^2$, на номинальном режиме — $1,1—1,2 \text{ кг/см}^2$ и на форсированном режиме — $1,4—1,5 \text{ кг/см}^2$);

- выключить АЗС топливоподкачивающих насосов;
- закрыть пожарные краны; при этом должны загореться красные сигнальные лампочки.

Для проверки автоматики системы СЭТС-170Б необходимо:

- переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Автомат»;

- включить переключатели подкачивающих насосов дежурных (третьих) групп баков. При нормальной работе автоматики загораются синие лампочки, начиная с первой группы и кончая группой, из которой ведется очередная выработка топлива, а также сигнальные зеленые лампочки подкачивающих насосов групп, из которых ведется выработка, и насосов дежурных групп.

Для проверки работы автоматики одной половины топливной системы необходимо выключить блок автоматики другой половины; при исправной автоматике не должно быть изменений в сигнализации (загорания лампочек) на щитке управления и сигнализации выработки топлива; аналогично проверить работу автоматики другой половины топливной системы.

Примечание. Полная проверка работы автоматики топливной системы на земле возможна только при сливе топлива.

УПРАВЛЕНИЕ ПОРЯДКОМ ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА В ПОЛЕТЕ

Возможно автоматическое и ручное управление порядком выработки топлива из групп баков топливной системы. Ручное управление рекомендуется применять только при неисправной автоматике топливной системы.

Для автоматического управления порядком выработки топлива из системы выполнить следующее:

- включить выключатели автоматов расхода топлива;

- установить переключатель «Автомат — Ручное» в положение «Автомат»;

- включить подкачивающие насосы дежурных групп баков и топливомер;

— открыть пожарные краны (загорятся зеленые лампочки сигнализации открытия пожарных кранов).

При нормальной работе автоматики горят зеленые сигнальные лампочки вырабатываемых и дежурных (третьих) групп, а также синие лампочки вырабатываемых групп и групп, из которых топливо выработано.

При отказе автоматики расхода топлива перейти на ручное управление.

Для ручного управления порядком выработки топлива необходимо:

— переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Ручное»;

— включить переключатель ручного управления подкачивающими насосами групп баков, соответствующих последней по порядку выработки горящей синей лампочке (или насосы групп баков, из которых необходимо вырабатывать топливо);

— при загорании синей лампочки следующей группы баков включить подкачивающие насосы этой группы и так до включения насосов пятой группы баков включительно;

— после полной выработки топлива из предыдущих групп баков, т. е. после погасания (мигания) зеленых лампочек, выключить соответствующие подкачивающие насосы.

Сигнализация как при автоматическом, так и при ручном управлении порядком выработки топлива (но при включенном хотя бы одном блоке автоматики) работает одинаково. Синие лампочки сигнализации на приборной доске летчиков загораются в такой последовательности:

— при полной заправке самолета топливом горит лампочка «Включена I группа» левой и правой половин топливной системы;

— после выработки топлива из баков I групп до остатка в одной из них около 230 л загорается синяя лампочка «Включена II группа» левой и правой половин топливной системы;

— после выработки топлива из баков II групп до остатка в одной из них около 260 л загорается синяя лампочка «Включена IV группа» левой и правой половин топливной системы;

— после выработки топлива из баков IV групп до

остатка в одной из них около 200 л загорается синяя лампочка «Включена V группа» левой и правой половин топливной системы;

— при наличии в одной из V групп баков около 560 л топлива загорается желтая лампочка «Остаток топлива на 60 мин полета» (общий остаток топлива на самолете около 2300 л);

— при наличии в одной из III групп баков около 320 л топлива загорается красная лампочка «Остаток топлива на 15 мин полета» (общий остаток топлива на самолете около 640 л).

Примечание. Загоревшиеся синие лампочки не гаснут при отключении насосов групп баков, из которых топливо выработано. Нарушение последовательности загорания синих и зеленых лампочек является признаком неисправности топливной автоматики.

После полета необходимо сделать следующее.

1. Переключатели питания блоков автоматики, топливомера и топливоподкачивающих насосов дежурных групп поставить в положение «Выключено».

2. Переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Ручное».

3. Выключить все АЗС топливной системы.

ИЗМЕРЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА

Для измерения количества топлива переключатели «Топливомер» и «Автоматы расхода топлива» поставить в положение «Включено».

При установке ручки переключателя топливомера в положение «I группа» каждая стрелка указателя топливомера показывает количество топлива в килограммах, находящегося в баках № 1 и 2; при установке ручки переключателя топливомера в положение «II группа» — количество топлива в баках № 3 и 4, а при установке в положение «III группа» — в баке № 5; в положение «IV группа» — в баках № 6 и 7; в положение «V группа» — в баках № 8, 9 и 10.

При установке ручки переключателя топливомера в положение «Сумма» каждая стрелка указателя топливомера показывает суммарное количество топлива в килограммах, находящегося во всех баках соответственно левой и правой половин топливной системы.

ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ В ПОЛЕТЕ

При обнаружении любой неисправности топливной системы в полете прежде всего необходимо убедиться в нормальном рабочем положении соответствующих переключателей топливной системы на щитке управления топливной системой (на приборной доске летчиков), АЗС и АЗР на щитке, расположенном на шпангоуте № 9.

ВЫХОД ИЗ СТРОЯ ПОДКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ

При отказе в работе одного из подкачивающих насосов I, II, IV или V групп одной половины топливной системы (что можно определить по погасанию зеленой лампочки отказавшего насоса с одновременным падением давления топлива до $0,5-0,6 \text{ кг/см}^2$ и по прекращению подачи топлива из соответствующей группы баков по топливомеру, когда в данной группе еще есть топливо) необходимо:

- открыть кран кольцевания;
- поставить переключатель «Автомат — Ручное» в положение «Ручное»;
- включить переключатель подкачивающих насосов вырабатываемых групп баков;
- перекидной выключатель выработки топлива (из левой или правой половин крыла) поставить из нейтрального положения в сторону половины крыла, в группах баков которого исправны насосы.

При этом будет вырабатываться топливо из группы, симметричной группе с отказавшим насосом.

При переходе на расходование топлива из следующих по порядку выработки групп включить переключатель очередных подкачивающих насосов.

При этом исправный насос предыдущей группы будет работать на форсированном режиме и вырабатывать оставшееся топливо.

После полной выработки топлива из группы баков, симметричной группе баков с отказавшим топливоподкачивающим насосом, закрыть кран кольцевания и перейти на автоматическое управление выработкой топлива.

При отказе в работе двух подкачивающих насосов одной из дежурных групп, при наличии топлива в других группах необходимо выключить переключателем насосы отказавшей дежурной группы, открыть кран кольцевания и продолжать полет при автоматическом управлении подкачивающими насосами.

При этом необходимо следить за равномерностью выработки топлива из групп баков.

При появлении неравномерности выработки топлива из групп баков устранить ее, как это указано ниже в разделе «Неравномерная выработка топлива из групп баков левой и правой половин топливной системы».

Во всех случаях при отказе подкачивающих насосов командир экипажа обязан учесть количество топлива в группах баков с отказавшими насосами и исключить его при расчете расхода топлива на оставшееся время полета.

ОБЕСТОЧИВАНИЕ ПОДКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ ВСЕХ ГРУПП БАКОВ (В ТОМ ЧИСЛЕ И ДЕЖУРНЫХ) ИЛИ ОДНОЙ ИЗ ПОЛОВИН КРЫЛА

В случае обесточивания всех подкачивающих топливных насосов (агрегата 463) топливной системы (не горят все 12 зеленых лампочек) в диапазоне высот $0-10\,000 \text{ м}$ продолжать полет, исходя из запаса топлива, соблюдая следующее:

— самолет перевести в горизонтальный полет (если обесточивание произошло в другом режиме полета) или продолжать полет на заданной высоте до ближайшего аэродрома посадки;

— переключатель топливомера СЭТС-170Б установить в положение «Сумма» и при питании от аварийного источника тока ПО-750, включив переключатели топливомера правой и левой половин крыла, определить запас топлива на самолете сразу после обесточивания; количество вырабатываемого (располагаемого для продолжения полета) топлива на самолете при обесточенных насосах в зависимости от остатка топлива в топливной системе в момент обесточивания приведено в указанной ниже таблице:

Количество топлива, кг	В момент обесточивания насосов				
	Все группы полные	I группа пустые, остальные полные	I и II группы пустые, остальные полные	I, II и IV группы пустые, остальные полные	I, II, IV и V группы пустые, остальные полные
На самолете в момент обесточивания насосов	Произвести посадку на аэродроме вылета	7160 6810	4330 4080	2750 2590	900 790
Вырабатываемое на самолете при обесточенных насосах		5000 4650	2970 2720	1580 1420	185 75
Невырабатываемое на самолете при обесточенных насосах		2160	1360	1170	715

Примечания: 1. В числителе дано количество топлива при полной заправке топливной системы через верхние заливные горловины, в знаменателе — при централизованной заправке.

2. При определении количества вырабатываемого топлива по таблице считать пустыми группы баков, имеющие запас топлива менее 50% емкости группы. Вырабатываемое количество топлива для промежуточных значений, не указанных в таблице, равно разнице между количеством топлива на самолете в момент обесточивания и невырабатываемым остатком топлива на самолете.

3. Для определения вырабатываемого количества топлива из одной половины топливной системы необходимо количество топлива по таблице разделить на два;

— полет выполнять на режиме максимальной дальности с минимальными эволюциями и перегрузками;

— избегать резкого изменения режима работы двигателей (темп перевода РУД по УПРТ не более 10—12° в секунду) и работы двигателей на режиме выше соответствующего $\alpha_s = 74^\circ$ по УПРТ;

— уход на второй круг допускается только в исключительных случаях;

— во время выполнения самолетом эволюций при заходе на посадку и при посадке включить подкачивающие насосы дежурных III групп баков (баки № 5), подключенных к аварийной сети самолета (при этом зеленые сигнальные лампочки III групп баков не горят).

В случае обесточивания подкачивающих насосов одной половины топливной системы (не горят шесть зеленых лампочек одной половины крыла) необходимо выполнить дополнительно следующее:

— перейти на ручное управление подкачивающими насосами, для чего:

а) переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Ручное»;

б) включить переключатель насосов вырабатываемой группы;

в) переключателем «Выработка топлива из баков» отключить подкачивающие насосы половины крыла, имеющей неисправность;

— вырабатываемое количество топлива и невырабатываемый остаток в группах баков половины крыла с выключенными насосами определить по вышеприведенной таблице и результат разделить на два;

— за 150—200 кг до полного израсходования вырабатываемого количества топлива (согласно таблице) из групп баков половины крыла с выключенными насосами включить кран кольцевания переключателем на приборной доске летчиков для питания топливом обоих двигателей из групп баков с работающими подкачивающими насосами;

— при заходе на посадку включить подкачивающие насосы дежурной III группы баков на форсированный режим.

До приземления самолета пилотировать так же, как и при равных количествах топлива в группах баков левой и правой половин крыла.

После приземления самолет стремится к крену и развороту в сторону половины крыла, в которой осталось больше топлива.

Направление на пробеге выдерживать рулем направления и в случае необходимости тормозами и штурвалом управления передней ногой шасси.

При необходимости отклонить элерон против крена для уменьшения нагрузки на ногу шасси половины крыла с большим количеством топлива.

Допустимая скорость бокового ветра (под углом 90° к ВПП) на посадке не более 12 м/сек.

НЕРАВНОМЕРНАЯ ВЫРАБОТКА ТОПЛИВА ИЗ ГРУПП БАКОВ ЛЕВОЙ И ПРАВОЙ ПОЛОВИН ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Для уравнивания количества топлива в группах баков обеих половин крыла необходимо:

- открыть кран кольцевания;
- выключить подкачивающие насосы той половины крыла, из групп баков которой выработано топлива больше, для чего перекидной выключатель выработки топлива (из левой или правой половины крыла) поставить из нейтрального положения в сторону той половины крыла, в группах баков которой осталось больше топлива.

После уравнивания количества топлива в группах баков левой и правой половин топливной системы включить подкачивающие насосы, поставив переключатель выработки топлива в нейтральное положение, и закрыть кран кольцевания.

Предупреждение. Неравномерность выработки топлива (разница в количестве топлива в левых и правых группах) не должна превышать 500—600 кг.

Неравномерность выработки можно также уменьшать изменением режима работы двигателей (двигатель со стороны половины крыла, в группах баков которой осталось больше топлива, работает на повышенном режиме, а двигатель с противоположной стороны — на пониженном режиме).

РЕЗКОЕ УМЕНЬШЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА ПО УКАЗАТЕЛЯМ ТОПЛИВОМЕРА И НЕСООТВЕТСТВИЕ ИХ ПОКАЗАНИЙ ДАННЫМ РАСХОДОМЕРОВ

Причинами могут быть:

- неисправность топливомера; в этом случае запас топлива контролировать по суммарным шкалам расходомеров;
- наличие большой течи топлива в одной из групп баков.

В этом случае необходимо: открыть кран кольцевания, перейти на ручное управление топливной системой,

переключателем «Выработка топлива из баков» отключить подкачивающие насосы половины крыла, имеющей исправные группы; насос группы баков, в которой наблюдается резкое уменьшение количества топлива, перевести на форсированный режим, для чего включить подкачивающий насос следующей по порядку выработки группы баков; выработать все топливо в неисправной группе, уравнивать количества топлива в левой и правой половинах крыла, продолжать полет до ближайшего аэродрома.

ГЛАВА XII

ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА

1. Для смазки двигателей применяется смесь 75% по объему трансформаторного масла по ГОСТ 982—56 или авиационного масла МК-8 по ГОСТ 6457—53 и 25% масла МК-22 или МС-20 по ГОСТ 1013—49.

2. Перед заправкой маслобаков маслом проверить наличие паспорта у маслозаправщика, соответствие заправляемого масла (по паспорту) рекомендуемому, а также чистоту заправочного шланга и заправочного пистолета.

3. При заправке маслобака маслом перед открытием заливной горловины удалить из воронки горловины скопившуюся грязь и воду. Не вынимая из заливной горловины сетки, залить в маслобак масло.

4. Общая емкость маслобака 46 л. Максимально допустимое количество масла, заправляемого в маслобак, 42 л; рекомендуемое 35 л и минимально допустимое 30 л.

Заправленное количество масла контролируется при помощи масломерной линейки у заливной горловины бака.

После заправки маслобака маслом закрыть крышку заливной горловины, завернуть масломерную линейку и законтрить их.

5. В горизонтальном полете в процессе набора высоты или снижения уровень масла в маслобаках по маслосмерам не должен изменяться более чем на 2—3 л. В том случае, если при наборе высоты или снижении наблюдается интенсивный уход масла в двигатель или в маслобак, необходимо перевести самолет в горизон-

тальный полет и после того, как установится постоянный уровень масла, продолжать набор или снижение.

6. Минимальное количество масла в баке (на работающем двигателе), при котором обеспечивается работа двигателя в течение одного часа, равно 18 л (по МЭС-1737А). Этот остаток масла сигнализируется загоранием красной лампочки.

Предупреждения: 1. При полете с минимальным количеством масла необходимо следить за показанием манометра давления масла ЭМИ-ЗРИ и в случае падения давления масла ниже 3 кг/см^2 зафлюгировать винт и выполнить все операции, изложенные в разделе «Останов двигателя» настоящей Инструкции.

2. При полетах с околонулевыми и отрицательными перегрузками n_y допускается кратковременное (в течение 6—8 сек) уменьшение давления масла на входе в двигатель ниже 3 кг/см^2 . На самолетах с недоработанными (мягкими) маслобаками необходимо избегать полетов с отрицательными перегрузками, так как при этом возможно самопроизвольное флюгирование винта из-за резкого падения давления масла в магистрали двигателя.

7. При температуре наружного воздуха выше $+25^\circ\text{C}$ перед запуском двигателей поставить выключатели «Управление клапаном эжекции маслорадиатора» в положение «Открыто».

Системой эжекции маслорадиаторов пользоваться только на режимах от земного малого газа (0° по УПРТ) до 0,2 номинала (22° по УПРТ). При этом убедиться, что заслонки маслорадиаторов открыты полностью.

Максимально допустимая температура масла на входе в двигатель при этом не должна быть более 100°C в течение не более 15 мин.

При переходе на более высокие режимы работы двигателя систему эжекции выключить.

Категорически воспрещается взлет с включенной системой эжекции маслорадиаторов. При включенной системе эжекции маслорадиаторов отбор воздуха от двигателей на другие нужды запрещается.

8. При запуске двигателей, рулении и в полете переключатели управления заслонками маслорадиаторов должны стоять в положении «Автомат».

9. При отказе АРТМ или в том случае, если в полете наблюдается колебание заслонки маслорадиатора от полностью открытого до полностью закрытого положений (что можно заметить по указателю УЮЗ-4 или при визуальном наблюдении), необходимо вручную открыть заслонку маслорадиатора на величину, соответствующую открытию заслонки маслорадиатора другого двигателя (если на нем автомат АРТМ работает нормально), и оставить выключатель управления заслонкой в нейтральном положении.

В дальнейшем управлять заслонкой маслорадиатора вручную так, чтобы температура масла на входе в двигатель поддерживалась в пределах 70—80°С.

10. При температуре наружного воздуха от минус 5 до минус 25°С рекомендуется перед запуском двигателей прогреть КТА-5 и маслорадиаторы горячим воздухом (не более +80°С) в течение 15—20 мин, а при температуре наружного воздуха от минус 25 до минус 40°С — в течение 45—60 мин.

ГЛАВА XIII

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ САМОЛЕТА

Система противопожарной защиты самолета включает систему пожаротушения, систему пожарной сигнализации и систему нейтрального газа.

На самолете предусмотрены следующие средства:

а) для тушения пожара во внутренних полостях и в подкапотном пространстве двигателей, в отсеках топливных баков крыла, в кабинах экипажа и сопровождающего расчета, в грузовом отсеке и в кабине стрелка (там, где она имеется);

б) для сигнализации о возникновении пожара во внутренних полостях двигателей (система ССП-7), в отсеках двигателей и отсеках топливных баков (система ССП-2А);

в) для заполнения надтопливного пространства топливных баков нейтральным газом.

Оборудование системы противопожарной защиты состоит из четырех огнетушителей ОС-8М; двух огнетушителей ОС-2, заряженных огнегасительным составом «3, 5»; двух блоков электромагнитных распределительных кранов; трубопроводов и распылительных коллекторов; систем пожарной сигнализации ССП-2А и ССП-7; четырех баллонов ОСУ-5, заряженных углекислотой; дозирующих и обогревательных устройств системы НГ; аппаратуры управления и проверки исправности системы противопожарной защиты и пяти ручных углекислотных огнетушителей ОУ.

Огнетушители ОС-8М расположены в грузовой кабине по правому борту между шпангоутами № 21—24, а баллоны ОСУ-5 — между шпангоутами № 35—36.

Ручные огнетушители ОУ расположены: один в передней кабине экипажа; один в кабине расчета; два в грузовой кабине и один в кабине стрелка.

Огнетушители ОС-2 укреплены на стенках воздухозаборников двигателей с правой стороны (по одному на каждый двигатель).

Блоки электромагнитных распределительных кранов находятся за задним лонжероном центроплана на обоих бортах фюзеляжа в районе шпангоута № 26.

Щиток сигнализации и управления системой пожаротушения и системой НГ расположен в левой части центральной панели приборной доски летчиков.

Панель проверки исправности системы пожарной сигнализации ССП-2А установлена на шпангоуте № 9 в кабине летчиков под ЦРЩ.

Принципиальная схема противопожарного оборудования самолета приведена на рис. 21.

При исправных системах пожаротушения и пожарной сигнализации в случае пожара в любом отсеке (в подкапотном пространстве двигателя, в отсеке топливных баков) разрядка первой очереди огнетушителей происходит автоматически.

Одновременно загорается соответствующая месту пожара красная лампочка-кнопка и гаснут две желтые лампочки разрядившихся огнетушителей.

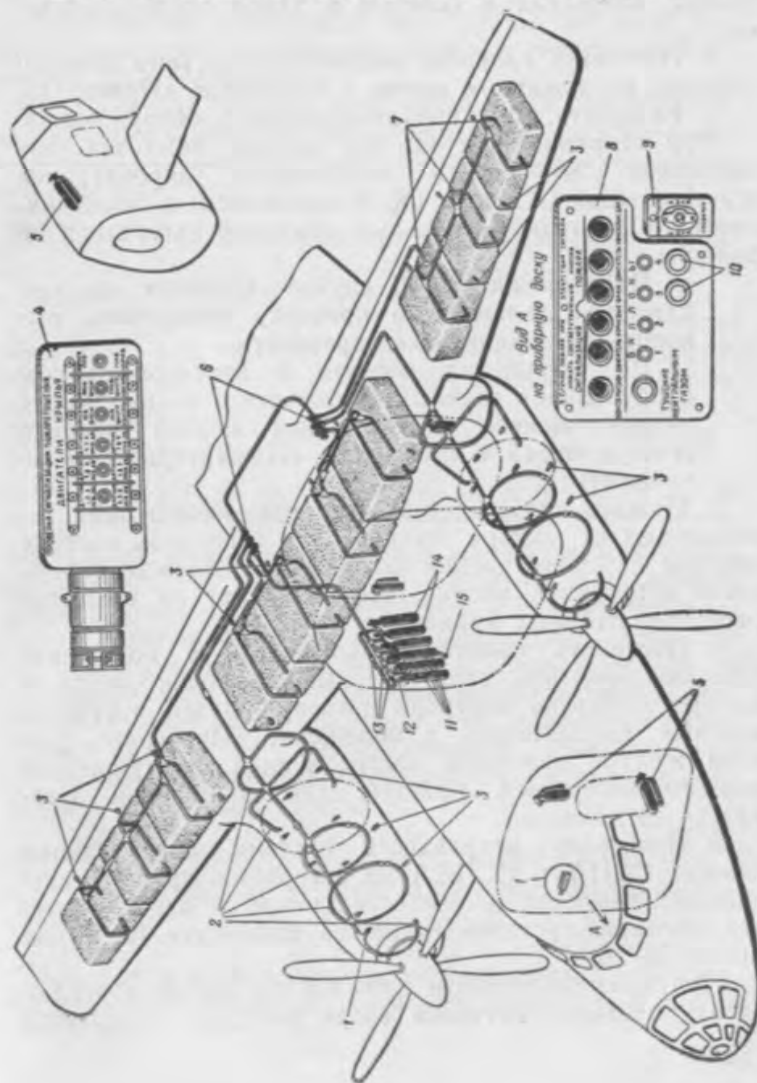
В случае возникновения пожара внутри двигателя по сигналу датчиков системы ССП-7 автоматически срабатывает огнетушитель УС-2 и состав «3, 5» заполняет внутренние полости лобового картера, подшипников компрессора и турбины. Одновременно с этим открывается распределительный кран и срабатывает автоматически первая очередь огнетушителей основной системы пожаротушения в подкапотное пространство соответствующего двигателя.

При срабатывании основной системы пожаротушения от системы ССП-7 загораются: красная лампочка сигнализации пожара внутри двигателя, красная лампочка-кнопка соответствующего двигателя — и гаснут желтые сигнальные лампочки разрядившихся огнетушителей.

Примечание. Загорание красной лампочки-кнопки обозначает открытие соответствующего электромагнитного распределительного крана. После окончания пожара эта лампочка не гаснет.

Рис. 21. Размещение противопожарного оборудования самолета:

1 — жиклер диаметром 3 мм на входе в двигатель; 2 — распределительные коллекторы на двигателях; 3 — датчики пожарной сигнализации ДПС-1А; 4 — щиток контроля системы сигнализации ССП-2А на шпангоуте № 9; 5 — ручной огнетушитель ОУ; 6 — электромагнитный блок кранов 781200; 7 — распределительные коллекторы топливных баков; 8 — щиток пожаротушения на приборной доске летчиков; 9 — главный выключатель пожаротушения; 10 — кнопки взрыва пиропатрона баллонов ОС-8М; 11 — баллоны ОС-8М; 12 — рукоятки ручного огнетушителей; 13 — обкатные клапаны; 14 — баллоны ОСУ-5; 15 — сигнальное окошко баллонов ОС-8М



ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ И ПОЖАРНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

Проверка исправности производится перед каждой пробой двигателя и полетом в такой последовательности.

1. Поставить главный выключатель системы пожаротушения на пожарном щитке в положение «Проверка».

2. Включить АЗС противопожарного оборудования.

При исправной системе все желтые лампочки сигнализации исправности электроцепи пиропатронов огнетушителей ОС-8М и ОС-2 загораются, а лампочки-кнопки и красные сигнальные лампочки загораться не должны.

Предупреждение. В случае загорания красных лампочек дальнейшую проверку прекратить, выяснить и устранить неисправность.

До устранения дефекта в противопожарном оборудовании главный выключатель во избежание автоматического переключения первой очереди огнетушителей в положение «Пожаротушение» не включать.

3. Нажать поочередно на лампочки-кнопки всех защищаемых от пожара отсеков. При исправной системе красные лампочки-кнопки загораются и должны гореть после отпускания кнопки, что указывает на открытие распределительных кранов.

4. Поставить главный выключатель в положение «Выключено», при этом красные лампочки-кнопки и желтые лампочки контроля погаснут. Затем поставить главный выключатель в положение «Проверка», при этом желтые лампочки контроля всех огнетушителей должны загораться. Красные лампочки-кнопки загораться не должны.

5. Проверить исправность системы сигнализации пожара ССП-7 и ССП-2А по загоранию красных сигнальных лампочек и лампочек-кнопок от переключателей проверки, установленных на шпангоуте № 9 под шитом ЦРЦ.

При кратковременном нажатии на любой переключатель проверки датчиков вверх или вниз загорается

сигнальная лампочка или лампочка-кнопка, соответствующая переключателю зоны пожаротушения.

После отпускания переключателя лампочка-кнопка продолжает гореть, а сигнальная лампочка гаснет.

6. Установить главный выключатель системы пожаротушения в положение «Выключено», при этом красная лампочка-кнопка погаснет.

7. Проверить поочередно все группы датчиков системы пожарной сигнализации каждой защищаемой от пожара зоны самолета.

8. Проверить зарядку огнетушителей ОС-8М и ОС-2 в соответствии с данными, приведенными ниже в таблице.

Температура окружающей среды, °С	-60	-50	-40	-30	-20	-10	0	+10	+15	+20	+30	+40	+50	+60
Номинальное давление в огнетушителе не менее, кг/см ²	44	49	53	58	64	70	76	82	85	89	96	103	112	121
Минимально допустимое в эксплуатации давление в огнетушителе, кг/см ²	39	43	47	51	56	61	66	72	75	78	84	91	98	105

9. Перед запуском двигателей систему пожаротушения привести в готовность к действию постановкой главного выключателя в положение «Пожаротушение».

Предупреждение. При нахождении главного выключателя в положении «Пожаротушение» и включенных АЗС противопожарного оборудования запрещается нажимать на лампочки-кнопки во избежание автоматического срабатывания первой очереди огнетушителей ОС-8М в защищаемые от пожара отсеки.

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА СИСТЕМЫ НГ ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ БОЕВОГО ПОЛЕТА

При предполетной подготовке необходимо включить обогрев всех баллонов НГ на время, указанное в ниже-

следующей таблице, в зависимости от температуры наружного воздуха, и убедиться в исправности обогревательных элементов системы НГ на ощупь (по головкам баллонов ОСУ-5 и агрегатам дозирующего устройства).

Температура наружного воздуха, °С	—50	—40	—30	—20	—10	0
Время обогрева баллонов, час. мин	2.30	2.00	1.30	1.00	0.30	Не греть

Примечания: 1. За время, указанное в таблице, обеспечивается подогрев баллонов до 0° С.

2. Подогрев баллонов НГ может производиться во время подогрева и пробы двигателей.

3. При задержке вылета необходимо производить повторный подогрев баллонов (за 1 час баллоны охлаждаются на 5° С, а нагреваются на 5° при включении обогрева за 15 мин).

ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ ПРОТИВОПОЖАРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ПОЛЕТЕ

АЗС на панели «Противопожарное оборудование» должны быть в положении «Включено».

Главный выключатель противопожарной системы должен находиться в положении «Пожаротушение», а желтые лампочки сигнализации исправности цепи пиропатронов огнетушителей ОС-8М и ОС-2 должны гореть.

* ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ В ВОЗДУХЕ

1. При возникновении пожара в отсеке двигателя или внутри двигателя и исправных системах пожаротушения и пожарной сигнализации (первая очередь огнетушителей сработала автоматически и одновременно загорелась соответствующая очагу пожара красная сигнальная лампочка) командир экипажа подает команду на флюгирование винта и применение системы пожаротушения и переводит рычаг управления двигателем в положение 0° по УПРТ.

По этой команде старший бортовой техник обязан:
— зафлюгировать двигатель нажатием на кнопку КУ-5 и продублировать краном аварийного флюгирования;

— закрыть пожарный кран;

— проверить результаты тушения пожара первой, автоматически сработавшей, очередью огнетушителей, для чего через 10 сек после того, как погаснут желтые лампочки первой очереди огнетушителей, поставить главный выключатель противопожарной системы в положение «Выключено» с последующим переключением в положение «Пожаротушение».

Если после проверки горевшая сигнальная лампочка не загорается, то пожар в данном отсеке ликвидирован. В противном случае разрядить в очаг пожара вторую очередь огнетушителей и все баллоны ОСУ-5 системы НГ, для чего необходимо нажать на кнопки, находящиеся под колпачками с надписью «Тушение нейтральным газом».

Примечания: 1. На самолетах, где каждый огнетушитель срабатывает от самостоятельной кнопки, необходимо нажать сразу на две кнопки для разрядки одновременно двух огнетушителей.

2. Главный выключатель системы пожаротушения не ставить в положение «Выключено» раньше чем через 10 сек после срабатывания огнетушителя, так как в этом случае при обесточивании системы распределительный кран закроется и оставшееся в трубопроводах давление не даст возможности вновь открыть электромагнитный распределительный кран.

Помощник командира экипажа по этой команде должен закрыть отбор воздуха от двигателя, на котором произошел пожар.

2. В случае возникновения пожара в отсеках крыла и автоматического срабатывания первой очереди огнетушителя командир экипажа дает команду старшему бортовому технику проверить результаты тушения пожара первой очередью огнетушителей.

Если после проверки красная лампочка-кнопка загорается снова, то старший бортовой техник обязан разрядить в очаг пожара следующую очередь огнетушителей и баллоны ОСУ-5 системы НГ.

3. В случае когда пожар обнаружен, а система пожарной сигнализации не сработала, командир экипажа обязан:

а) при пожаре в отсеке двигателя подать команду бортовому технику на флюгирование винта и применение системы пожаротушения и перевести рычаг управления двигателем в положение 0° по УПРТ; по этой команде старший бортовой техник обязан:

- зафлюгировать винт двигателя;
- закрыть пожарный кран;
- поставить главный выключатель в положение «Проверка», нажать на лампочку-кнопку соответствующего отсека и при загорании ее разрядить вторую очередь огнетушителей в очаг пожара;
- разрядить огнетушитель ОС-8 данного двигателя;

б) при пожаре в крыле подать команду разрядить вторую очередь огнетушителей в очаг пожара; по этой команде старший бортовой техник обязан:

- поставить главный выключатель в положение «Проверка»;
- нажать на лампочку-кнопку отсека, где обнаружен пожар;
- разрядить в очаг пожара вторую очередь огнетушителей (желтые лампочки разрядившихся огнетушителей погаснут);
- через 10 сек (не ранее) после срабатывания огнетушителей проверить результаты тушения пожара кратковременным обесточиванием системы пожаротушения главным выключателем.

Если пожар не ликвидирован, то при постановке главного выключателя в положение «Пожаротушение» первая очередь огнетушителей автоматически сработает в очаг пожара.

4. При обнаружении пожара на взлете, до отрыва самолета, командир экипажа обязан прекратить взлет и подать команду старшему бортовому технику о тушении пожара в соответствии с изложенным выше.

При невозможности прекратить взлет (наличие препятствий) необходимо продолжить его.

При пожаре в отсеках крыла для срыва пламени на высоте 50 м убрать закрылки, не допуская при этом просадки самолета; при необходимости разрядить следующую очередь огнетушителей и произвести посадку по возможности на аэродром.

В случае возникновения пожара в крыльевых отсеках при заходе на посадку тушение пожара должно производиться при убранных закрылках.

Расчет на посадку производится с убранными закрылками.

5. При пожаре в кабине необходимо всем членам экипажа надеть кислородные маски, перейти на питание чистым кислородом (выключить подсос воздуха), выключить наддув и разгерметизировать кабину, произвести тушение пожара ручными огнетушителями «ОУ», находящимися на борту самолета.

В случае возникновения пожара в электропотребителе немедленно обесточить его.

6. После ликвидации пожара командир экипажа обязан подать команду одному из членов экипажа вести до посадки самолета тщательное наблюдение за отсеком, в котором ликвидирован пожар.

Запускать двигатель в воздухе, на котором был пожар, **запрещается**.

7. Каждый член экипажа при обнаружении пожара на самолете должен сообщить командиру экипажа о месте и характере пожара.

8. Во всех случаях возникновения пожара на самолете командир экипажа обязан, принимая меры по тушению, сообщить на КП о пожаре и действовать по указанию руководителя полетов. В случае прямой угрозы безопасности экипажу подать команду о покидании самолета.

9. При возникновении пожара на самолете на стоянке тушение пожара должно быть осуществлено в первую очередь средствами тушения пожара, имеющимися на самолете, в последовательности, аналогичной тушению пожара в воздухе.

Член наземного экипажа, первым обнаруживший пожар во время запуска двигателя, обязан сообщить о случившемся старшему, имеющему связь по СПУ с экипажем самолета.

Старший наземного экипажа, сообщив о случившемся на самолет, подает команду боевому расчету пожарно-спасательного автомобиля потушить пожар на самолете и принимает на себя руководство работами по тушению пожара до прибытия старших начальников.

УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ НГ В ПОЛЕТЕ

Систему НГ включать при вылете на боевое задание. Порядок включения системы НГ следующий.

1. После запуска двигателей перед выруливанием на старт включить подогрев первой очереди баллонов. Первую очередь баллонов НГ включить на разрядку на старте после получения разрешения на взлет.

2. Вторая очередь баллонов НГ включается на разрядку через два часа после начала разрядки первой очереди.

3. Подогрев второй очереди включается за час до начала ее разрядки и остается включенным до конца полета.

4. После посадки выключить обогрев системы НГ.

ГЛАВА XIV

ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

Помощник командира экипажа перед посадкой в самолет обязан:

— принять доклад от старшего бортового техника о готовности к работе приборов жидкого кислорода КПЖ-30;

— после посадки в кабину определить количество жидкого кислорода в газификаторах, включив переключатель питания преобразователя ПО-750 в положение «Проверка»; суммируя показания всех указателей, определить общее количество в килограммах жидкого кислорода и его соответствие выполняемому заданию;

— открывая поочередно вентили переносных кислородных приборов КП-21, определить давление в баллонах, которое должно быть в пределах $25-30 \text{ кг/см}^2$; вылет самолета с запасом кислорода в газификаторах менее необходимого, определенного при расчете, запрещается.

Примечание. Расчет запаса кислорода на полет производится инженером по авиационному оборудованию совместно со штурманом при составлении инженерно-штурманского расчета полета на задание.

Для обеспечения надежности кислородного питания запас кислорода на полет должен размещаться не менее чем в двух газификаторах; при любом полете в одном из КПЖ-30 должно быть не менее 8 кг жидкого кислорода на случай необходимости пользования чистым кислородом при пожаре и для других особых случаев;

— проверить давление в бортовой сети (через $10-15 \text{ мин}$ после открытия вентилей автоматов давления), которое должно быть в пределах $8-10 \text{ кг/см}^2$.

Давление в баллонах высокого давления должно быть 130—150 кг/см².

Все члены экипажа обязаны проверить:

— герметичность системы высокого давления (участка бортовой вентиль—прибор), для этого открыть бортовой вентиль КВ-5 и после того, как манометр покажет давление 8—10 кг/см², закрыть его; при нормальной герметичности давление удерживается не менее 2 мин;

— герметичность системы низкого давления кислородного прибора КП-24М (от клапана легочного автомата прибора до клапана выдоха маски включительно); для этого при закрытом вентиле КВ-5 открыть вентиль аварийной подачи и сравнить оставшийся в системе кислород; закрыть аварийный вентиль прибора, рукоятку выключателя подсоса воздуха поставить в положение «100%» и подсоединить шланги парашютного прибора КП-23 к бортовому прибору КП-24М и к маске; надеть заранее подогнанную маску, после чего произвести затяжной вдох; если вдох произвести нельзя, то система герметичная;

— работоспособность комплекта КП-24М, для чего открыть вентиль КВ-5 и убедиться, что давление 8—10 кг/см² (кран аварийной подачи должен быть закрыт, маховичок создания избыточного давления должен быть завернут по часовой стрелке до отказа); произвести несколько глубоких вдохов и выдохов с надетой маской при закрытом и открытом автомате подсоса воздуха; при нормальной работе комплекта дыхание должно быть свободным, а сегменты индикатора кислорода должны расходиться и сходиться в такт дыханию;

— проверить положение рукояток управления на приборе КП-24М; при нормальной работе прибора (независимо от высоты полета) рукоятка автомата подсоса воздуха должна находиться в положении «Смесь», кран аварийной подачи кислорода — в положении «Закрыто», а маховичок создания избыточного давления должен быть завернут до отказа по часовой стрелке.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ В ПОЛЕТЕ

Всем членам экипажа в высотном полете необходимо:

— при пользовании комплектом кислородного прибора периодически наблюдать за нормальным поступлением кислорода по индикатору потока.

Примечание. При работе прибора с открытым автоматом подсоса воздуха при высотах в кабине от 0 до 2 км сегменты индикатора могут расходиться недостаточно четко, так как при этих условиях кислород для дыхания практически не подается;

— периодически контролировать давление кислорода в системе, которое должно быть 8—10 кг/см².

Помощник командира экипажа в течение всего полета должен контролировать запас кислорода в газификаторах по указаниям индикаторов ДУЖК.

Бортовой стрелок при полетах на высотах более 3000 м обязан через каждые 5 мин докладывать командиру экипажа о своем самочувствии и работе кислородного оборудования на своем рабочем месте.

При отсутствии доклада командир экипажа обязан запросить стрелка о самочувствии. Если ответа не будет, командир обязан снизить самолет до высоты 1500—2000 м и подать команду «Бортовому технику по АДО пройти в кормовую кабину и проверить самочувствие стрелка».

В случае неисправности кислородной системы хотя бы у одного из членов экипажа (падение давления кислорода ниже 6 кг/см², отказ индикатора) командир экипажа обязан снизить самолет до высоты, при которой «высота» в кабине не превышает 3000 м; если кабины разгерметизированы, то снижение должно производиться с максимально возможной скоростью снижения.

КОНТРОЛЬ ЗА РАБОТОЙ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ

При подготовке к полету бортовой техник по авиационному и десантному оборудованию (АДО) обязан:

— открыть кислородные вентили КВ-5 на щитке кислородных приборов и проверить давление перед кислородными приборами КП-32, которое должно быть 8—10 кг/см²;

— проверить аварийную подачу кислорода каждым прибором КП-32, для чего рукоятку аварийной подачи прибора (красного цвета) вращать по часовой стрелке, контролируя при этом давление за кислородным прибором по манометру; поочередно подсоединить к каждому

индикатору кислородную маску КМ-19 (КМ-15М) при этом поплавков индикатора будет находиться в верхнем положении; выключить аварийную подачу, поставив рукоятку в исходное положение.

В полете бортовой техник по АДО обязан:

— следить за давлением перед кислородными приборами КП-32, которое должно быть 8—10 кг/см²;

— следить за соответствием давления (которое должен создавать прибор КП-32 по высотам) по манометрам давления, указанному в таблице на щитке.

Если давление какого-либо прибора не соответствует давлению, указанному в таблице для данной высоты, необходимо отрегулировать его при помощи крана аварийной подачи, доложив об этом командиру экипажа. При вращении рукоятки по часовой стрелке давление увеличивается, а при вращении рукоятки против часовой стрелки давление уменьшается.

РАСЧЕТ ЗАПАСА ЖИДКОГО КИСЛОРОДА НА ПОЛЕТ

Расчет запаса кислорода производить по формуле

$$G_n = G_{\text{н}} + \frac{60t(qn + q_1n_1 + q_2n_2)}{750},$$

где G_n — потребное количество жидкого кислорода, кг;
 $G_{\text{н}}$ — неучитываемый запас жидкого кислорода (6 кг на каждый газификатор);

t — время полета, час;

q — расход кислорода на одного члена экипажа, питающегося от КП-24М, л/мин (для КП-24М $q=5$ л/мин на высотах в кабине до 11 000 м);

n — число членов экипажа;

q_1 — расход кислорода на одного человека, питающегося от КП-32 в грузовой кабине, л/мин;

n_1 — количество потребителей в грузовой кабине;

q_2 — расход кислорода на одного человека, питающегося от КП-32 в кабине расчета, л/мин;

n_2 — количество потребителей в кабине расчета;

750 — количество газообразного кислорода при испарении 1 кг жидкого кислорода, л.

Расход кислорода q_1 и q_2 для прибора КП-32 в зависимости от «высоты» в кабине.

Высота в кабине, м	2000	4000	6000	8000	10000	12000
q_1 и q_2 , л/мин	1,5	3,5	4,5	5,5	6,5	7,0

Для определения «высоты» в кабине в зависимости от высоты полета самолета необходимо пользоваться следующей таблицей.

Высота полета, м	2000	4000	6000	8000	10000	12000
«Высота» в кабине, м	2000	2000	2000	2800	3700	5000

РАСЧЕТ ЗАПАСА ГАЗООБРАЗНОГО КИСЛОРОДА НА ПОЛЕТ

Расчет времени полета, в течение которого обеспечивается питание от запаса кислорода, находящегося в баллонах, производить по формуле

$$t = \frac{0,8PVi}{60(qn + q_2n_2)},$$

где t — время полета, обеспечиваемое запасом газообразного кислорода, час;

0,8 — коэффициент, учитывающий неиспользуемый запас кислорода в баллонах;

P — давление кислорода в баллонах, кг/см²;

V — водяная емкость баллона, л;

i — количество баллонов.

Значения q , q_2 , n , n_2 берутся такими же, как и при расчете запаса жидкого кислорода.

Примечания: 1. Газообразный кислород предназначен для питания членов экипажа и расчета.

2. Схема кислородного питания предусматривает возможность переключения питания как от КПЖ-30, так и от баллонов с газообразным кислородом.

Предупреждения: 1. Одновременное пользование кислородом от двух систем (жидкого и газообразного кислорода) запрещается.

2. При питании от системы газообразного кислорода вентили КВ-2МС на левом и правом бортах (шп. 9) должны быть открыты, а вентиль в системе КПЖ-30 перед прибором КП-32 закрыт.

3. Перед полетом во избежание попадания воздуха в газовые полости КПЖ-30 необходимо закрыть вентили сброса давления у всех КПЖ-30 независимо от того, есть или нет в них кислород и поднято ли давление.

ГЛАВА XV

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВЫСОТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ЗАПУСКУ

Помощник командира экипажа обязан:

— проверить, закрыт ли кран отопления грузовой кабины и открыты ли заслонки системы вентиляции грузовой кабины;

— проверить, закрыты ли краны отбора воздуха от двигателей и кран подачи воздуха в переднюю гермокабину.

Бортрадист обязан включить все АЗС и АЗР по высотному оборудованию.

Бортстрелок обязан:

— проверить, закрыт ли кран подачи воздуха в кабину;

— перевести трехпозиционный переключатель РТВК в положение «Холод» и выдержать 25 сек.

ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

После запуска и прогрева двигателей помощник командира экипажа в кабине экипажа, а бортстрелок в кормовой кабине проверяют исправность работы системы наддува гермокабин.

Проверку необходимо выполнять на режиме работы двигателей не ниже 0,2 от номинального в гермокабинах при закрытых входных дверях и форточках. Проверку производить в следующем порядке.

Помощнику командира экипажа:

— загерметизировать аварийный люк и по манометру проверить давление в шланге герметизации люка (должно быть не менее 3 атм);

— открыть кран отбора воздуха на первом двигателе;

— открыть кран подачи воздуха в кабину и убедиться в подаче воздуха по УРВК (избыточное давление в кабине при проверке системы наддува не должно превышать 0,03 атм);

— закрыть кран отбора воздуха на первом двигателе и аналогично вышеизложенному проверить подачу воздуха от второго двигателя;

— закрыть кран подачи воздуха в кабину;

— оставить открытым кран отбора воздуха от одного двигателя и подать команду стрелку на проверку системы наддува кормовой кабины;

— после проверки системы наддува кормовой кабины закрыть кран отбора воздуха от двигателя.

Предупреждения: 1. В случае выполнения полета без бортстрелка трехпозиционный переключатель РТВК кормовой кабины поставить в положение «Холод» и выдержать в этом положении 25 сек, после чего поставить в нейтральное положение*.

2. Кран подачи воздуха в кормовую кабину установить в положение «Закрыто»*.

3. При взлете краны отбора воздуха от двигателей должны быть закрыты.

Бортстрелку:

— получить разрешение на проверку наддува гермокабины;

— загерметизировать аварийный люк и по манометру проверить давление в шланге герметизации люка (должно быть не менее 3 атм);

— открыть кран подачи воздуха в кабину и убедиться (по УРВК) в поступлении воздуха в кабину, при этом следить по УВПД-15, не создается ли в кабине избыточное давление более 0,03 атм;

— закрыть кран подачи воздуха в кабину.

* Выполняет старший бортовой техник самолета.

В ПОЛЕТЕ

Включение отбора воздуха для системы наддува и отопления кабин должно производиться после взлета при работе двигателей на режимах ниже взлетного.

Помощник командира экипажа обязан:

— после включения отбора воздуха установить по УРВК расход воздуха 7—9 единиц; регулировать температуру подаваемого воздуха вручную, поддерживая ее не выше 120°C (на режиме прогрева кабины);

— когда температура в кабине будет соответствовать заданной на лимбе термостата ($16\text{—}26^{\circ}\text{C}$), включить трехпозиционный переключатель в положение «Автомат»; при надобности корректировка температуры может производиться вручную установкой переключателя РТВК на короткое время в положение «Тепло» или «Холод» (в полете температура поступающего в кабину воздуха не должна превышать 110°C);

— при необходимости охлаждения воздуха, поступающего в кабину, включить турбохолодильник;

— для вентиляции передней гермокабины атмосферным воздухом на малых высотах закрыть краны подачи воздуха в кабину и открыть кран вентиляции (на правом борту);

— при необходимости отопления грузовой кабины борттехнику открыть кран подачи воздуха в грузовую кабину.

Бортстрелок обязан:

— регулирование температуры воздуха в кабине производить переключателем РТВК; при достижении температуры воздуха в кабине, соответствующей установленной на лимбе ТРТВК ($16\text{—}26^{\circ}\text{C}$), переключатель установить в положение «Автомат»;

— при необходимости вентиляции кормовой кабины атмосферным воздухом на малых высотах закрыть кран подачи воздуха в кабину и открыть кран вентиляции.

Примечание. Избыточное давление в герметических кабинах изменяется по определенному закону:

— до высоты 2000 м избыточное давление не должно превышать 0,03 атм;

— в герметических кабинах с высоты 2000 м до 7000 м избыточное давление постепенно повышается до $0,4\text{ кг/см}^2$, на больших высотах остается постоянным, равным $0,4\text{ кг/см}^2$.

ИНСТРУКЦИЯ ШТУРМАНУ САМОЛЕТА

ОБЯЗАННОСТИ ШТУРМАНА ПРИ ПОДГОТОВКЕ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ К ПОЛЕТУ

По прибытии на самолет штурман обязан опросить техников по специальному оборудованию о произведенных работах по подготовке технических средств самолетовождения и десантирования, а также об устранении дефектов и неисправностей, выявленных в предыдущем полете.

ОСМОТР САМОЛЕТА

Произвести внешний осмотр самолета и убедиться в следующем:

— колпаки с антенны СД-1 под фюзеляжем сняты;

— передающая антенна станции ПДСП-2С на аварийном люке не имеет механических повреждений;

— остекление кабины и обтекатель антенны РБП-3 не имеют трещин и других дефектов;

— приемники П-5 не имеют механических повреждений;

— приемная антенна станции ПДСП-2С на правом крыле не имеет механических повреждений;

— створки люков внутренней подвески ФОТАБ и ЦОСАБ на правом обтекателе шасси закрыты (правильность подвески ФОТАБ и ЦОСАБ и установки данных на взрывателях проверяются при открытых створках люков);

— заглушки с ЭКСП-39 сняты и ракеты установлены в соответствии с обозначенным цветом;

— створки люка фотоаппарата закрыты;

— створки люков внутренней подвески ФОТАБ и ЦОСАБ на левом обтекателе шасси закрыты (правильность подвески ФОТАБ и ЦОСАБ и установка данных на взрывателях проверяются при открытых створках люков);

— приемная антенна станции ПДСП-2С на левом крыле не имеет механических повреждений;

— предохранительные колпаки с ДКУ астрокомпас и визирной головки СП-1 сняты;

— антенны АРК-5 находятся в исправном состоянии;

— антенна аппаратуры РПМ-С не имеет повреждений.

ОСМОТР ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ И КАБИНЫ ЭКИПАЖА

При осмотре грузовой кабины и кабины экипажа штурман должен проверить:

— наличие фотоаппарата и его исправность;

— наличие и готовность десантного оборудования;

— наличие и исправность подножки для работы с секстантом;

— положение выключателей аварийного сброса ФОТАБ и ЦОСАБ и аварийного сброса грузов (выключатели должны быть выключены) на приборной доске командира экипажа;

— исправность секстанта СП-1, хронометра; установить точное время на нем.

ОСМОТР РАБОЧЕГО МЕСТА (рис. 22)

Вложить парашют в чашку сиденья, сесть на сиденье и проверить:

— перемещение сиденья по направляющим, вращение вокруг оси и регулировку по высоте;

— надежность крепления и целостность фала для прибора КАП-3 на задней стенке сиденья;

— регулировку привязных ремней и работу замка.

Присоединить шланг парашютного прибора КП-23

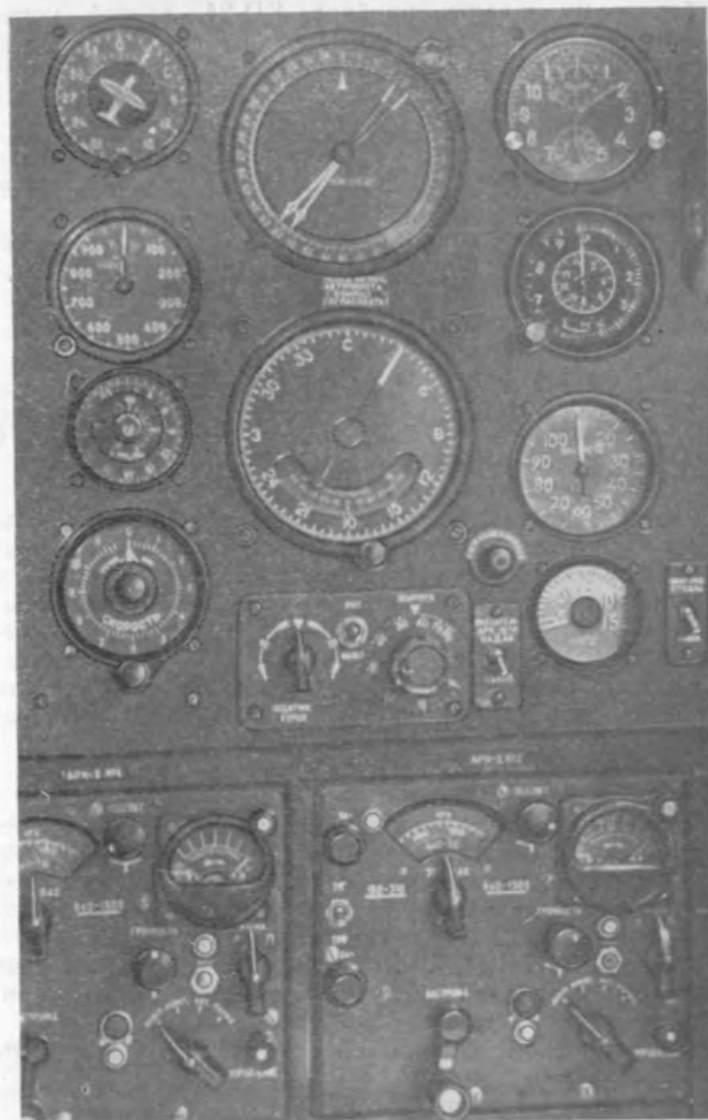


Рис. 22. Приборная доска штурмана

к бортовому шлангу прибора КП-24, второй конец шланга КП-23 присоединить к кислородной маске. Карбин шпильки разъединителя КП-23 присоединить к цепочке на чашке сиденья, а фал прибора КАП-3 соединить с фалом на задней спинке сиденья.

Открыть вентиль КВ-5, проверить давление кислорода (должно быть 8—10 атм) и герметичность системы.

Проверить надежность крепления, нет ли механических повреждений оборудования, соединение штепсельных разъемов и исходное положение органов управления следующих агрегатов:

- кислородного прибора КП-24;
- щитков управления АРК-5;
- блоков астрокомпасов ДАК-ДБ-5;
- самолетного переговорного устройства СПУ-10 (СПУ-7);
- щитка управления ГПК-52;
- индикатора КП-24 и сигнальной лампочки «Пользуйся кислородом»;
- выключателей обогрева стекла, вентилятора и реостатов УФО;
- автомата курса, счетчика и задатчика ветра НИ-50БМ;
- приборов высотомера ВД-20, указателя скорости КУС-1200, термометра наружного воздуха ТНВ-15, часов АЧС-1;
- блока индикатора ПДСП-2С;
- приемника и передатчика ПДСП-2С;
- переключателей на пультах управления транспортом, грузовым люком и сигнализации десанту;
- командного прибора фотоаппарата;
- остекления кабины;
- прибора ПСП-48 и компаса КИ-13;
- прицела НКПБ-7 (обратить особое внимание на плотность крепления заглушки пята оптического прицела);
- переносной кнопки сброса грузов и тангенты СПУ;
- рукоятки автопилота АП-28;
- выключателей на щитках управления тактическим и аварийным сбросом ФОТАБ и ЦОСАБ;
- пульта управления ЭКСП-39;

— щитка АЗС (все выключатели должны быть выключены);

— блока индикатора кругового обзора, щитка дистанционного управления, блоков развертки и дальности, блока питания и блока связи с ОПБ, приемника, блока ввода данных прицеливания и прибора контроля давления в волноводе станции РБП-3;

— фотоприставки, командного прибора ФАРМ-2 и часов;

— блока дублера станции ПДСП-2С;

— приборов контроля постоянного и переменного тока.

Проверить наличие астрономических таблиц, графиков поправок к приборам, бортовой аэронавигационной карты, а также запасных предохранителей.

ПРОВЕРКА ОБОРУДОВАНИЯ ПОД ТОКОМ

Для проверки технических средств самолетовождения и десантирования под током штурман обязан:

— проверить наличие постоянного (28,5 в) и переменного (115 и 36 в) токов;

— включить АЗС и АЗР на щитках штурмана и радиста;

— проверить работоспособность всего оборудования.

ПРОВЕРКА ДАК-ДБ-5

Включить выключатель питания на вычислителе (если загорелась лампочка «Прогрев», подождать, пока она погаснет). Подзавести часы нажатием кнопки «Подзавод» 4—5 раз. Переключатель «ДКУ—СП» поставить в положение ДКУ. Установить на вычислителе склонение Солнца, гринвичский часовой угол, широту и долготу места. При видимости Солнца отсчитать истинный курс самолета.

Примечание. Если загорится лампочка «Предел» при установке координат, то ручку соответствующей координаты повернуть назад до погасания лампочки «Предел» и начать установку других координат.

Путевой корректор проверяется задачей путевой скорости 600 км/час, при этом стрелка «Путь» перемещается импульсами после каждого загорания лампочки «Контроль» (за 6 мин на 60 км).

При отсутствии видимости Солнца стрелки указателей курса должны стоять на произвольном показании курса. При нажатии на кнопку «Контроль — ДКУ» стрелки должны вращаться. Переключатель «ДКУ — СП» поставить в положение «СП»; при визировании секстантом Солнца (светила), координаты которого выставлены на вычислителе (рис. 23), стрелки на указателях курсов должны указывать истинный курс стоянки самолета.



Рис. 23. Вычислитель ДАК-ДБ-5

ПРОВЕРКА ГПК-52

Через 10—15 мин после включения ГПК-52 прибор должен давать устойчивые показания (рис. 24). Сличить показания датчика и повторителя, при этом расхождения в показаниях не должны превышать $\pm 1^\circ$. При установке нажимного переключателя задатчика курса на пульте управления до индексов Л и П шкала ГПК-52 должна разворачиваться со скоростью 90° в минуту, а при установке этого переключателя до упора шкала должна разворачиваться со ско-

ростью $150\text{—}180^\circ$ в минуту. Положение широтного потенциометра ГПК-52 должно соответствовать широте места.

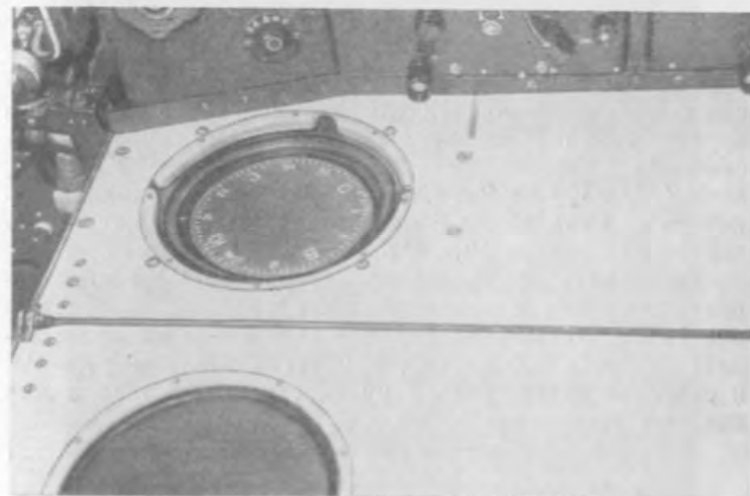


Рис. 24. Стол штурмана с ГПК-52

ПРОВЕРКА ГИК-1М

Через 3 мин после включения питания командиром экипажа нажать кнопку быстрого согласования. Проверить, стоит ли на нуле индекс шкалы магнитного склонения. Убедиться в правильности показаний компаса, сличив их с показаниями ДАК-ДБ-5 или КИ-13. Сличить показания главного указателя и повторителя, разница между которыми не должна превышать $\pm 2^\circ$.

ПРОВЕРКА АРК-5

Настроить АРК-5 № 1 на БПРМ и АРК-5 № 2 на ДПРМ аэродрома (при этом необходимо нажать кнопку переключения щитков АРК-5 № 1), прослушать их позывные, сравнить показания курсовых углов радиостанций и проверить плавность поворота рамки вручную.

Убедиться в правильности переключения поддиапазонов переключением с ДПРМ на БПРМ и наоборот. После проверки выключить питание АРК-5.

ПРОВЕРКА НИ-50БМ

Сличить показания стрелки курса на «Автомате курса» с показаниями ГИК-1М. Установить на «Автомате курса» угол карты, равный магнитному курсу (МК) самолета. Установить на задатчике ветра $УК = МК$, $\delta = МК$, $U = 120 \text{ км/час}$. Стрелки счетчика координат установить на нуль. Через 5 мин стрелка «С» покажет пройденное расстояние 10 км, а стрелка «В» — нуль.

Установить направление ветра $\delta = МК + 90^\circ$; через 5 мин обе стрелки покажут пройденное расстояние 10 км. Установить стрелки «С» и «В» на нуль; задать скорость 600 км/час; при установленном $УК = МК$ и скорости ветра, равной нулю, стрелка «С» за 5 мин покажет расстояние 50 км.

ПРОВЕРКА ПДСП-2С (рис. 25 и 26)

Проверку выполнить в такой последовательности:

- перед включением станции поставить на нуль курсовую стрелку ПСП-48;

- через одну минуту после включения станции включить «передатчик» (если температура наружного воздуха от -20 до -60°C , то включать через 10 мин);

- ручку «Регулировка чувствительности» стрелочного индикатора на щитке управления ПСП-48 у летчика повернуть до отказа по часовой стрелке;

- установить на «0» стрелку ПСП-48 при помощи рукоятки (шлица) «Установка нуля»;

- ручку «Доп. верт.» установить в среднее положение;

- установить линию развертки на нулевую черту по горизонтали и по вертикали при помощи шлицев «Горизонталь» и «Вертикаль» (в боковом лючке);

- проверить развертку на всех масштабах;

- ручку «Код запроса» на блоке передатчика поставить в положение «Ведомый»;



Рис. 25. Блок индикатора ПДСП-2С

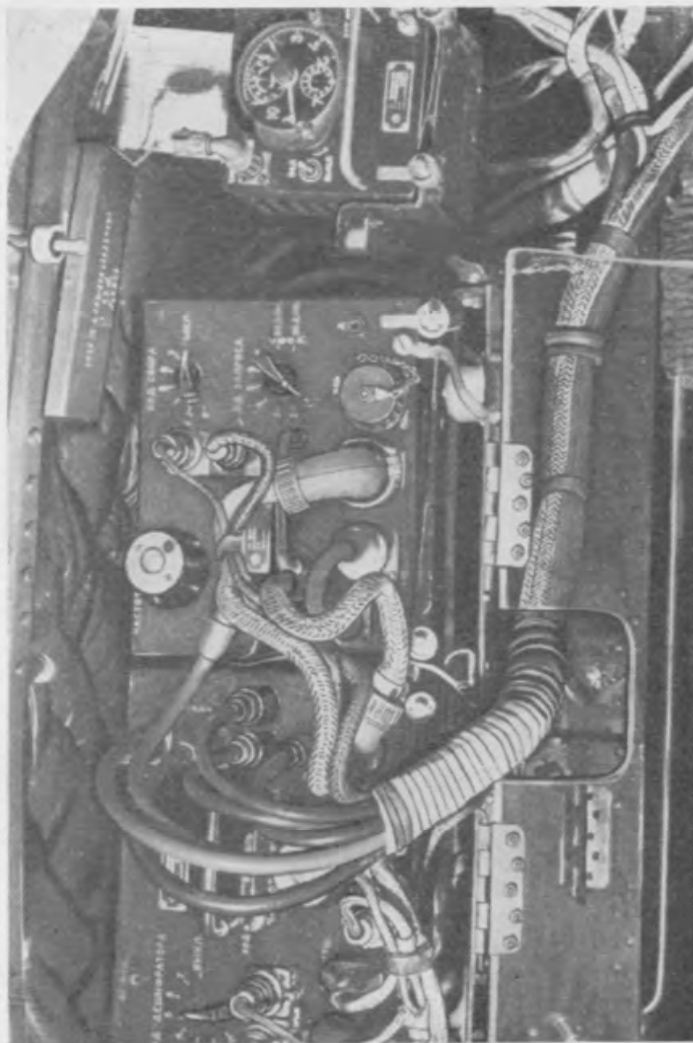


Рис. 26. Приемник и передатчик ПДСП-2С

— переключатели «Код сбора» передатчика и дешифратора приемника установить на 7;

— ручки «Частота передатчика» и «Частота приемника» установить на 2;

— переключатель «Код — Контроль» приемника установить на «Контроль», при этом загорится лампочка «Контроль»;

— ручками «Усиление» добиться появления импульса собственного передатчика на индикаторе;

— убедиться в наличии развертки на всех масштабах, после чего установить масштаб 20 км;

— нажать кнопку «Без кода», при этом на индикаторе должны быть видны два импульса, расстояние между которыми должно быть 4800 м;

— проверить фиксированное усиление приемника на масштабе 2 км, для чего необходимо:

а) переключить станцию в режим «Запросчик маяка с кодами»;

б) установить частотно-кодovou комбинацию, выбранную для данного полета;

в) нажать кнопку «Без кодов»;

г) убедиться в правильном усилении приемника по конфигурации импульса на масштабе 2 км.

Усиление приемника считается нормальным, когда импульс имеет колоколообразный вид с гладкими сторонами. Если импульс на экране индикатора имеет вид елочки или бликующих сторон, это значит, что усиление приемника отрегулировано неправильно и в момент пролета маяка можно ожидать пропадания ответного импульса. Для регулировки усиления необходимо шлицем на задней стенке блока индикатора добиться нормального усиления;

— проверить регулировку пропускной лампы приемника (начальной амплитуды ответного импульса), для чего необходимо:

а) поставить переключатель режима работы станции в положение «Контроль»;

б) убедиться, что при уменьшении усиления ручками «Грубо» («Точно») импульс собственного передатчика плавно убирается до вертикальной развертки, а в телефонах исчезает звуковой сигнал низкой частоты; если импульс передатчика на экране пропадает,

не доходя до вертикальной развертки (одновременно исчезает звуковой сигнал в телефонах), или если импульс убирается в развертку, а звук в телефонах пропадает позже, самолетная станция должна быть проверена контрольно-измерительной аппаратурой;

— проверить калибровку двухкилометрового масштаба по наземному маяку, для чего необходимо:

а) установить самолет на специальную площадку или на ВПП;

б) на удалении, равном высоте выброски, впереди самолета под курсовым углом 0° установить наземный маяк, работающий на заданной частотно-кодовой комбинации;

в) переключить станцию в режим «Запросчик маяка с кодами» на частотно-кодовой комбинации, соответствующей работе с установленным маяком;

г) установить масштаб 2 км;

д) шлицем «2 км», расположенным с правой стороны блока индикатора, установить ответный импульс по шкале масштабов на значение дальности до маяка;

е) поставить переключатель масштабов в положение «5 км»;

ж) убирая усилие ручками «Грубо» («Точно»), по соотношению плеч импульса убедиться в правильности юстировки приемных антенн.

Примечание. Калибровка двухкилометрового масштаба и юстировка приемных антенн по наземному маяку производится при выполнении профилактических работ на самолете или на станции ПДСП-2С, а также перед подготовкой к учениям и во всех случаях, когда экипаж не уверен в правильности калибровки.

Предупреждения: 1. В полете ни в коем случае не трогать регулировок, выведенных под шлицы, кроме шлица «Уст. нуля стр. инд.».

2. Запрещается работа приемника и передатчика на одних и тех же фиксированных частотах, а также работа шифратора и дешифратора на кодах одного номера, кроме режима «Контроль».

3. В режиме «Запросчик маяка с кодами» запрещается работа шифратора на кодах, номера которых на одну единицу ниже номеров дешифратора.

ПРОВЕРКА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ РБП-3 (рис. 27 и 28)

Исходное положение органов управления до включения следующее.

Место расположения	Органы управления	Исходное положение
ЩДУ	Ручка «Рег. напр. 115 в — Вкл. сети 27 в, 115 в»	«Крайнее левое»
"	Переключатель «Медленно — Выкл. — Быстро»	«Выкл.»
"	Переключатель «Поиск — Маяк — Ступенчатая задержка $\times 10$ »	«Поиск»
"	Ручка «Настройка приемника»	«Настр. приемн. ручн.»
"	Переключатель «Норм. — Диф.»	«Норм.»
"	Переключатель «Масштаб км»	«11—55»
"	Переключатель «Работа — Калибровка — Нулев. дальность»	«Работа»
"	Переключатель «Круг — Передний сектор — Задний сектор — Левый сектор — Правый сектор — Ручн. упр.»	«Круг»
"	Переключатель прибора	«Наклон антенны»
"	Ручка «Плавная задержка»	«0»
"	Лимб «Дальность»	«0»
"	Ручка «Ярк. отметок»	«Среднее»
ТКО	Ручка «Яркость»	«Крайнее левое»
"	Ручка «Фокус»	«Среднее»
"	Ручка «Растяжка 11—55»	«Крайнее правое»
"	Ручка «Фон»	«Крайнее левое»
"	Ручка «Выделение»	«Крайнее левое»

Предупреждения: 1. Включение помпы следует производить через 20 мин работы станции при предполетной подготовке. При температуре ниже 0°C за 15—20 мин до включения станции включить обогрев помпы.

2. Перед включением станции убедиться в отсутствии людей перед самолетом.

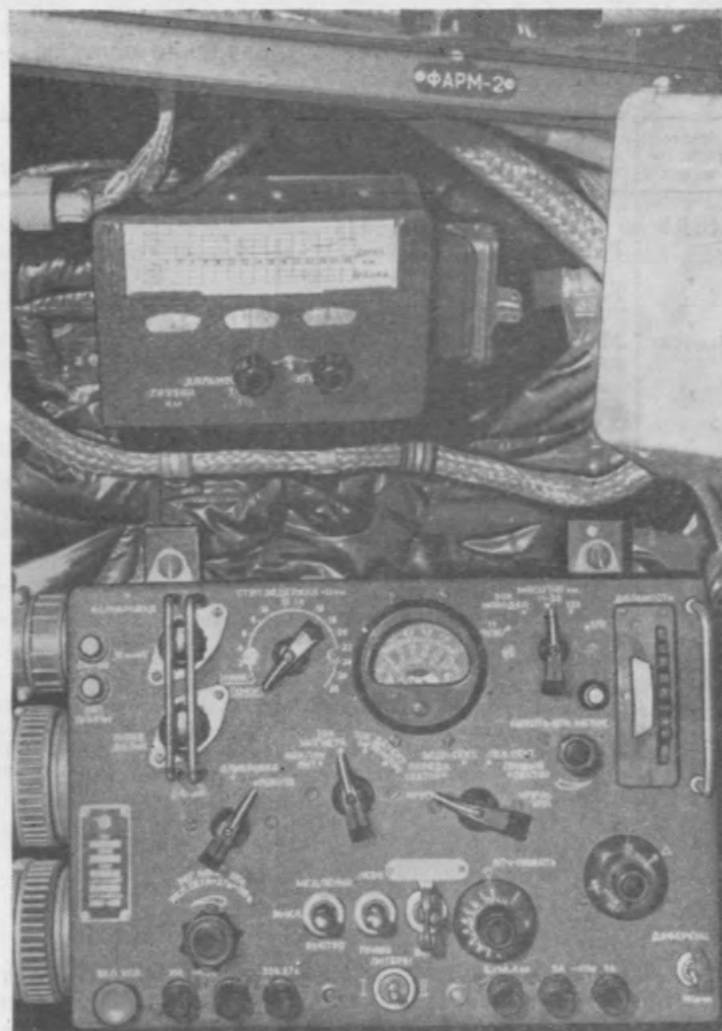


Рис. 27. ШДУ и блок 30 РБП-3

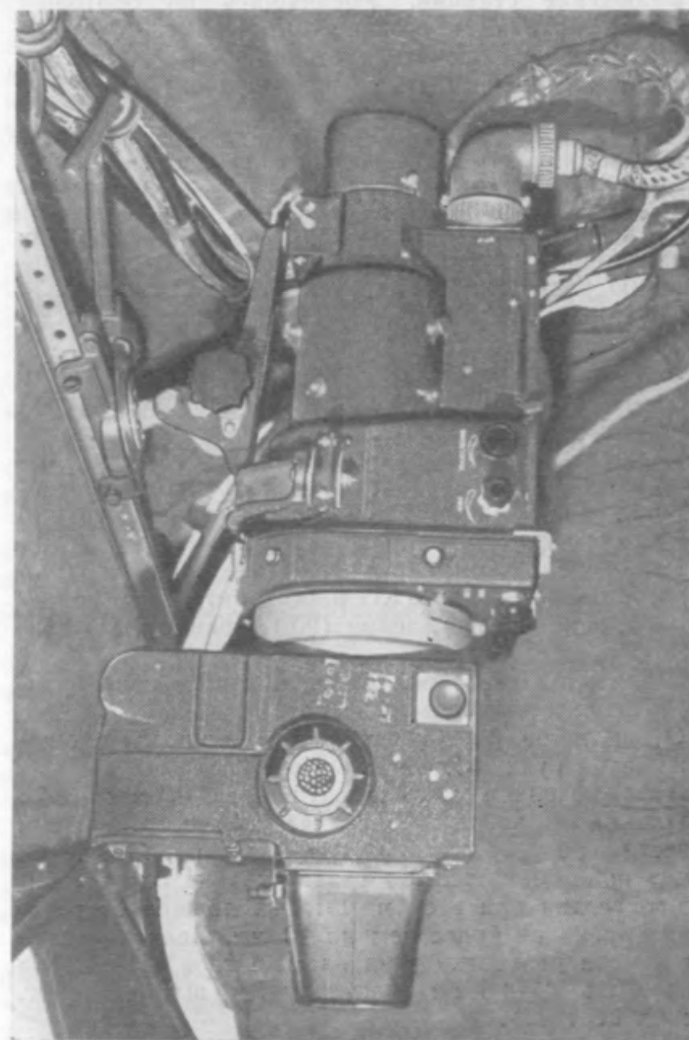


Рис. 28. Индикатор кругового обзора РБП-3

ПОРЯДОК ПРОВЕРКИ СТАНЦИИ РБЛ-3

1. Включение станции. Убедившись по бортовым приборам в наличии постоянного и переменного тока, повернуть ручку выключателя станции вправо, преодолев фиксатор (должен быть слышен щелчок).

Примечание. Дальнейший ход ручки вправо, предназначенный для регулировки напряжения 115 В, на самолете Ан-8 не задействован. Напряжение общей сети самолета регулирует радист.

2. Ручками «Яркость» и «Фокус» на передней панели индикаторной трубки кругового обзора отрегулировать линию развертки в виде узкой четкой линии.

3. Переключателем «Вверх — Вниз» проверить по прибору изменение угла наклона антенны.

4. Переключателем «Вправо — Влево» проверить ручное управление антенной при положении переключателя антенны «Ручн. упр.».

5. Включить вращение антенны. Переключая скорость вращения, проверить изменение оборотов антенны по вращению линии развертки на экране трубки кругового обзора.

6. Переключателем рода работы механизма вращения проверить по экрану ТКО работу антенны в переднем (120°), заднем (60°), левом (90°), правом (90°) секторах.

7. Шлицами «Центровка ТКО» привести центр развертки в перекрестие светофильтра.

8. Отрегулировать яркость меток дальности вращением нажатой ручки «Яркость меток».

9. Переключением масштабов проверить масштабы развертки по дальности. В случае их несоответствия произвести регулировку масштабов в положении «120 км» шлицем «Масштаб развертки» на блоке № 1. Конец развертки при всех масштабах должен отстоять от края трубки не более чем на 10 мм. Величина смещения центра развертки вниз на масштабе «11—ОПБ» должна быть 4—4,5 см (регулируется шлицем «Рег. смещения центра»).

10. Проверить наличие и возможность установки достаточной яркости продольной и поперечной меток в режиме «11 — ОПБ» и «Бок. наводка» с помощью ручки «Яркость меток», шлица «Ярк. прод. отметки» на

ЩДУ и шлица «Яркость поперечной метки» на блоке № 8.

11. Включение высокого напряжения. Переключатель прибора на ЩДУ поставить в положение «Ток магнетрона». Через пять минут после включения станции кратковременно перевести выключатель передатчика в положение «Вкл.».

Проверить по контрольному прибору ток магнетрона на обоих литерях (он должен быть 9—11,5 ма). Ток магнетрона проверяется на масштабе 120 км.

Предупреждение. В случае отсутствия показания прибора или при показании значительно больше указанного (или резких колебаниях стрелки), необходимо немедленно выключить высокое напряжение.

12. Поставить переключатель прибора в положение «Ток детектора сигнала». Вращением ручки «Настройка приемника» по всему диапазону настройки проверить (по контрольному прибору) наличие и величину тока детектора сигнала, которая должна быть 0,3—0,8 ма.

13. Поставить переключатель прибора в положение «Ток детектора АПЧ». Указанным выше способом проверить величину тока детектора автоматической подстройки частоты, которая должна быть 0,1—0,6 ма.

При работе АПЧ ток детектора не должен колебаться, а изображение на экране ТКО должно быть устойчивым.

При переключении приемного тракта из режима «Ручная настройка» в режим «АПЧ» ток детектора и яркость изображения не должны изменяться.

Проверка производится на обоих литерях.

14. Поставить переключатель «Норм.—Диф.» в положение «Диф.». При этом должны уменьшаться шумы, а сигналы, отраженные от ориентиров, должны быть видны в виде небольших пятен.

15. Проверить ступенчатую задержку развертки в режиме «Маяк» на дальность до 280 км во всех положениях переключателя «Ступенчатая задержка».

При полностью введенном переключателе «Ступенчатая задержка», что соответствует задержке развертки на 280 км, на экране трубки при масштабе 170 км на 8-й 20-км отметке должен наблюдаться следующий импульс передатчика.

16. При масштабе 50 км и установленном в центре импульсе передатчика вращением лимба «Дальность» проверить пределы изменения положения метки дальности по 10-км калибрационным меткам.

17. Выполнить калибровку блока 30 по дальности. Калибровка радиолокационного прицела производится после проверки его визирной части и не раньше чем через 15—20 мин после включения станции и осуществляется в следующем порядке:

а) переключатель масштабов на ЩДУ установить в положение «11 — ОПБ»;

б) переключатель «Нулевая дальность — Калибровка — Работа» установить в положение «Нулевая дальность»;

в) выключить высокое напряжение и заметить метку, находящуюся на фоне импульсов запуска передатчика;

г) ручкой «Калибровка нулевой дальности» приблизить 2-км метку, соответствующую импульсу запуска передатчика, до соприкосновения с поперечной меткой; внешняя сторона поперечной метки должна соприкасаться с внутренней стороной 2-км метки без зазора; большая точность достигается при качании антенны;

д) переключатель «Нулевая дальность — Калибровка — Работа» установить в положение «Калибровка»;

е) установить по шкале «Дальность» блока 30 наклонную дальность, равную 20 км;

ж) ручкой «Калибровка 10 км — 60°» приблизить метку 20-км дальности к поперечной метке до соприкосновения.

Повторять пп. б, г, д, ж до тех пор, пока калибровка по дальности не будет закончена.

18. Включить выключатель 2-км меток на блоке дальности и проверить правильность определения наклонной дальности во всем диапазоне дальностей блока 30, обратив особое внимание на дальность, соответствующую наклонной дальности сбрасывания.

19. Выключить 2-км метки на блоке дальности и переключатель «Нулевая дальность — Калибровка — Работа» установить в положение «Работа».

20. Проверить правильность отработки угла сноса, для чего необходимо в режиме «11—55» остановить антенну на курсовом угле 0° и при установленном УС на

блоке 30, равном 0°, переключить станцию в режим «Боковая наводка»; курсовая черта при этом не должна смещаться. Рукояткой установки УС последовательно установить УС, равный 15°, вправо, а затем влево.

Линия развертки при этом должна развернуться на такой же угол, но в обратную сторону.

21. Проверить работоспособность аппаратуры РПМ-С по каналам приема и запроса в такой последовательности:

— перевести РБП-3 в режим «Маяк»;

— включить переключатель «Высокое передатчика» на щитке дистанционного управления — блоке 5Д (ток магнетрона при этом может увеличиться на 1—2 ма);

— установить ручки «Фон» и «Выделение» на индикаторе кругового обзора в крайнее левое положение и на экране РБП-3 наблюдать собственные шумы приемника аппаратуры РПМ-С;

— перевести переключатель масштабов на блоке 5Д в положение «11 км» (ОПБ);

— переключая коды на ЩДУ (блок Р51) аппаратуры РПМ-С, проверить наличие двух импульсов передатчика на экране индикатора кругового обзора РБП-3.

22. Проверить работу воздушной помпы подкачки волновода, для чего:

— при температуре ниже 0° включить АЗС обогрева помпы подкачки (рис. 29);

— после 15 мин прогрева включить АЗС помпы подкачки волновода.

Через 2 мин мановакуумметр должен показывать давление около 900 мм.

Герметизация в норме, если подкачка воздуха происходит не менее чем через 30 мин.

23. Выключить станцию, для чего:

— убрать «Фон» и «Выделение»;

— выключить высокое напряжение;

— убрать яркость;

— остановить вращение антенны;

— выключить питание станции;

— выключить помпу и обогрев помпы;

— поставить все ручки в исходное положение в соответствии с таблицей в начале раздела.

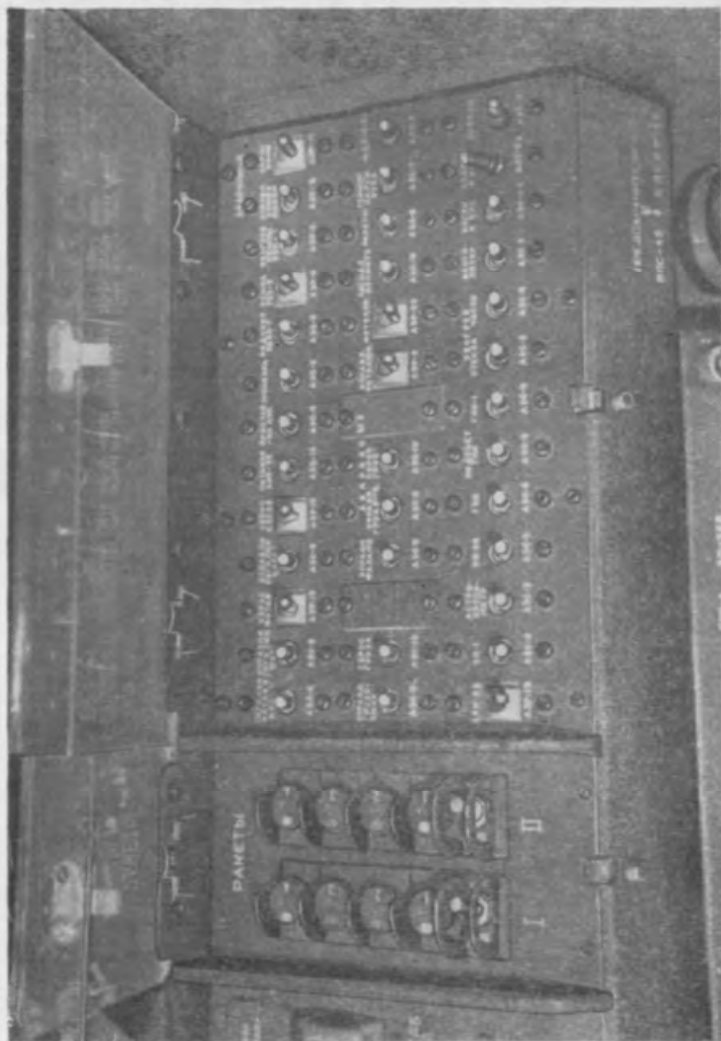


Рис. 29. Пульт управления ракетами и шток АЗС

ПОДГОТОВКА ДЕСАНТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ К ВЫПОЛНЕНИЮ ПОЛЕТА НА ДЕСАНТИРОВАНИЕ

Перед загрузкой грузов или посадкой парашютистов в самолет штурман совместно с техником по авиационно-десантному оборудованию проверяет исправность и работоспособность:

- механизма открытия и закрытия створок грузолюка и сигнализации десанту;
- электрических цепей тактической и аварийной систем сбрасывания;
- ПГС-24 при сбрасывании с транспортера грузов в штатной упаковке по группам и серий;
- обратный ход транспортера от кнопки ПГС-24 и с пульта техника по АДО;
- механизмов уборки вытяжных фалов и их сигнализацию.

Во время проверки техник по АДО находится в грузовой кабине и докладывает по СПУ штурману, находящемуся на своем рабочем месте, о своих действиях и наблюдениях.

ПРОВЕРКА МЕХАНИЗМА ОТКРЫТИЯ И ЗАКРЫТИЯ СТВОРОК ГРУЗОЛЮКА И СИГНАЛИЗАЦИИ ДЕСАНТУ

Для проверки необходимо:

- включить автоматы защиты сети: «Сигнал десанту», «Управление грузолюком», «Управление фалами», «Тактический сброс грузов», переключатель фары бомбометания поставить в положение «Ярко»;
- нажать на кнопку «Приготовиться», при этом должны загореться на пульте штурмана желтая лампочка, а в грузовой кабине два плафона желтого цвета и одновременно с этим должен включиться короткий сигнал сирены;
- открыть грузолюк, при этом должны загореться лампочка «Грузолюк открыт» и на корме самолета фара десантирования по ведущему белого цвета;
- нажать на кнопку сброса грузов, при этом должны погаснуть на пульте штурмана желтая лампочка, а в грузовой кабине — два плафона желтого цвета; одновременно с этим загораются на пульте штурмана лампочка зеленого цвета, а в грузовой кабине транспа-

раит с надписью «Пошел», два плафона зеленого цвета и включается продолжительный сигнал сирены; белый цвет фары бомбометания по ведущему переключается на красный, а по истечении 6 сек снова переключается на белый;

— нажать на кнопку «Отставить», при этом должны погаснуть на пульте штурмана лампочка зеленого цвета, а в грузовой кабине транспарант с надписью «Пошел» и два плафона зеленого цвета; одновременно с этим на пульте штурмана должна загореться лампочка красного цвета, а в грузовой кабине транспарант с надписью «Отставить» и два плафона красного цвета, а сирена должна прекратить гудение;

— нажать на кнопку «Выкл.» на щитке управления сигнализацией десанту, при этом должна погаснуть вся световая сигнализация десанту;

— проверить механизм уборки вытяжных фалов с помощью переключателя «Положение фал» вверх (вниз) до загорания лампочки «Фалы убраны» («Фалы выпущены»), после чего поставить переключатель в нейтральное положение;

— закрыть грузолюк, проконтролировав его положение по загоранию лампочки «Грузолюк закрыт», а затем через 5—6 сек поставить переключатель в нейтральное положение; после закрытия грузолюков фара бомбометания должна погаснуть; переключатель фары бомбометания поставить в нейтральное положение;

— выключить АЗС и доложить командиру экипажа об исправности десантного оборудования самолета.

ПРОВЕРКА ЭЛЕКТРОЦЕПЕЙ ОДИНОЧНОГО СБРАСЫВАНИЯ БОЛЬШИХ ГРУЗОВ

При проверке электроцепей одиночного сбрасывания необходимо:

— включить АЗС управления десантным оборудованием (механизмами открытия грузового люка, сброса грузов, механизмами вытяжных фалов, аварийного открытия грузового люка и аварийного сброса).

Примечание. При включении АЗС «Тактический сброс грузов» лампочка сигнализации «Кнопка сброса включена» не должна гореть;

— взвести приводы ПБД, закрыть замки Дер2-47, вставив в них проверочные кольца;

— открыть створки грузолюка (при этом загорится лампочка «Грузолюк открыт»);

— установить переключатель выбора сброса грузов в положение «1-й груз»;

— установить на щитке штурмана главный переключатель в положение «БГ» (большие грузы);

— нажать на рычаги концевых выключателей 1-го и 2-го грузов (при этом загорятся лампочки наличия 1-го и 2-го грузов);

— нажать на кнопку сброса грузов (при этом загорится лампочка «Кнопка сброса включена»); после срабатывания привода ПБД и открытия замка Дер2-47 первого груза (на левом борту) отпустить рычаг микровыключателей 1-го груза (при этом погаснет лампочка наличия первого груза);

— установить переключатель выбора сброса грузов в положение «2-й груз»;

— нажать на кнопку сброса грузов (при этом сработает привод ПБД и откроется замок Дер2-47 второго груза на правом борту), отпустить рычаг микровыключателей второго груза, нажать и отпустить рычаг микровыключателей первого груза (при этом погаснет лампочка наличия 2-го груза);

— главный переключатель установить в нейтральное положение.

ПРОВЕРКА ЭЛЕКТРОЦЕПЕЙ СЕРИЙНОГО СБРАСЫВАНИЯ БОЛЬШИХ ГРУЗОВ

При проверке цепи серийного сбрасывания необходимо:

— взвести приводы ПБД и закрыть замки Дер2-47, вставив в них проверочные кольца;

— установить переключатель выбора сброса грузов в положение «Серия»;

— главный переключатель установить в положение «БГ» (большие грузы);

— нажать на рычаги концевых выключателей 1-го и 2-го грузов (при этом загорятся лампочки наличия 1-го и 2-го грузов);

— нажать на кнопку сброса грузов (при этом заго-

рится лампочка «Кнопка сброса включена») и удерживать ее до тех пор, пока не погаснут сигнальные лампочки «Наличие грузов»;

— после срабатывания ПБД-48 1-го груза отпустить рычаг микровыключателей 1-го груза (при этом должна погаснуть лампочка наличия 1-го груза) и проверить правильность работы ЭМРВ-27Б (через две секунды после отпускания рычага должен сработать ПБД 2-го груза);

— отпустить рычаг микровыключателей 2-го груза, нажать и отпустить рычаг микровыключателей 1-го груза, после этого погаснет лампочка наличия 2-го груза;

— главный выключатель установить в нейтральное положение.

ПРОВЕРКА ЭЛЕКТРОЦЕПЕЙ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СБОСА БОЛЬШИХ ГРУЗОВ

При проверке аварийной системы сбрасывания грузов необходимо:

— закрыть створки грузолюка, взвести приводы ПБД, вставить проверочные кольца и закрыть замки Дер2-47;

— нажать рычаги микровыключателей аварийного сброса 1-го и 2-го грузов на правой стороне;

— откинуть предохранительный колпачок на щитке штурмана и выключатель аварийного сброса перевести в положение «Аварийный сброс», при этом откроются створки грузолюка, загорится лампочка «Аварийный сброс», работает привод ПБД-48 и откроется замок Дер2-47 первого груза;

— проверить правильность работы временного реле ЭМРВ-27Б, для чего после срабатывания привода ПБД 1-го груза отпустить рычаг микровыключателей 1-го груза (установлен с правой стороны); через две секунды после отпускания рычага должен сработать ПБД 2-го груза;

— последовательно отпустить рычаг микровыключателей 2-го груза (установлен на правой стороне), нажать и отпустить рычаг микровыключателей 1-го груза; после этого должна погаснуть лампочка «Аварийный сброс».

Аналогичная проверка аварийного сброса производится от летчика при включении выключателя аварийного сброса на левой панели приборной доски.

После проверки выключатель аварийного сброса перевести в исходное положение и закрыть предохранительным колпачком.

После загрузки необходимо сделать следующее.

1. Убедиться:

— что ПБД взведены и вытяжные парашюты платформ № 1 и 2 подвешены на соответствующие замки Дер2-47;

— что вытяжные фалы парашютных систем платформ зацеплены карабинами за тросы;

— что походные и боевые чеки трубок ТМ-24Б взрывателей дистанционного устройства замка крепления к полу грузовой кабины, а также предохранительные чеки противоопрокидывающих устройств платформ установлены;

— что движки механизмов уборки вытяжных фалов находятся в положении «Выпущено»;

— что время замедления на трубках ТМ-24Б установлено согласно заданию;

— что замок стабилизирующего парашюта закрыт;

— что замки крепления платформ к полу грузовой кабины закрыты и стренги вытяжных парашютов присоединены к замкам.

2. Закрыть створки грузолюка.

3. Проверить сигнализацию наличия платформ, для чего:

— включить АЗС тактического сброса;

— установить главный выключатель в положение «БГ» (большие грузы), при этом загорятся сигнальные лампочки наличия 1-го и 2-го грузов.

4. После проверки выключить главный выключатель и АЗС.

Перед вырубиванием необходимо сделать следующее.

1. Совместно с бортовым техником по авиационному и десантному оборудованию вынуть походные чеки трубок ТМ-24Б, взрывателей дистанционного устройства замка крепления к полу грузовой кабины, а также предохранительные чеки противоопрокидывающих устройств платформ.

2. Проверить открытие и закрытие створок грузолюка, убедившись при этом в правильности положения стренг вытяжных парашютов.

3. Проверить положение выключателей аварийного сброса грузов на приборной доске командира экипажа и пульте штурмана самолета (рис. 30), которые должны быть выключены и закрыты предохранительными колпачками.

4. Убедившись в выключенном положении выключателей и переключателей системы сброса, включить все АЗС.

Примечание. Для лучшего наблюдения за исправностью электрической сети в полете, все АЗС должны быть включены, тогда даже при беглом взгляде на щиток выбитый АЗС становится заметным.

ПРОВЕРКА ПГС-24 И ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ СБРАСЫВАНИЯ ШТАТНЫХ ГРУЗОВ

Для проверки необходимо:

- включить АЗС механизмов открытия створок грузолюка, сброса грузов, механизма вытяжных фалов, аварийного открытия створок грузолюка и аварийного сброса;

- открыть створки грузолюка, при этом загорится лампочка «Грузолюк открыт»;

- переключатель управления транспортером «Штурман — ПО» поставить в положение «Штурман»;

- установить главный переключатель в положение «ШГ» (штатные грузы);

- включить на ПГС-24 выключатели «Включено», «Быстро» или «Медленно» и «Сброс»;

- совместить с индексом «Δ» рукоятки заданного количества групп (большую) и отсчета групп (малую), при этом загорится лампочка исходного положения;

- установить большую рукоятку на заданное количество групп, при этом загорится лампочка готовности ПГС-24;

- открыть рукояткой управления шторкой световые окна сигнализации в количестве, равном числу групп грузов, подлежащих загрузке на транспортер (на транспортере должно быть установлено соответствующее число замков);

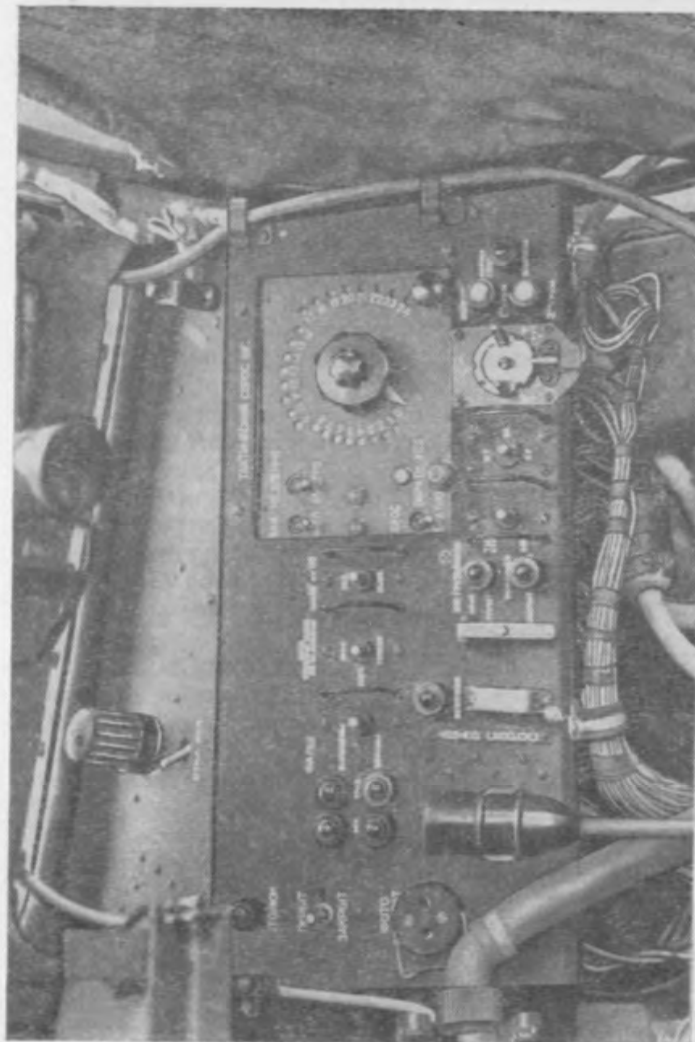


Рис. 30. Левый пульт кабины штурмана

— установить на пульте оператора переключатель в положение «Сброс», переключатель «Быстро» или «Медленно» на пульте оператора должен быть согласован с соответствующим переключателем на ПГС-24;

— нажать на кнопку сброса, при этом загорится лампочка «Кнопка сброса включена» и транспортер отработает заданное количество групп; в начале работы транспортера на ПГС-24 погаснет лампочка исходного положения, а затем лампочка готовности.

При проверке одиночного сбрасывания рукоятку заданного количества групп на ПГС-24 после каждого срабатывания транспортера устанавливать на очередную группу.

Как при одиночной, так и при серийной проверке работы ПГС-24 шторка, перемещаясь, закрывает световые окна сигнализации сброшенных групп.

Для проверки обратного хода транспортера от кнопки на ПГС-24 необходимо:

— включить на ПГС-24 выключатели «Включено», «Обратный ход» и «Быстро» или «Медленно»;

— нажать на кнопку обратного хода и удерживать ее до тех пор, пока транспортер не переместится в исходное положение и остановится, о чем сигнализирует загоревшаяся лампочка обратного хода на ПГС-24.

После проверки необходимо:

— установить большую и малую рукоятки на ПГС-24 в исходное положение на индекс «Д»;

— открыть световые окна сигнализации в количестве, равном количеству групп, подлежащих загрузке;

— выключить АЗС и выключатели на ПГС-24;

— поставить главный переключатель в нейтральное положение.

ПРОВЕРКА РАБОТЫ МЕХАНИЗМА УБОРКИ ВЫТЯЖНЫХ ФАЛОВ

Проверка работы механизма уборки вытяжных фалов производится поочередно с пульта штурмана и пульта оператора.

С пульта штурмана:

— установить переключатель управления фалами в положение «Выпуск», при этом ползунки механизма уборки вытяжных фалов переместятся в крайнее зад-

нее положение и загорится сигнальная лампочка «Фалы выпущены»;

— установить переключатель управления фалами в положение «Уборка», при этом ползунки переместятся в крайнее переднее положение и загорится сигнальная лампочка «Фалы убраны».

Проверку работы механизма уборки вытяжных фалов производить перед каждым полетом.

После проверки необходимо выключить все АЗС и выключатели системы сброса.

После загрузки необходимо сделать следующее.

1. Убедиться:

— что количество групп загружено на транспортер согласно заданию;

— что вытяжные фалы парашютов загруженных грузов зацеплены карабинами за тросы;

— что движки механизмов уборки вытяжных фалов находятся в положении «Выпущено»;

— что рукоятка ручного привода МПЗ-9А снята и установлена в походное положение, ручной переключатель установлен в положение «Электропривод», при этом лампа «Электропривод» должна гореть.

2. Закрыть створки грузолюка и выключить все АЗС.

Перед вырубиванием необходимо сделать следующее.

1. Убедиться:

— что все выключатели и переключатели системы сброса выключены;

— что выключатель «Блокир. тактич. сбр. ШГ от ПО» (блокировка тактического сброса штатных грузов от пульта оператора) выключен;

— что рукоятки задатчика количества групп (большая) и отсчета групп (малая) установлены на индекс «Д».

2. Включить все АЗС.

ПОДГОТОВКА РАСЧЕТНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПАРАШЮТНОГО ДЕСАНТИРОВАНИЯ

Особенностью расчета для выполнения парашютного десантирования боевой техники и людей является то, что, кроме характеристик, определяющих движение

груза (людей) по траектории, необходимо учитывать характеристики самолетных систем десантирования и запаздывание выхода грузов (десантников) после команды «Пошел».

ХАРАКТЕРИСТИКИ ГРУЗОВ, ПРИНИМАЕМЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА

Время снижения грузов зависит в основном от высоты сбрасывания и мало зависит от скорости сбрасывания на существующих военно-транспортных самолетах.

Амортизирующее устройство платформ гарантирует сохранение груза при приземлении его с определенной скоростью снижения.

В зависимости от веса груза подбирается количество блоков парашютной системы, чтобы получить скорость сохранного приземления.

В нижеследующей таблице приведены средние скорости снижения на основных куполах подавляющего большинства грузов различного веса с различным количеством блоков парашютных систем.

Полетный вес платформы, кг	Количество блоков парашютной системы	Средняя скорость снижения на основных куполах, м/сек
2750	2	6,0
3700	2	7,0
4100	3	6,0
4450	4	5,5

Примечание. Исключением являются такие грузы, для которых скорость приземления, а следовательно, и скорость снижения за счет увеличения количества куполов уменьшается. Расчет на такие грузы производится индивидуально по характеристикам, поступающим вместе с грузом.

Раскрытие куполов основной парашютной системы происходит на высоте, установленной на замке ЗСП-60 (1500 м минус 0,8—1,2 сек, умноженные на скорость снижения), или через 7—8 сек после отделения платформы от самолета при сбрасывании с высоты менее 1500 м. До высоты срабатывания замка ЗСП-60 платформа с грузом снижается на стабилизирующем парашюте.

Условно принято считать, что с начала раскрытия основных куполов парашютной системы платформа снижается вертикально (при отсутствии ветра).

Относ по курсу бывает только на участке снижения платформы на стабилизирующем парашюте (см. таблицу ниже).

Относ по курсу в рабочем диапазоне скоростей 320—350 км/час изменяется незначительно, и этим изменением в практике при расчете пренебрегают.

Высота сбрасывания, м	Вес платформы, кг	Средняя скорость снижения, м/сек	Относ по курсу, м
7000—8000	2750	50	1000
	3700	57	1100
	4400	59	1200
4000—6000	2750	48	750
	3700	56	850
	4400	62	950
3000—4000	2750	42	700
	3700	48	750
	4400	52	800
2000—3000	2750	31	600
	3700	35	650
	4400	38	700
1000	2750	—	400
	3700	—	450
	4400	—	500

Примечание. Замок ЗСП-60 установлен на высоте 1500 м. Высота начала раскрытия основной системы равна 1500 м минус 0,8—1,2 сек, умноженные на скорость снижения (при сбрасывании с высоты более 1500 м).

При работе с высоты 1000 м на замке ЗСП-60 устанавливается постоянная временная задержка, равная 5 сек.

Примечание. Механизм ЗСП-60 вступает в работу при раскрытии стабилизирующего парашюта.

Для того чтобы вытяжной парашют раскрыл стабилизирующий, а последний полностью наполнился, требуется время, равное примерно 2—3 сек.

Таким образом, суммарная задержка до начала раскрытия основных парашютов равна 7—8 сек.

За это время потеря высоты составляет 200—500 м, а относ по курсу на рабочих скоростях полета 320—350 км/час равен 350—400 м.

Дальше идет этап наполнения куполов основной парашютной системы. Данные приведены в следующей таблице.

Количество блоков парашютной системы	Время полного наполнения, сек	Потеря высоты за время полного наполнения, м
2	15	300
3	20	350
4	25	400

При выброске боевых расчетов вслед за тяжелой техникой практически принято брать в расчет осредненные величины (с $H_n=1000$ м на $V_{пр}=320—350$ км/час):

- общее время снижения платформы $T_{сн}=100$ сек;
- относ по курсу $A_0=400$ м.

Для десантников устанавливается постоянное время задержки в раскрытии парашюта (снижение на стабилизирующем парашюте), равное 5 сек.

За это время потеря высоты равна 120 м, а относ по курсу A_0 равен 250 м.

Дальнейшая скорость снижения вооруженного десантника на основном парашюте 5 м/сек.

Общее суммарное время снижения парашютиста с высоты 1000 м равно 181 сек.

ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТНЫХ СИСТЕМ, ПРИНИМАЕМЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА

Самолетные системы характеризуются следующими данными:

— время от момента нажатия на кнопку сброса до момента отделения от самолета платформы № 1 $T_{вых}=4,5$ сек;

— временной интервал (реле ЭМРВ-27Б) между моментом отделения от самолета платформы № 1 и открытием замка Дер2-47 второй платформы $\tau=2$ сек;

— время от момента нажатия на кнопку сброса до момента отделения от самолета платформы № 2 $T_{вых}=6,5$ сек (при одиночном сбрасывании);

— временной интервал между выходом платформ № 1 и 2 при серийном сбрасывании 8,5 сек;

— время между выходом контейнера № 2 и началом покидания самолета боевым расчетом $t_{зап}=4$ сек;

— время, необходимое для покидания самолета каждым человеком боевого расчета, $t_i=0,8$ сек;

— время, необходимое для покидания самолета всеми парашютистами или всем боевым расчетом, $t_{бр}=0,8(n-1)$ сек, где n — количество десантников;

— время от нажатия на кнопку сброса до отделения первой группы с транспортера $T_{вых}=2$ сек;

— время полного перемещения транспортера при полной загрузке: при положении «Быстро» $T_{сер}=8$ сек, при положении «Медленно» $T_{сер}=15$ сек;

— скорость движения транспортера (для определения поправки при неполной загрузке транспортера): при положении «Быстро» $V_{тр}=1,0$ м/сек, при положении «Медленно» $V_{тр}=0,5$ м/сек.

РАСЧЕТ ДАННЫХ НА ДЕСАНТИРОВАНИЕ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОЧКИ НАЧАЛА ВЫБРОСКИ

Выполнение расчета на десантирование складывается:

— из получения и уяснения задачи; особое внимание при этом обратить на размеры площадки десантирования, условия десантирования (высоту, скорость, направление захода), способы прицеливания и количество десантируемых парашютистов или грузов;

— из подготовки карты цели;

— из выбора характеристических данных грузов;

— из уточнения характеристических данных самолетных систем;

— из ознакомления с метеобстановкой и получения метеоданных;

— из производства расчетов;

— из графического определения на карте крупного масштаба (фотопланшете или схеме площадки десантирования) точки начала выброски и точки установки маяка-ответчика;

— из определения наклонной дальности выброски (НД) до маяка-ответчика системы «Штырь» или ВТП. После получения метеоданных или определения их в полете штурман должен произвести расчеты для выполнения десантирования в такой последовательности.

1. Определить снос груза (парашютиста) при его снижении на основном куполе (на основных куполах).

Величина сноса определяется по среднему ветру и времени снижения

$$Z_{\text{сн}} = U_{\text{ср}} T_{\text{сн}}$$

где

$Z_{\text{сн}}$ — снос парашютирующего тела под действием ветра;

$U_{\text{ср}}$ — средняя скорость ветра в слое снижения на основном куполе;

$T_{\text{сн}}$ — время снижения на основном куполе.

Если скорость и направление ветра в слое снижения на основном куполе резко меняют свои величины, то средний ветер должен обязательно определяться графически.

2. Определить снос груза (парашютиста) при его снижении на стабилизирующем парашюте $Z_{\text{стаб}}$ по времени снижения на стабилизирующем парашюте $T_{\text{стаб}}$ и среднему ветру в слое стабилизированного снижения $U_{\text{ср.стаб}}$ по формуле

$$Z_{\text{стаб}} = U_{\text{ср.стаб}} T_{\text{стаб}}$$

3. При десантировании боевой техники на парашютных системах, состоящих из нескольких блоков, время наполнения основных куполов значительное, поэтому этот промежуток необходимо выделять в отдельный этап при определении сноса контейнера:

$$Z_{\text{нап}} = U_{\text{ср.нап}} T_{\text{нап}}$$

4. Определить величину начального отбоя A_0 по величине воздушной скорости, высоте полета и характеристическим данным груза (по таблицам).

5. Определить путевую скорость, угол сноса и боевой курс по ветру на высоте десантирования.

6. Определить длину серии грузов или парашютистов:

$$L = W t_{\text{серии}}$$

где L — длина серии;

W — путевая скорость на высоте десантирования;

$t_{\text{серии}}$ — общее время выхода грузов (парашютистов).

7. Определить путь $S_{\text{вых}}$, пройденный самолетом от момента нажатия на боевую кнопку до момента выхода первого груза (парашютиста):

$$S_{\text{вых}} = W t_{\text{вых}}$$

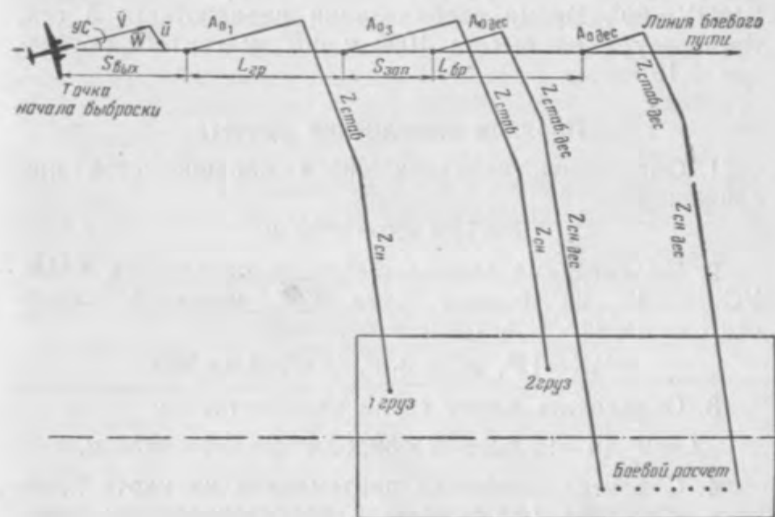


Рис. 31. Определение точки начала десантирования на карте (схема)

После выполнения этих расчетов на карте крупного масштаба (фотопланшете или схеме площадки десантирования) графически определить точки начала десантирования, как показано на рис. 31.

8. Снять с карты (фотопланшета) горизонтальную дальность точки начала выброски десанта от вспомогательной точки прицеливания (ВТП) или маяка-ответ-

чика «Штырь» при выполнении прицеливания с помощью РБП-3 и перевести ее в наклонную дальность (НД).

Пример 1.

Произвести расчет точки начала выброски 60 парашютистов с высоты 1000 м на площадку размером 1500×3600 м. Условия десантирования: полет выполняется днем в простых метеоусловиях на приборной скорости 320 км/час. Средний ветер в слое до 1000 м имеет направление (метеорологическое) 320° и скорость 10 м/сек. Скорость ветра у земли до 5 м/сек. На высоте выброски ветер имеет направление (метеорологическое) 335° и скорость 15 м/сек. Направление захода БМПУ=20°. Время стабилизации парашютиста 5 сек, температура на высоте 1000 м +5°, магнитное склонение +10°.

Порядок выполнения расчета

1. Определить величину сноса парашютистов при снижении

$$Z = 10 \times 180 = 1800 \text{ м.}$$

2. По ветру на высоте выброски определить БМК, УС и W на боевом пути при истинной скорости 326 км/час. С ветрочета снимаем

$$\text{БМК} = 12^\circ, \text{УС} = +8^\circ, W = 293 \text{ км/час.}$$

3. Определить длину серии парашютистов:

$$L = W (n-1) 0,8 = 82 \times 59 \times 0,8 = 3870,4 \approx 3870 \text{ м.}$$

4. С центра площадки приземления на карте крупного масштаба (фотосхеме) в противоположном навигационному истинному направлению ветра 320° отложить величину сноса парашютистов 1800 м.

5. В направлении, противоположном истинному боевому курсу, отложить величину сноса $A_0 = 200 \text{ м.}$

6. В направлении, противоположном истинному боевому пути, отложить половину длины серии парашютистов 1935 м.

7. В этом же направлении отложить путь, проходимый самолетом за время запаздывания парашютистов, равное примерно 1,5 сек:

$$S_{\text{зап}} = 82 \times 1,5 = 123 \text{ м.}$$

Полученная точка является точкой начала выброски десанта. При наличии вблизи этой точки ориентиров, которые могут быть использованы для прицеливания, определяется расстояние до них ГД и угол прицеливания $\text{tg } \varphi = \frac{\text{ГД}}{H}$ или временная выдержка $t_{\text{в.в}} = \frac{\text{ГД}}{W}$.

В случае прицеливания по вспомогательной точке прицеливания с помощью РБП-3 или по радиолокационному маяку-ответчику измеряется горизонтальная дальность ГД от точки выброски до ВТП или маяка и переводится в наклонную дальность НД:

$$\text{НД} = \sqrt{\text{ГД}^2 + H^2}.$$

Пример 2.

Произвести расчет точки начала выброски двух платформ с боевой техникой, а также боевого расчета в составе 9 человек с высоты 1000 м на площадку размером 1500×3600 м на скорости 340 км/час по прибору.

Условия десантирования: платформа № 1 имеет вес 4400 кг, а платформа № 2 (у гермокабины) — 2750 кг; полет выполняется днем в сложных метеоусловиях с прицеливанием по маяку-ответчику РМ-2М.

Данные шаропилотных измерений ветра по высотам

Высота, м	Направление ветра, град	Скорость ветра, м/сек
100	136	3
200	139	4
300	161	4
400	167	4
500	181	10
600	203	11
700	214	12
800	220	15,5
900	224	18
1000	230	20
Средний ветер в слое		
0—400	150	4
400—700	200	10
700—1000	225	18
0—800	194	7,2

Направление захода БМПУ = 180°; температура на высоте 1000 м равна +15°С; магнитное склонение +10°.

Решение.

1. Определить величину потери высоты платформами при их снижении на стабилизирующем парашюте, при наполнении куполов парашютной системы и при снижении на основных куполах. Из таблиц, приведенных выше, определяем потерю высоты и время при снижении на стабилизирующем парашюте:

для платформы № 1 — 250 м, $T_{\text{стаб}} = 7$ сек;

для платформы № 2 — 250 м, $T_{\text{стаб}} = 7$ сек.

Потеря высоты за время наполнения куполов парашютной системы:

для платформы № 1 — 400 м, $T_{\text{нап}} = 25$ сек;

для платформы № 2 — 300 м, $T_{\text{нап}} = 15$ сек.

Высота и время снижения на основных куполах:

для платформы № 1 $\Delta H = 350$ м, $T_{\text{сп}} = 64$ сек;

для платформы № 2 $\Delta H = 450$ м, $T_{\text{сп}} = 75$ сек.

2. Определить снос каждой платформы отдельно по этапам: $Z_{\text{сп}} = 4 \cdot 64 = 256$ м; $Z_{\text{сп}_2} = 4 \cdot 75 = 300$ м; $Z_{\text{нап}_1} = 10 \cdot 25 = 250$ м; $Z_{\text{нап}_2} = 10 \cdot 15 = 150$ м; $Z_{\text{стаб}_1} = 18 \cdot 7 = 126$ м; $Z_{\text{стаб}_2} = 18 \cdot 7 = 126$ м.

3. Определить снос десантников:

$$Z_{\text{дес}} = 181 \cdot 7,2 = 1303,2 \approx 1300 \text{ м.}$$

4. На кальке в масштабе карты (схемы, фотопланшета) отложить величину сноса платформы № 1 за время снижения на основных куполах, от полученной точки отложить снос платформы за время наполнения куполов, а затем за время стабилизации.

5. В направлении 7° (обратном боевому курсу, рассчитанному по шаропилотному ветру) отложить величину $A_0 = 500$ м; эта точка будет проекцией точки выхода платформы № 1 из самолета.

6. В направлении 0° (обратном боевому путевому углу) отложить путь, проходимый самолетом за время выхода первого груза

$$S_{\text{вых}} = Wt_{\text{вых}} = 80 \cdot 4,5 = 360 \text{ м.}$$

Полученная точка является точкой начала выброски (точкой нажатия на боевую кнопку).

7. В направлении боевого путевого угла 180° из точки, являющейся проекцией точки выхода 1-го груза, отложить путь, проходимый самолетом за время между выходом 1-го и 2-го груза:

$$L_{\text{гр}} = 80 \cdot 8,5 = 680 \text{ м.}$$

8. От полученной точки в направлении боевого курса 187° отложить величину $A_0 = 400$ м.

9. По величине сносов 2-го груза по этапам снижения определить точку приземления 2-го груза.

10. От точки выхода 2-го груза по направлению боевого пути 180° отложить путь, проходимый самолетом за время запаздывания боевого расчета:

$$S_{\text{зап}} = 80 \cdot 4 = 320 \text{ м.}$$

11. От полученной точки отложить относительный снос первого парашютиста и определить его точку приземления.

12. Отложить длину серии парашютистов

$$L_{\text{дес}} = 80 \cdot 0,8 \cdot 8 = 512 \text{ м.}$$

13. Полученную палетку наложить на карту (схему, фотопланшет) и определить по карте точки начала и конца выброски.

14. Зная место установки маяка (если он установлен не в точке начала выброски), определить горизонтальную дальность до маяка и перевести ее в наклонную дальность.

ОБЯЗАННОСТИ ШТУРМАНА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТА

ПОЛЕТ В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА

Перед запуском двигателей штурман обязан:

— сесть на сиденье, надеть парашют, привязаться ремнями, присоединить фишку шлемофона к фишке шнура абонентского аппарата СПУ и проверить связь с членами экипажа;

— установить точное время на часах и барометрическое давление на уровне аэродрома на высотомере.

После запуска двигателей штурман обязан:

— проверить наличие постоянного и переменного тока;

- включить АЗС на щитке штурмана;
- включить питание ГПК-52, проверить установку широты места;
- включить питание ДАК-ДБ-5, ПДСП-2, РБП-3;
- через 5 мин после включения согласовать ГИК-1М (ГИК-1) нажатием кнопки быстрого согласования;

- установить угол карты, направление и скорость ветра на приборе НИ-50;

- настроить АРК-5 № 1 на БПРМ, АРК-5 № 2 на ДПРМ аэродрома вылета;

- убедиться в нормальной работе ДАК-ДБ-5 по загоранию лампочки «Контроль» и установить координаты на вычислителе;

- при полете на высоту убедиться в открытии вентилей КВ-5 и поступлении кислорода в маску;

- доложить командиру экипажа о готовности к вырубанию.

В процессе руления вести наблюдение в передней полусфере и докладывать командиру экипажа о всех замеченных препятствиях.

После вырубания на исполнительный старт необходимо:

- согласовать ГИК-1М и установить на ГПК-52 курс, равный магнитному курсу взлета;

- проверить правильность показаний радиоконпасов;

- уточнить установку стрелок барометрического высотомера;

- доложить командиру экипажа о готовности к взлету.

При запотевании стекол кабины и возможном обледенении включить вентилятор и обогрев стекла.

В момент начала движения самолета включить секундомер и нажать головку часов «Время полета».

Следить за выдерживанием направления при взлете и докладывать командиру экипажа циркулярно скорости 150, 170, 190, 210, 300 км/час и высоту 100 м.

Записать время и курс взлета в бортовой журнал, а по истечении 90 сек на высоте не ниже 150 м сообщить командиру экипажа о необходимости выполнения разворота.

Включить передатчик РБП-3 и получить радиолокационное изображение (при необходимости включить помпу подкачки волновода).

Следить за выдерживанием заданного режима полета в соответствии со схемой и порядком выполнения полета и предупреждать командира экипажа о начале выполнения разворотов.

При наличии ветра учитывать угол сноса на прямых участках «коробочки» и изменения курсовых углов начала разворотов.

Уход в зону и выход из зоны производить в соответствии с инструкцией по производству полетов на данном аэродроме и указаниями руководителя полетов.

В процессе набора заданной высоты (снижения) на высоте 2000 м подавать команду бортрадисту «Включить осушку СП-1».

При полете в зоне контролировать высоту и скорость полета и периодически докладывать командиру экипажа о месте самолета и времени полета.

Контроль за местом самолета в зоне осуществлять с помощью самолетной аппаратуры и наземных средств.

В процессе выхода на посадочный курс, сообразуясь с показаниями приборов, помогать командиру экипажа точно выполнить разворот.

При уклонении исправить курс следования на ДПРМ.

Докладывать командиру экипажа дальность до ДПРМ и момент прохода ДПРМ, высоту выхода из облаков, скорость планирования, высоту прохода БПРМ и высоту 50 м.

После перехода командира экипажа на визуальный полет непрерывно следить по приборам за высотой и скоростью полета и докладывать командиру экипажа при отклонении их величин от заданных.

Перед посадкой выключить высокое напряжение РБП-3. После пробега остановить часы «Время полета» и записать время посадки.

Перед остановом двигателей установить органы управления аппаратурой в исходное положение и выключить аппаратуру. Привести в порядок рабочее место.

О всех замечаниях о работе аппаратуры и неисправностях в ней доложить командиру экипажа и записать их в контрольный лист самолета.

ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ

Перед полетом по маршруту произвести подготовку к полету в полном объеме в соответствии с Наставлением по штурманской службе.

При полете по маршруту штурман обязан:

— после взлета включить высокое напряжение передатчика РБП-3;

— выполнить маневр для выхода на ИПМ;

— проход ИПМ определить с максимальной точностью и зафиксировать время прохода ИПМ.

Для выдерживания курса по ГПК, соответствующего путевому углу ортодромии, и для исключения накопления бокового отклонения от заданной линии пути необходимо:

— через расчетный интервал времени или пути вводить широту полета на пульте управления;

— периодически производить проверку и корректировку показаний ГПК;

— вести общую и детальную ориентировку комплексным применением всех средств самолетовождения, следить за точным выдерживанием летчиками заданных режимов полета и докладывать командиру экипажа о месте самолета, расчетное и фактическое время пролета КО и время прибытия на цель, угол сноса и путевую скорость;

— маневрированием обеспечивать пролет контрольных рубежей и выход в точку начала выброски точно в заданное время в соответствии со штурманским планом полета;

— сообщать радисту время прохода ИПМ (КО), курс, высоту и путевую скорость, расчетное и фактическое время пролета зоны АДС (РДС) и метеорологические условия полета;

— для определения истинной воздушной скорости поправку к указателю температуры наружного воздуха определять по следующей таблице:

$V_{ист.}$ км/час	200	300	400	500	600	700	800
Δt	1	2	3	4	8	13	19

— при использовании РБП-3 учитывать ухудшение изображения на экране в заднем секторе, особенно при малых углах наклона антенны, поэтому для определения навигационных элементов необходимо выбирать радиолокационные ориентиры в переднем секторе;

— при наличии мощнокучевой облачности следить за грозовой деятельностью с помощью РБП-3 при минимальном угле наклона антенны; в случае обнаружения грозовых облаков доложить командиру экипажа направление и дальность до них;

— при пробивании облаков вывести самолет в исходную точку начала маневра для захода на посадку, используя для этого радиокompасы, РБП-3 и ПДСП-2С;

— по команде командира экипажа установить барометрический высотомер на давление, соответствующее уровню аэродрома;

— пробивание облаков и заход на посадку выполнять согласно схеме пробивания облаков на данном аэродроме и указаниям руководителя полетов.

ПОЛЕТ В СОСТАВЕ ГРУППЫ

Выполнение групповых полетов производится в составе подразделений и частей в заданных боевых порядках.

Дистанцию и интервалы между самолетами и подразделениями устанавливает командир части с учетом метеорологической обстановки, времени суток, уровня подготовки экипажей и возможности использования ПДСП в целях межсамолетной навигации.

К полетам в составе группы допускаются только те экипажи, которые обучены точному выдерживанию заданного режима в длительных маршрутных полетах с переменным профилем и точному самолетовождению с комплексным применением всех средств навигации для контроля пути.

При полетах в боевых порядках маршруты должны назначаться с наименьшим количеством изломов, вблизи характерных радиолокационных ориентиров, в районах, обеспечивающих контроль за полетом групп с помощью наземных радиотехнических средств.

В качестве НБП должен выбираться характерный радиолокационный ориентир на удалении от площадки десантирования до 40—50 км.

Во всех случаях групповому полету должна предшествовать тщательная подготовка навигационного и прицельного оборудования самолетов и экипажей, привлекаемых к полету.

Подготовка всех экипажей к полету проводится одновременно под руководством командира и штурмана части (подразделения).

В результате подготовки к полету каждый экипаж обязан твердо уяснить:

- маршрут и профиль полета;
- заданные режимы полета по этапам маршрута;
- порядок и очередность взлета, свое место в боевом порядке (кто следует впереди и сзади него);
- рубеж начала и конца набора высоты и снижения;
- порядок определения моментов начала разворота на следующий этап маршрута;
- порядок выхода на НБП и боевой путь;
- рубеж начала погашения скорости и начала выдерживания заданной высоты выброски десанта;
- порядок прицеливания и маневр после выброски;
- заданные временные (линейные) дистанции между самолетами (подразделениями) на маршруте и на боевом пути;
- способы контроля за местом самолета в боевом порядке и маневр для исправления допущенных ошибок в выдерживаемой дистанции;
- порядок доклада о проходе контрольных рубежей;
- методы выхода из боевого порядка группы в случае отказа средств межсамолетной навигации;
- метод и последовательность размыкания самолетов в боевом порядке.

В результате проверки самолетного оборудования экипаж должен убедиться в полной исправности ПДСП

и ее работоспособности на заданных комбинациях, а также в исправности компасов, указателей скорости, высотомеров и других приборов и наличии графиков поправок к ним.

ВЫПОЛНЕНИЕ ГРУППОВОГО ПОЛЕТА В ЗАДАННОМ БОЕВОМ ПОРЯДКЕ

Взлет экипажи производят поочередно согласно плану в строго заданное время с интервалами, установленными командиром части (подразделения).

Набор заданной высоты каждый экипаж начинает самостоятельно от установленного рубежа с точным выдерживанием заданного режима полета. Контроль за выдерживанием режима полета в наборе высоты штурман самолета осуществляет сравнением соответствия текущей высоты с требуемой высотой на данный момент времени полета. Это время отсчитывается по секундомеру. В случае несоответствия высот штурман докладывает об этом командиру экипажа и принимает меры по устранению опережения или отставания набора высоты.

После набора высоты каждый экипаж занимает точно заданную ему высоту по барометрическому высотомеру, установленному на 760 мм рт. ст., с учетом инструментальной поправки.

Установив заданную высоту, экипаж обязан точно определить действительное место своего самолета на маршруте и в боевом порядке.

С помощью ПДСП определить дистанцию до впереди идущего самолета и в случае ее несоответствия изменить скорость с таким расчетом, чтобы быстро занять заданную дистанцию. Заняв заданную дистанцию, дальнейший полет осуществлять на единой, установленной для боевого порядка, истинной воздушной скорости.

Всеми доступными средствами самолетовождения вести контроль пути и определять навигационные элементы полета. С помощью РБП-3 и других радиотехнических средств определять моменты прохода контрольных рубежей и информировать о проходе их впереди и сзади идущие экипажи с точностью до секунды. В горизонтальном полете периодически через каждые 7—

10 мин полета с помощью ПДСП и на основании полученной информации от впереди идущего самолета определять место самолета в боевом порядке и в случае догона или отставания изменением скорости полета строго выдерживать заданную дистанцию. Величину изменения скорости, необходимую для восстановления места самолета, в боевом порядке определять по следующей формуле:

$$\Delta V = \Delta dk,$$

где Δd — величина отклонения в дистанции, км;

k — коэффициент, который берется равным 20.

Коэффициент 20 выбран с таким расчетом, чтобы самолет в течение 3 мин занял заданную дистанцию.

Пример. С помощью ПДСП штурман определил, что дистанция до впереди идущего самолета увеличилась на 2 км. Определить, на сколько надо увеличить скорость полета самолета, чтобы в течение 3 мин занять заданное место в боевом порядке.

Решение: $\Delta V = 2 \cdot 20 = +40$ км/час.

Примечание. Заданную линейную дистанцию определять как произведение заданной временной дистанции на путевую скорость.

Для первого этапа пути в расчет брать путевую скорость, определенную по прогностическому ветру, на остальных этапах маршрута — путевую скорость, определенную в полете.

За 5—7 мин до подхода к рубежу начала снижения штурман обязан определить дистанцию до командира отряда (до впереди идущего самолета) и доложить ее командиру экипажа. В момент начала снижения командира отряда (впереди идущего самолета) ведомому включить секундомер и точно вывести самолет на рубеж начала снижения. По истечении расчетного времени, определенного по путевой скорости и фактической линейной дистанции до самолета командира отряда (впереди идущего самолета), доложить командиру экипажа о начале снижения.

На снижении следить за выдерживанием летчиком заданного режима полета. Систематически сравнивать текущую высоту полета с требуемой высотой на данный момент времени.

Определение требуемой высоты вести счислением по времени и заданной скорости снижения. Время снижения определяется по секундомеру.

В случае несоответствия этих высот доложить командиру экипажа о необходимости изменения режима снижения.

Примечание. Для быстрого определения требуемой высоты на текущий момент снижения целесообразно штурману экипажа иметь специальные таблицы.

При выходе самолета на заданную высоту полета прекратить снижение.

С помощью радиолокационных, радиотехнических и других средств определить место самолета, дистанцию до командира отряда (впереди идущего самолета) и вывести самолет на начало боевого пути. НБП пройти на заданной высоте выброски по высотомеру, установленному на давление площадки приземления. На установленном рубеже доложить командиру о начале погашения скорости до заданной скорости выброски десанта.

После установления режима полета, соответствующего режиму выброски, на НД=30—35 км переключить ПДСП в режим работы с наземным маяком и выполнить прицеливание. На удалении 20 км до маяка доложить руководителю выброски, например: «205 на боевом, дальность 20».

После выброски каждый экипаж выводит самолет на исходный пункт обратного маршрута и переключает ПДСП в режим, обеспечивающий межсамолетную навигацию. При полете по обратному маршруту работа штурмана по самолетовождению и межсамолетной навигации должна проводиться в той же последовательности, что и при полете к цели.

Примечание. При выполнении заданий в составе групп командир части обязан организовать надежный контроль за полетами самолетов с помощью наземных радиотехнических средств с основных и вспомогательных командных пунктов.

Командиры групп обязаны обеспечить четкое управление полетами и экипажами в воздухе, особенно на таких этапах, как набор высоты, изменение курса полета, снижение, боевой путь, и при выполнении маневра для захода на посадку.

КОНТРОЛЬ ЗА ВЫДЕРЖИВАНИЕМ ЗАДАННЫХ ДИСТАНЦИЙ В ГРУППОВОМ ПОЛЕТЕ

Выдерживание заданных дистанций между самолетами (подразделениями) в групповом полете может контролироваться с помощью портативной десантной системы привода (ПДСП), радиолокационного прицела РБП-3, а также по времени прохода контрольных рубежей самолетом командира отряда (впереди идущего самолета).

Основным средством контроля за выдерживанием заданных дистанций является аппаратура ПДСП.

В зависимости от заданной дистанции между самолетами в группе методика применения ПДСП в целях межсамолетной навигации может быть различной.

При полетах на минимально допустимых дистанциях оба ведомых в отряде определяют дистанцию до самолета своего командира отряда, причем первый ведомый следит за дистанцией в течение всего полета, а второй ведомый периодически, через каждые 7—10 мин полета, в остальное время обеспечивает выдерживание заданной дистанции ведущим следующего отряда.

При такой методике контроля на самолетах командиров отрядов и на самолетах вторых ведомых ПДСП работает в режиме «Сбор ведущий», а на самолетах первых ведомых — в режиме «Сбор ведомый».

При полетах в боевом порядке на увеличенных дистанциях на всех самолетах ПДСП работают в режиме «Сбор ведущий». Штурман каждого последующего экипажа периодически (через каждые 7—10 мин полета) переключает ПДСП в режим «Сбор ведомый» и определяет дистанцию до впереди идущего самолета.

В обоих способах применения ПДСП в целях межсамолетной навигации комбинации на бортовой аппаратуре ведущих и ведомых самолетов задаются с таким расчетом, чтобы в момент определения дистанции штурман при изменении режима работы системы производил не более двух переключений органов управления.

Если заданная дистанция между самолетами меньше их высоты полета, то контроль за выдерживанием своего места в группе можно осуществить с помощью радиолокационного прицела.

На экране РБП-3 в высотном пятне можно наблюдать самолеты, летящие впереди и ниже, а также измерять курсовой угол и дальность до них. Для определения курсового угла и дальности до впереди идущего самолета штурман самолета, летящего с превышением, должен:

- установить вращение антенны в положение «Круговое» и «Быстро»;

- рукояткой растяжки масштаба установить масштаб 11 км на радиус трубки;

- антенну опустить максимально вниз;

- ручку «Выделение» ввести полностью;

- ручку «Фон» вывести до отказа.

На экране РБП-3 должно появиться темное высотное пятно, на фоне которого будут наблюдаться в виде ярких точек засветки от самолетов, летящих в передней полусфере и ниже. Включить 2-км метки на блоке № 4 и измерить расстояние до этих самолетов.

Измерение дистанции между самолетами, следующими в групповом полете, с помощью ПДСП и РБП-3 во всех случаях должно дублироваться определением дистанций по времени пролета контрольных рубежей.

Каждый командир отряда (впереди идущий самолет), выйдя на контрольный рубеж, докладывает об этом по радио с точностью до секунды, например: «75653 рубеж № 3 15 час 35 мин 40 сек».

Штурманы ведомых самолетов записывают это время прохождения контрольного рубежа и в момент своего прохода контрольного рубежа определяют фактически выдерживаемую дистанцию относительно командира отряда или впереди идущего самолета.

В случае отклонения фактической дистанции от заданной изменением режима полета в кратчайший срок установить самолет на заданное место в боевом порядке.

При полете в сомкнутых боевых порядках днем в простых метеоусловиях контроль за выдерживанием заданных дистанций и интервалов осуществляется не только с помощью радиотехнических средств, но и с помощью оптических прицелов и визуальным наблюдением.

Командиры отрядов при полетах в сомкнутых боевых порядках обязаны вести самолеты точно по линии

боевого пути с учетом угла сноса, не стремясь визировать самолет впереди идущего отряда под нулевым ракурсом, чтобы обеспечить строгое выдерживание строя и облегчить штурману выполнение прицеливания.

Экипажи ведомых самолетов выброску десанта начинают производить по команде ведущего (предварительно убедившись в точном выходе на заданную площадку), а конец выброски определяют самостоятельно по истечении заданного времени длины серии.

Контроль пути на маршруте и во время прицеливания обязаны вести штурманы ведущих и ведомых самолетов одинаково в полном объеме с применением всех средств самолетовождения.

Каждый ведомый экипаж всегда должен быть готов оказать помощь ведущему в точном самолетовождении и выводе группы на цель.

ПОРЯДОК РАБОТЫ ШТУРМАНА В РАЙОНЕ ДЕСАНТИРОВАНИЯ И НА БОЕВОМ ПУТИ

Перед выходом на начало боевого пути (НБП) за 15—20 мин включить радиотехнические средства десантирования и после прогрева проверить их калибровку и установку кодовой комбинации.

Установить на высотомере барометрическое давление на уровне площадки десантирования и при необходимости уточнить расчетные данные для десантирования. Подготовить прицелы для десантирования, установив на них соответствующие данные.

За 5—6 мин до НБП подать команду бортовому технику по АДО занять свое рабочее место, а боевому расчету выйти из гермокабины и занять исходное положение за вторым грузом. Вывести самолет точно на НБП, используя для этого в комплексе все средства самолетовождения, взять рассчитанный боевой курс и убедиться, что все АЗС включены.

Отыскать точку начала выброски (ВТП, импульс маяка-ответчика на экране индикатора РБП-3) или ответный импульс маяка ПДСП-2Н, о чем доложить командиру экипажа и получить разрешение на выброску.

Произвести прицеливание по направлению и дальности. Последовательность работы с десантным оборудованием на боевом пути должна быть следующей.

ПРИ ТАКТИЧЕСКОМ СБРАСЫВАНИИ БОЛЬШИХ ГРУЗОВ

— переключатель «БГ—ШГ» поставить в положение «БГ»;

— проверить сигнализацию наличия грузов и убедиться в отсутствии залипания кнопки сброса больших грузов (лампочка «Кнопка сброса включена» гореть не должна).

Предупреждение. Если лампочка «Кнопка сброса включена» горит, необходимо нажать кнопку «Выключение» на щитке сигнализации десанту. Если после этого лампочка «Кнопка сброса включена» не погасла, поставить переключатель «БГ—ШГ» в нейтральное положение и по решению командира экипажа сброс выполнить от аварийной системы, предварительно открыв створки грузолюка, или произвести посадку;

— проверить, горят ли лампочки «Фалы выпущены»;

— установить переключатель «Выбор сброса» на 1-й или 2-й груз (только после сброса первого груза) при одиночном сбрасывании или на «Сброс серии» — при серийном сбрасывании в зависимости от задания;

— на НД=10 км до точки начала десантирования подать команду «Приготовиться», а на НД=5 км открыть створки грузолюка, проконтролировав открытие их по загоранию зеленой лампочки «Грузолюк открыт», и поставить переключатель управления створками грузолюка в нейтральное положение;

— при выходе самолета в точку начала выброски одновременно с подачей оповещающей команды «Пошел» произвести сброс, для чего необходимо нажать на кнопку сброса (при этом загорится лампочка «Кнопка сброса включена») и удерживать ее до выхода платформы (платформ) из самолета (при этом погаснут соответствующие лампочки наличия грузов).

Предупреждения: 1. При отпускании кнопки сброса происходит прекращение серийного сброса.

2. На самолетах с выполненными доработками

удерживание кнопки до конца сброса обязательно;

— после выхода второго груза через 4 сек начинает покидать самолет боевой расчет без дополнительной команды штурмана;

— по истечении времени серии подать команду «Отставить».

ПРИ ТАКТИЧЕСКОМ СБРАСЫВАНИИ ГРУЗОВ В ШТАТНЫХ УПАКОВКАХ С ТРАНСПОРТЕРА ТГ-8

— подготовить систему тактического сброса, для чего:

а) убедиться, что лампочка «Кнопка сброса грузов включена» не горит и поставить переключатель «БГ—ШГ» в положение «ШГ»;

б) убедиться, что переключатель управления транспортером «Штурман—ПО» стоит в положении «Штурман»;

в) включить ПГС-24, установить переключатели в положения «Сброс», «Быстро» и убедиться, что рукоятки (большая и малая) стоят на треугольном индексе, лампочка исходного положения (зеленая) горит, а окна сигнализации «Количество сброшенных грузов» открыты соответственно количеству загруженных групп на транспортере;

г) подать команду бортовому технику по АДО проверить, стоят ли переключатели на его пульте в положении «Сброс», «Быстро»; переключатель «Сбр.—Обр.» должен всегда стоять в положении «Сбр.»; положение «Обр.» является аварийным остановом транспортера;

д) перевести большую рукоятку на заданное количество групп, подлежащих сбросу;

е) убедиться, что лампочки «Фалы выпущены» горят;

— на НД=10 км до точки начала выброски подать команду «Приготовиться», а на НД=5 км открыть створки грузолюка, проконтролировав открытие их по загоранию зеленой лампочки «Створки грузолюка открыты», и поставить переключатель управления створками грузолюка в нейтральное положение; убедиться, что лампочка готовности ПГС-24 горит;

— при выходе самолета в расчетную точку выброски одновременно с оповещающим сигналом «Пошел» произвести сброс, для чего необходимо нажать на кнопку сброса (при этом загорится лампочка «Кнопка сброса включена») и удерживать ее до тех пор, пока не погаснет лампочка готовности на ПГС-24 и стрелка малой рукоятки не совместится с большой стрелкой (т. е. груз сброшен и транспортер остановился).

Предупреждения: 1. При отпуске кнопки сброса происходит прекращение сброса.

2. На самолетах с выполненными доработками удерживание кнопки необязательно.

Примечание. При одиночном сбрасывании на каждом заходе рукоятку заданного количества групп (большую) на ПГС-24 после срабатывания транспортера устанавливать на последующую очередную группу (группы). Как при одиночном, так и при серийном сбрасывании шторка, перемещаясь, закрывает световые окна сигнализации сброшенных групп.

ПРИ АВАРИЙНОМ СБРАСЫВАНИИ

— вывести самолет в расчетную точку начала выброски;

— откинуть предохранительный колпачок и включить переключатель «Аварийный сброс груза», при этом:

а) откроются створки грузолюка;

б) загорится сигнальная лампочка «Аварийный сброс груза» и из самолета выйдут грузы серий;

в) после выхода из самолета грузов (остановки транспортера при выброске грузов в штатной упаковке) погаснет сигнальная лампочка «Аварийный сброс груза»;

— после сброса выключить переключатель «Аварийный сброс груза».

ПРИ ДЕСАНТИРОВАНИИ ПАРАШЮТИСТОВ

— на НД=10 км до точки начала выброски подать команду «Приготовиться» по СПУ и нажатием кнопки «Приготовиться» на щитке сигнализации десанту;

— на НД=5 км открыть створки грузолюка, проконтролировав открытие их по сигнализации и докладу бортового техника по АДО;

— при выходе самолета в расчетную точку начала десантирования подать команду «Пошел» по СПУ

с одновременным нажатием на кнопку сброса и включить секундомер;

— по истечении времени серии по СПУ и нажатием соответствующей кнопки подать команду «Отставить».

Убедившись (по сигнализации и докладу бортового техника по АДО), что грузы сброшены (десант покинул самолет), поставить главный переключатель «БГ—ШГ» в нейтральное положение, подать команду бортовому технику по АДО «Убрать фалы и закрыть створки грузолюка».

Примечание. В отдельных случаях уборку фалов и закрытие створок грузолюка может производить штурман.

Дать курс для выполнения дальнейшего полета и записать в бортовом журнале скорость, высоту, время выброски и количество «выброшенных» парашютистов (груза).

ОСОБЕННОСТИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ ПРИ ДЕСАНТИРОВАНИИ

ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ПДСП-2

Точный вывод самолета на НБП и своевременный отход с рассчитанным боевым курсом облегчает штурману выполнение прицеливания, которое выполняется в такой последовательности (рис. 32):

— в момент пролета НБП взять курс на наземный маяк, доворотом самолета уравнивать плечи ответного импульса и отрегулировать нуль стрелки ПСП-48;

— определить ошибку в путевой угле ($\Delta\text{ПУ} = \text{МК}_\Phi - \text{БМПУ}$) и наклонную дальность до наземного маяка НД_1 ;



Рис. 32. Схема выхода самолета по ПДСП-2 на линию боевого пути

— повернуть самолет в сторону заданной линии боевого пути на угол $\text{ПК} = \Delta\text{ПУ} - \gamma$;

— на удалении от маяка $\text{НД}_2 = \frac{\text{НД}_1}{2}$ взять курс на маяк с учетом угла сноса;

— докладывать командиру экипажа дальности 20, 10, 5 км;

— рассчитать путевую скорость на боевом пути и определить временную выдержку $t_{\text{выд}}$ пролета горизонтальной базы, соответствующей наклонной дальности 2 или 3 км до наземного маяка;

— на дальности 5 км подать команду летчику «Держать по стрелке ПСП», доворотом самолета уравнивать плечи ответного импульса и оценить точность выхода в точку начала выброски по направлению, как разность $\text{МК} - \text{БМПУ}$; если эта разность не превышает допустимой, повернуть самолет на γ ;

— на дальности 3 км (2 км) включить секундомер для контроля за пролетом наземного маяка по временной выдержке;

— на дальности 2 км подать команду «Держать по ГПК (курсу) и доложить о включении секундомера (дублера)»;

— в момент остановки импульса на экране индикатора на $\text{НД}_0 = H_{\text{выбр}}$ и по истечении $t_{\text{выд}}$ (см. таблицу ниже) подать команду «Пошел» и включить секундомер для отсчета времени серии.

H, м	W, км, час		270	280	290	300	310	320
	Д, км							
600	3	39,5	38	36,5	35,5	34	33	
	2	25	24,5	23,5	23	22	21,5	
800	3	39	37,5	36	35	34	33	
	2	24,5	24	23	22	21,5	21	
1000	3	38	36,5	35,5	34	33	32	
	2	23	22	21,5	20,5	20	19,5	

Н, м	W, км/час		330	340	350	360	370	380	390
	Д, км								
600	3	32	31	30	29,5	29	28	27	
	2	20,5	20	19,5	19	18,5	18	17,5	
800	3	31,5	31	30	29	28	27,5	27	
	2	20	19,5	19	18,5	18	17,5	17	
1000	3	31	30	29	28,5	28	27	26	
	2	19	18,5	18	17	16,5	16	15,5	

ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РБП-3 С ПРИЦЕЛИВАНИЕМ
ПО ВТП

В процессе подготовки к десантированию штурман должен подготовить рабочую схему (рис. 33) в масштабе 1:50 000, на которую наносятся азимутально-дальномерная сетка величины сноса, дальномерная сетка дальностей выброски и углы поправок к БМПУ (α), а также таблицу временных выдержек (см. таблицу ниже).

За 20—25 мин до выхода в район десантирования проверить работоспособность РБП-3 и произвести калибровку. За 40—50 км до НБП определить путевую скорость, угол сноса и ветер на высоте полета.

НД, км	α	V=280 км/час $\beta=15^\circ$		V=330 км/час $\beta=15^\circ$	
		УР=30°	УР=45°	УР=30°	УР=45°
		$t_{\text{вмд}}$	$t_{\text{вмд}}$	$t_{\text{вмд}}$	$t_{\text{вмд}}$
50	5	1.28	0.39	0.55	0.21
	10	2.30	1.41	2.00	1.14
	15	2.53	2.38	2.33	2.02
	20	4.25	3.23	3.36	2.45

НД, км	α	V=280 км/час $\beta=15^\circ$		V=330 км/час $\beta=15^\circ$	
		УР=30°	УР=45°	УР=30°	УР=45°
		$t_{\text{вмд}}$	$t_{\text{вмд}}$	$t_{\text{вмд}}$	$t_{\text{вмд}}$
40	5	0.55	0.23	0.39	0.08
	10	1.57	1.14	1.30	0.51
	15	2.45	2.00	2.11	1.30
	20	3.26	2.38	2.45	2.02
30	5	0.35	0.09	0.22	—
	10	1.21	0.47	1.03	0.28
	15	1.58	1.23	1.33	0.57
	20	2.30	1.48	1.57	1.23

Получив данные о ветре или определив средний ветер, штурман по данным расчетов наносит на рабочую схему точку начала десантирования, определяет угол α , новый БМПУ, выбирает из таблицы временную выдержку для выхода на линию нового боевого пути.

После прохода НБП необходимо произвести выход на линию нового боевого пути и прицеливание в такой последовательности (рис. 34):

- отыскать ВТП на экране и опознать ее;
- повернуть самолет в сторону линии нового боевого пути на угол 30 или 45° от линии штилевого боевого пути с учетом угла сноса и включить секундомер;
- развернуть курсовую черту светового фильтра в сторону, противоположную развороту самолета, соответственно на угол 30°+ α +УС или 45°+ α +УС;
- в момент подхода ВТП к курсовой черте светового фильтра (секундомер должен отработать выдержку времени) произвести разворот в направлении на ВТП;
- установить метку дальности рукояткой «Дальность» на ШДУ на 20—30 км и установить эту же дальность и угол сноса на блоке 30;
- в момент прихода ВТП на метку дальности перейти в режим «Боковая наводка» и совместить поперечную метку с ВТП ручкой «Дальность» блока 30;

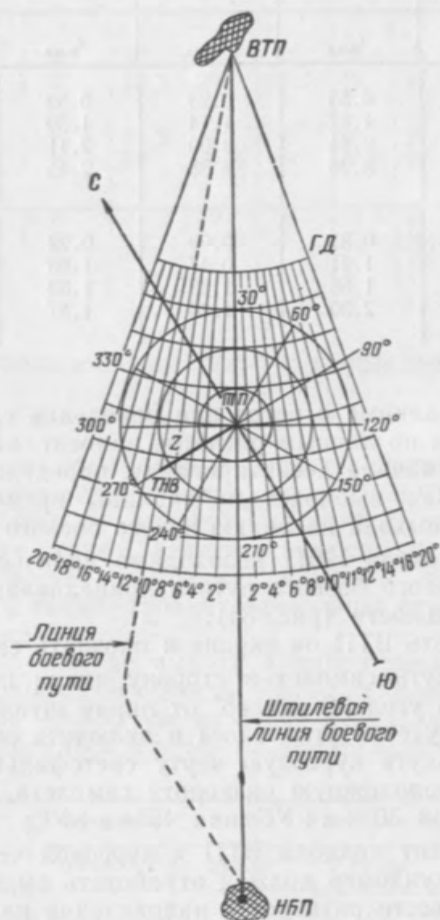


Рис. 33. Рабочая схема для прицеливания по ВТП

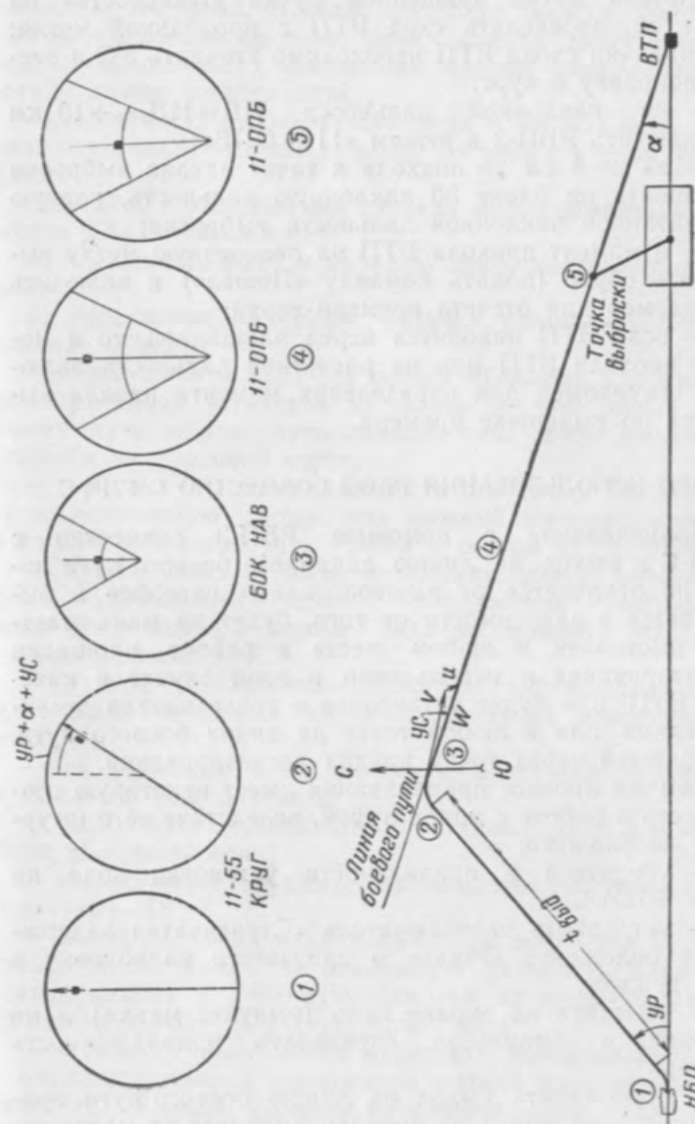


Рис. 34. Схема выхода на линию боевого пути с прицеливанием

— удерживая изображение ВТП на 1,5—2 см выше поперечной метки вращением ручки «Дальность» на блоке 30, определить сход ВТП с продольной метки; при наличии схода ВТП необходимо уточнить УС и ввести поправку в курс;

— на наклонной дальности $НД = НД_{сбр} + 10$ км переключить РБП-3 в режим «11—ОПБ»;

— за 2—4 км до подхода к точке начала выброски установить на блоке 30 наклонную дальность, равную рассчитанной наклонной дальности выброски;

— в момент прихода ВТП на поперечную метку выполнить сброс (подать команду «Пошел») и включить секундомер для отсчета времени серии;

— если ВТП находится перед площадкой, то в момент прохода ВТП или на расчетной дальности включить секундомер для определения момента начала выброски по выдержке времени.

ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РБП-3 СОВМЕСТНО С РПМ-С

Прицеливание с помощью РБП-3 совместно с РПМ-С и выход на линию заданного боевого пути ничем не отличается от вышеописанных способов и выполняется в зависимости от того, будет ли маяк-ответчик выставлен в любом месте в районе площадки десантирования и использован в этом случае в качестве ВТП или будет установлен в точке начала десантирования или в любой точке на линии боевого пути, проходящей через точку начала десантирования.

Сам же процесс прицеливания имеет некоторую особенность в работе с аппаратурой, вследствие чего штурману необходимо:

— убедиться в правильности установки кода на ЩДУ РПМ-С;

— установить переключатель «Ступенчатая задержка» в положение «Маяк» и произвести калибровку в этом режиме;

— отыскать на экране цель (импульс маяка) и по комбинации импульсов определить принадлежность маяка;

— осуществить выход на линию боевого пути, контролируя этот выход по подходу импульса от маяка-ответчика к курсовой черте светофильтра, предваритель-

но развернутой в сторону, противоположную развороту самолета, на угол, равный разности между боевым курсом (проходящим через точку начала десантирования) и фактическим магнитным курсом полета самолета к линии боевого пути;

— произвести разворот самолета в направлении на маяк-ответчик и выполнить полет на него с учетом угла сноса.

Для лучшего выделения сигнала маяка-ответчика на экране ТКО необходимо:

а) выключить АПЧ и вручную сбить настройку приемника;

б) переключатель «Норм.—Диф.» установить в положение «Диф.»;

— переключить РБП-3 в режим «Боковая наводка», предварительно установив на блоке 30 угол сноса на боевом пути, и повернуть самолет так, чтобы импульс оказался на курсовой черте;

— ручкой установки дальности на блоке 30 наложить поперечную метку под нижний импульс маяка-ответчика и переключить РБП-3 в режим «11—ОПБ»;

— приближаясь к маяку-ответчику, опусканием антенны удерживать четкое изображение импульса маяка-ответчика на экране ТКО до момента начала десантирования;

— ручкой «Дальность» блока 30 удерживать импульс маяка-ответчика на 2—3 см выше поперечной метки;

— на удалении 6 км до маяка-ответчика перейти на ближний код, для чего:

а) установить переключатель установки кода в положение «Ближний код»;

б) переключателем антенны опустить антенну на угол —16—18°;

— когда до точки начала выброски останется 2 км, установить на блоке 30 наклонную дальность начала десантирования и повернуть самолет на курс, равный штилевому БМПУ, с учетом угла сноса;

— в момент совмещения переднего фронта импульса маяка-ответчика с поперечной меткой одновременно с подачей команды «Пошел» произвести сброс парашютистов (грузов) и включить секундомер для отсчета времени серии.

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА НА ВОЗДУШНОЕ ФОТОГРАФИРОВАНИЕ С ПРИМЕНЕНИЕМ АВИАБОМБ ФОТАБ-100-80 И АЭРОФОТОАППАРАТА НАФА-МК-25

Авиабомба ФОТАБ-100-80 предназначена для освещения местности при ночном воздушном фотографировании до высоты 10 000 м при скорости полета до 1000 км/час, комплектуется дистанционной трубкой ТМ-24А в головном снаряжении с замедлением от 6 до 60 сек и механизмом дальнего взведения МДВ-4 с замедлением 4 сек.

Авиабомба ФОТАБ-100-80 имеет следующие основные тактико-технические данные:

-- среднее значение максимальной силы света вспышки в направлении продольной оси $J_{\text{макс}} = 2,2$ млрд. свечей;

-- время от начала вспышки до наступления $J_{\text{макс}}$ 0,025 сек;

-- общая продолжительность вспышки 0,14 сек;

-- вес 74,5—76,7 кг;

-- характеристическое время падения:

$\theta = 21,25$ сек — при применении без баллистических колпаков;

$\theta = 21,63$ сек — при применении с одним малым баллистическим колпаком;

$\theta = 22,21$ сек — при применении с двумя баллистическими колпаками.

ФОТАБ-100-80 может применяться совместно с аэрофотоаппаратом НАФА-МК-25 с высот полета 625—10 000 м и при скоростях полета 500—1500 км/час.

Основные тактико-технические данные НАФА-МК-25

Высота фотографирования на любой скорости	1250—3750 м
Высота фотографирования с ограничением от скорости движения пленки	625—1250 м и 3750—7500 м
Скорость движения пленки	9,25—83,3 м/сек
Формат аэрофотоснимка	180×180 мм
Количество снимков	Не менее 100 шт.
Фокусное расстояние	250 мм
Относительное отверстие фотообъектива	От 1:2,5 до 1:11

Угол поля зрения:

по диагонали аэрофотоснимка	54°
по стороне аэрофотоснимка	39°30'

Выдержки затвора 1/10, 1/25, 1/50 сек

Инерция затвора Не более 0,011 сек

Интервал времени между снимками 0,4—17,5 сек

Кратность применяемых светофильтров:

желтый ЖС-18	1,7±0,2
желтый ЖС-18-5*	5±0,7
желтый ЖС-18-10*	10±1

При ночном воздушном фотографировании применяется высокочувствительная аэропленка панхром (тип 10—800) с обозначением на этикетке «Ночная».

Применение для ночного воздушного фотографирования аэропленок с истекшим гарантийным сроком хранения запрещается.

Командный прибор НАФА-МК-25 позволяет:

-- включать и выключать фотоаппарат;

-- устанавливать скорость движения аэропленки в зависимости от скорости и высоты полета;

-- контролировать готовность НАФА-МК-25 к работе;

-- контролировать перемотку пленки по миганию лампочки;

-- отсчитывать число метров неэкспонированной пленки;

-- опробовать аппарат подсветкой фотоумножителя;

-- включать и выключать электрообогрев светофильтра;

-- устанавливать необходимую выдержку затвора;

-- устанавливать число сбрасываемых бомб в серии от одной до 12 шт.;

-- производить контроль за срабатыванием затвора;

-- производить аэрофотосъемку в сумерках без применения ФОТАБ-100-80.

Для выполнения воздушного фотографирования ночью аэрофотоаппаратом НАФА-МК-25 необходимо:

-- открыть фотолюк;

-- установить выдержку затвора аэрофотоаппарата, указанную в таблице:

Высота фотографирования, м	Выдержка затвора аэрофотоаппарата при фотографировании, сек		
	весной, осенью	летом	зимой
1500—3500	1/25	1/50	1/50
3500—7000	1/10	1/25	1/50
7000—10000	1/10	1/10	1/25

— установить рукоятку фотобомб на цифру, соответствующую количеству подвешенных ФОТАБ-100-80;

— установить путевую скорость и высоту полета самолета;

— включить общий выключатель НАФА-МК-25;

— включить выключатель «Компенсация»;

— грубо настроить схему компенсации рукояткой настройки;

— нажать кнопку «Вкл. ЭСБР»;

— подрегулировать схему компенсации;

— сбросить фотобомбу на цель и до разрыва последней бомбы строго соблюдать направление, скорость и высоту полета.

Срабатывание затвора НАФА-МК-25 происходит при попадании в окно фотореле светового потока от вспышки фотобомбы.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ НОЧНОГО ВОЗДУШНОГО ФОТОГРАФИРОВАНИЯ И ПОДГОТОВКА ФОТОБОМБ К ПОЛЕТУ

1. При проработке задания на ночное воздушное фотографирование по рабочим таблицам для заданной скорости и высоты полета должны быть определены следующие исходные данные:

— характеристическое время падения бомбы Θ ;

— замедление дистанционной трубки взрывателя T ;

— угол наклона аэрофотоаппарата α .

Для определения по таблице этих данных необходимо:

а) по верхней строке найти колонку, соответствующую заданной скорости;

б) в этой колонке против строки, соответствующей высоте полета, взять значение искомых величин.

2. Угол прицеливания при сбрасывании бомбы φ , наклонную дальность сбрасывания D и интервал сбрасывания t_i бомб при маршрутном фотографировании определяют в полете по тем же таблицам для соответствующих значений путевой скорости и высоты полета.

РАБОЧИЕ ТАБЛИЦЫ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ НОЧНОГО ВОЗДУШНОГО ФОТОГРАФИРОВАНИЯ АЭРОФОТОАППАРАТОМ НАФА-МК-25 С ФОТОБОМБОЙ ФОТАБ-100-80

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

1. В таблицах использованы следующие обозначения:

V — истинная воздушная скорость полета, км/час;

H — высота полета, м;

θ — характеристическое время падения фотобомбы, сек;

T — замедление дистанционной трубки взрывателя, сек;

γ — угол отставания фотобомбы, град;

α — угол наклона аэрофотоаппарата от вертикали в направлении продольной оси самолета назад (—) и вперед (+), град;

φ — угол прицеливания при сбрасывании фотобомбы, град;

D — наклонная дальность сбрасывания фотобомбы, м;

t_i — интервал сбрасывания фотобомб при маршрутном фотографировании, сек.

2. Таблицы составлены, исходя из условий:

— разрыва фотобомбы на высоте: 1000 м при $H=2500—3500$ м; 1500 м при $H=4000—7500$ м; 2500 м при $H=8000—10000$ м;

— получения перекрытия между аэроснимками в маршруте: от 20 до 30% при $H=2500—4500$ м; от 30 до 40% при $H=5000—7000$ м; от 40 до 45% при $H=7500—8500$ м; от 50 до 55% при $H=9000—10000$ м.

Угол прицеливания взят из условия получения объекта фотографирования в центре аэроснимка.

ПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦАМИ

Таблица позволяет определять следующие параметры:

а) для заданных значений высоты полета H и воздушной скорости V :

— характеристическое время падения фотобомбы θ ;

— замедление дистанционной трубки взрывателя фотобомбы T (с учетом 4 сек замедления МДВ-4 замедление взрыва ФОТАБ-100-80 с момента сбрасывания $T_6 = T + 4$ сек);

— угол наклона оптической оси аэрофотоаппарата α ;

— угол отставания фотобомбы γ ;

б) для заданного значения высоты полета и значения путевой скорости:

— угол прицеливания φ ;

— наклонную дальность сбрасывания D ;

— интервал сбрасывания фотобомб при маршрутном фотографировании t_i ;

в) для выполнения задания на ночное воздушное фотографирование выбор скорости полета должен производиться с учетом возможности установки на данном типе самолета угла наклона аэрофотоаппарата, определенного по таблицам; в случае изменения угла наклона аэрофотоаппарата угол прицеливания должен быть рассчитан в соответствии с установленным углом наклона НАФА по формуле

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{W(T+4)}{H} + \operatorname{tg} \alpha;$$

г) для получения объекта фотографирования в центре маршрута тангенс угла прицеливания первой фотобомбы должен быть рассчитан по следующей формуле:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{W(T+4+0,5nt_i)}{H} + \operatorname{tg} \alpha,$$

где n — количество снимков в маршруте;

t_i — интервал сбрасывания фотобомб;

H — высота полета;

W — путевая скорость самолета;

T — замедление дистанционной трубки взрывателя.

Угол сбрасывания фотобомбы, приведенный в таблицах, дан из расчета получения объекта фотографирования в центре аэроснимка.

$V, \text{ км/час}$	320						300					
	t_i	D	φ°	α°	γ°	T	θ	t_i	D	φ°	α°	γ°
1500	12	2000	41,5	+ 9	14,5	8,4	22,21	13	1980	41	+ 10	13
2000	14	2640	41	+ 9	14	11,8	22,21	15	2600	40	+ 10	13
2500	15	3260	40	+ 10	13,5	15,0	22,21	16	3230	39,5	+ 11	12,5
3000	17	3900	40	+ 10	13,5	18,4	22,21	18	3850	39	+ 11	12,5
3500	19	4520	39,5	+ 10	13	21,4	22,21	20	4500	39	+ 11	12
4000	21	5030	37,5	+ 10	13	21,4	22,21	22	5000	37	+ 12	11,5
4500	23	5650	37	+ 11	12,5	24,2	22,21	24	5600	36,5	+ 12	11,5
5000	24	6200	36,5	+ 11	12,5	26,8	22,21	25	6100	36	+ 12	11,5
5500	25	6800	36	+ 11	12,0	29,4	22,21	26	6770	35,5	+ 12	11,0
6000	29	7400	36	+ 11	12,0	31,8	22,21	30	7350	35,5	+ 12	11,0
6500	31	8000	36	+ 12	11,5	34,2	22,21	32	8000	36	+ 13	10,5
7000	33	8650	36	+ 12	11,5	36,4	22,21	34	8600	35,5	+ 13	10,5
7500	31	9050	34,5	+ 12	11	38,6	22,21	32	8950	33,5	+ 13	10
8000	32	9600	33,5	+ 12	11	35,8	22,21	33	9550	33	+ 13	10
8500	35	10200	33,5	+ 13	10,5	37,8	22,21	36	10150	33	+ 14	9,5
9000	31	10750	33,5	+ 13	10,5	39,8	22,21	32	10650	33	+ 14	9,5
9500	33	11300	33	+ 13	10	41,6	22,21	34	11300	33	+ 14	9
10000	35	11900	33	+ 13	10	43,6	22,21	36	11800	32,5	+ 14	9

V, км/час	340					360									
	H, м	θ	T	γ°	α°	φ°	D	t_i	θ	T	γ°	α°	φ°	D	t_i
1500	22,21	22,21	8,5	15,5	+8	42,5	2040	11	22,21	8,5	16,5	+7	43,5	2070	10
2000	22,21	22,21	11,9	15	+8	41,5	2670	13	22,21	11,9	16,5	+7	42,5	2710	12
2500	22,21	22,21	15,1	15	+8	41	3320	14	22,21	15,1	16	+7	42	3370	13
3000	22,21	22,21	18,5	14,5	+9	41	4000	16	22,21	18,5	16	+7	41,5	4000	15
3500	22,21	22,21	21,5	14,5	+9	40,5	4600	18	22,21	21,5	15,5	+8	41	4630	17
4000	22,21	22,21	21,5	14	+9	38,5	5100	20	22,21	21,5	15	+8	39	5140	19
4500	22,21	22,21	24,3	14	+9	38	5700	22	22,21	24,3	15	+8	38,5	5750	21
5000	22,21	22,21	26,9	13,5	+10	37,5	6250	23	22,21	26,9	14,5	+9	38	6300	22
5500	22,21	22,21	29,5	13,5	+10	37	6850	24	22,21	29,5	14,5	+9	37	6850	23
6000	22,21	22,21	31,9	13	+10	36,5	7500	28	22,21	31,9	14	+9	36,5	7500	27
6500	22,21	22,21	34,3	13	+10	36,5	8100	30	22,21	34,3	14	+9	36,5	8100	29
7000	22,21	22,21	36,5	12,5	+11	36,5	8700	32	22,21	36,5	13,5	+10	36,5	8700	31
7500	22,21	22,21	38,7	12,5	+11	36	9250	30	22,21	38,7	13,5	+10	36	9250	29
8000	22,21	22,21	35,9	12	+11	34	9700	32	22,21	35,9	13	+10	34,5	9700	31
8500	22,21	22,21	37,9	12	+11	34	10250	34	22,21	37,9	13	+10	34,5	10300	33
9000	22,21	22,21	39,9	11,5	+12	34	10800	30	22,21	39,9	12,5	+11	34	10800	29
9500	22,21	22,21	41,7	11,5	+12	33,5	11350	32	22,21	41,7	12,5	+11	34	11400	31
10000	22,21	22,21	43,7	11	+12	33,5	12000	34	22,21	43,7	12	+11	33,5	12000	33

V, км/час	380							400							
	H, м	θ	T	γ°	α°	φ°	D	t_i	θ	T	γ°	α°	φ°	D	t_i
1500		22,21	8,6	17,5	+6	44	2080	10	22,21	8,6	19	+4	45	2120	9
2000		22,21	12,0	17,5	+6	43	2730	11	22,21	12,0	18,5	+5	44	2780	10
2500		22,21	15,2	17	+6	42,5	3400	12	22,21	15,2	18	+5	43	3420	12
3000		22,21	18,6	17	+6	41,5	4000	14	22,21	18,6	18	+5	42	4040	14
3500		22,21	21,6	16,5	+7	41,5	4670	16	22,21	21,6	18	+5	42	4700	16
4000		22,21	21,6	16,5	+7	39,5	5150	18	22,21	21,6	17	+6	40	5200	18
4500		22,21	24,4	16	+7	39	5800	20	22,21	24,4	17	+6	39,5	5850	20
5000		22,21	27,0	16	+7	38,5	6350	21	22,21	27,0	17	+6	39	6400	21
5500		22,21	29,6	15,5	+8	37,5	6950	22	22,21	29,6	17	+6	38	7000	22
6000		22,21	32,0	15,5	+8	37	7550	26	22,21	32,0	17	+6	37,5	7600	26
6500		22,21	34,4	15	+8	37	8150	28	22,21	34,4	16,5	+7	37,5	8200	28
7000		22,21	36,6	15	+8	37	8800	30	22,21	36,6	16,5	+7	37,5	8850	30
7500		22,21	38,6	14,5	+9	36,5	9300	28	22,21	38,8	16	+7	37	9400	28
8000		22,21	36,0	14	+9	35	9800	30	22,21	36,0	15	+8	35,5	9850	30
8500		22,21	38,0	14	+9	35,0	10350	32	22,21	38,0	15	+8	35,5	10400	32
9000		22,21	40,0	13,5	+10	34,5	10900	28	22,21	40,0	14,5	+9	35,5	11100	28
9500		22,21	41,8	13,5	+10	34	11400	30	22,21	41,8	14,5	+9	34,5	11500	30
10000		22,21	43,8	13	+10	34	12100	32	22,21	43,8	14,5	+9	34	12100	32

V, км/час		420						440						
H, м	θ	T	γ°	α°	φ°	Д	t _г	θ	T	γ°	α°	φ°	Д	t _г
1500	22,21	8,6	20	+3	45,5	2140	8	22,21	7,7	21	+2	47	2090	7
2000	22,21	12,0	19,5	+4	45	2830	10	22,21	11,6	21	+2	46	2880	8
2500	22,21	15,2	19,5	+4	44	3500	12	22,21	15,2	20,5	+3	44,5	3520	10
3000	22,21	18,6	19	+4	43	4100	14	22,21	18,6	20,5	+3	43,5	4140	12
3500	22,21	21,6	18,5	+5	43	4800	16	22,21	21,7	20	+3	43,5	4840	14
4000	22,21	21,6	18,5	+5	40	5200	18	22,21	21,7	19,5	+4	40,5	5250	16
4500	22,21	24,4	18	+5	39,5	5850	20	22,21	24,4	19	+4	40	5900	18
5000	22,21	27,0	18	+5	39	6400	21	22,21	27,1	19	+4	39,5	6450	20
5500	22,21	29,6	18	+5	38,5	7050	22	22,21	29,6	19	+4	39	7100	22
6000	22,21	32,0	18	+5	38	7650	24	22,21	32,1	19	+4	39	7750	24
6500	22,21	34,4	17,5	+6	38	8250	26	22,21	34,4	18,5	+5	39	8300	26
7000	22,21	36,6	17	+6	37,5	8850	28	22,21	36,7	18	+5	38,5	9000	26
7500	22,21	38,8	17	+6	37,5	9450	28	22,21	38,0	18	+5	38	9550	26
8000	22,21	36,0	16	+7	36,0	9900	28	22,21	36,1	17	+6	36,5	9950	28
8500	22,21	38,0	15,5	+8	36	10500	30	22,21	38,1	16,5	+7	36,5	10550	30
9000	22,21	40,0	15,5	+8	36	11200	28	22,21	40,1	16,5	+7	36	11200	26
9500	22,21	41,8	15,5	+8	35	11600	28	22,21	41,9	16,5	+7	35,5	11650	28
10000	22,21	43,8	15	+8	34,5	12200	30	22,21	43,8	16	+7	35	12250	28

H, м	460						480							
	θ	T	γ°	α°	φ°	Д	t _г	θ	T	γ°	α°	φ°	Д	t _г
1500	22,21	9,3	22,5	+1	48,5	2260	7	22,21	9,3	24	-1	50	2340	7
2000	22,21	12,4	22	+1	47	2940	8	22,21	12,4	23,5	0	48	3000	8
2500	22,21	15,4	22	+1	45	3550	10	22,21	15,4	23,5	0	46	3600	10
3000	22,21	18,8	21,5	+2	44	4170	12	22,21	18,8	23	0	45	4230	12
3500	22,21	21,7	21,5	+2	43,5	4840	14	22,21	21,8	23	0	44,5	4920	14
4000	22,21	21,7	21	+2	41	5300	16	22,21	21,8	22,5	+1	41,5	5300	16
4500	22,21	24,5	20,5	+3	40,5	5950	18	22,21	24,6	22	+1	41	6000	18
5000	22,21	27,2	20,5	+3	39,5	6450	19	22,21	27,2	22	+1	40	6500	19
5500	22,21	29,6	20	+3	40	7200	20	22,21	29,8	21	+2	40,5	7050	20
6000	22,21	32,2	20	+3	40	7850	22	22,21	32,2	21	+2	40,5	7900	22
6500	22,21	34,4	20	+3	39,5	8400	24	22,21	34,6	21	+2	40	8500	24
7000	22,21	36,8	19,5	+4	39,5	9100	26	22,21	36,8	20,5	+3	40	9200	24
7500	22,21	38,8	19	+4	39	9650	24	22,21	39	20	+3	39,5	9700	24
8000	22,21	36,2	18	+5	36,5	9950	26	22,21	36,2	19	+4	37	10000	26
8500	22,21	38,2	17,5	+6	37	10650	28	22,21	38,2	18,5	+5	37,5	10700	26
9000	22,21	40,2	17,5	+6	36,5	11250	24	22,21	40,2	18,5	+5	37	11350	24
9500	22,21	42	17,5	+6	36	11700	26	22,21	42,2	18	+5	36,5	11800	24
10000	22,21	43,8	17	+6	36	12300	28	22,21	44	17,5	+6	36,5	12400	26

V, км/час H, м	500						520					
	θ	T	γ°	α°	φ°	D	t_l	θ	T	γ°	α°	φ°
1500	21,63	9,4	20	+3	52	2440	7	21,63	9,4	21	+2	52,5
2000	21,63	12,3	19,5	+4	51	3120	8	21,63	12,3	21	+2	51
2500	21,63	14,8	19,5	+4	48	3720	10	21,63	14,8	20,5	+3	48,5
3000	21,63	18	19	+4	47,5	4450	12	21,63	18	20,5	+3	48
3500	21,63	21	19	+4	47	5130	13	21,63	21	20	+3	47,5
4000	21,63	20,8	18	+5	44	5550	14	21,63	20,8	19	+4	44,5
4500	21,63	23,6	18	+5	43,5	6200	16	21,63	23,6	18,5	+5	44
5000	21,63	26	17,5	+6	43	6800	17	21,63	26,2	18,5	+5	43
5500	21,63	28,4	17,5	+6	42,5	7500	18	21,63	28,4	18,5	+5	42,5
6000	21,63	30,6	17,5	+6	41,5	8000	20	21,63	30,8	18	+5	42
6500	21,63	32,8	17,5	+6	41	8600	22	21,63	33	18	+5	42
7000	21,63	34,8	16,5	+7	41	9300	24	21,63	35	17,5	+6	42
7500	21,63	36,8	16,5	+7	41	9950	22	21,63	37	17,5	+6	41,5
8000	21,63	34,2	14,5	+9	39,5	10300	24	21,63	34,2	15,5	+8	39,5
8500	21,63	36,2	14,5	+9	39,5	11000	26	21,63	36,2	15,5	+8	39,5
9000	21,63	38,0	14,5	+9	39	11600	22	21,63	38	15	+8	39
9500	21,63	39,8	14	+9	38,5	12200	24	21,63	39,8	15	+8	38,5
10000	21,63	41,6	14	+9	38,5	12800	26	21,63	41,8	14,5	+9	38,5

ИНСТРУКЦИЯ СТАРШЕМУ БОРТОВОМУ ТЕХНИКУ САМОЛЕТА

При подготовке самолета к полету старший бортовой техник обязан уточнить задачи наземному техническому составу на летный день.

При внешнем осмотре убедиться:

- в снятии всех заглушек и чехлов;
- нет ли обледенения частей самолета; при необходимости дать указания по удалению снега и льда;
- в подсоединении наземного кабеля СПУ-10;
- в наличии аэродромных средств пожаротушения.

ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР

Предполетный осмотр самолета в полном объеме выполняет технический экипаж согласно единому Регламенту № 8. Старший бортовой техник производит предполетный осмотр по маршруту, указанному на рис. 1, при этом проверяет следующее.

В носовой части фюзеляжа:

- нет ли трещин, пробоин, вмятин в обшивке, а также чистоту и исправность остекления кабин;
- снятие струбцины с замка выпущенного положения передней ноги;
- нет ли посторонних предметов в нише передней ноги;
- состояние амортизационной стойки, механизма управления передней ногой, пневматиков колес и давление в них по обжатию;
- исправность работы скобы подвески передней ноги;

На правом борту фюзеляжа:

- снятие заглушек с отверстий статической проводки и ПВД;

- нет ли повреждений обшивки и остекления;
- выключение на щитке централизованной заправки всех переключателей АЗС и АЗР;
- наличие красных сигнальных очков саморазрядки баллонов пожаротушения.

На правом крыле:

- нет ли течи топлива;
- закрытие замков откидных панелей;
- положение триммера элерона;
- состояние фары.

На двигателе № 2:

- нет ли повреждений лопастей винта;
- установку лопастей винта на $\varphi_0 = 3^\circ$ по меткам;
- вращение воздушного винта от руки, легкость вращения ротора двигателя (без заеданий и постороннего шума);

- нет ли течи топлива, масла и АМГ-10;
- закрытие и контровку замков капотов.

На правой ноге шасси:

- состояние амортизационной стойки, пневматиков колес и давление в них по обжатию;
- закрытие замка выпущенного положения;
- исправность работы скобы замка в убранном положении;

- нет ли посторонних предметов в нише шасси, а также течи АМГ-10;

- убрано ли заземление;
- плотность закрытия створок шасси, а также люков ФОТАБ, ЦОСАБ.

На правой стороне хвостовой части фюзеляжа:

- нет ли повреждений обшивки;
- наличие красных сигнальных очков саморазрядки баллонов НГ;
- наличие сигнальных ракет;
- состояние и закрытие створок грузолюка;
- закрытие створок люка фотоаппарата;
- закрытие аварийного люка стрелка.

На хвостовом оперении и на кормовой кабине:

- нет ли повреждений обшивки хвостового оперения;

- нет ли следов перегрева (по изменению цвета окраски и наличию гофра на носках кия и стабилизатора);

- положение триммеров рулей высоты и поворота;

- исправность обшивки и остекления кормовой кабины.

Осмотр левой стороны фюзеляжа, крыла и силовой установки аналогичен осмотру правой стороны.

Внутри самолета старший бортовой техник проверяет следующее.

В кабине штурмана:

- чистоту и нет ли посторонних предметов;
- состояние остекления фонаря.

В кабине летчиков:

- чистоту и нет ли посторонних предметов;
- положение рукояток кранов управления шасси, аварийного люка, закрылков (должны находиться в нейтральном положении и быть законтрены защелками);

- состояние остекления (нет ли трещин, расслоения «серебрения» и грязи);

- исправность кресел летчиков, борттехника и радиста;

- наличие кислорода и исправность КП-24 на своем рабочем месте;

- заправку топливом и маслом систем самолета и соответствие установки РТМС количеству топлива;

- количество гидросмеси при заряженных гидроаккумуляторах (должно быть 24—26 л).

В кабине сопровождающих:

- состояние остекления окон;
- нет ли посторонних предметов.

В грузовой кабине:

- нет ли посторонних предметов;
- состояние тяг управления рулями;
- зарядку баллонов ОС-8;
- нет ли течи в соединениях и агрегатах гидросистемы;

- положение распределительного крана ручного гидронасоса (должен быть в положении «В систему»);

- расположение и крепление грузов.

В хвостовом отсеке фюзеляжа:

- нет ли посторонних предметов;
- исправность тросовой проводки управления триммерами и стопорами рулей, а также тяг управления рулями;

- нет ли течи АМГ-10 из трубопроводов и агрегатов гидросистемы и автопилота.

В кормовой кабине:

- чистоту и нет ли посторонних предметов;
- состояние остекления кабины.

ДЕЙСТВИЯ СТАРШЕГО БОРТОВОГО ТЕХНИКА ПЕРЕД ВЫРУЛИВАНИЕМ

По команде командира экипажа запустить двигатели.

Перед выруливанием самолета включить автоматику выработки топлива, расходомеры топлива и подкачивающие насосы дежурных групп; проверить, что переключатели находятся в положении:

- проверки автофлюгера — «Выключено»;
- упора винтов — «Снят с упора»;
- автомата торможения — «Включено»;
- пожаротушения — «Пожаротушение»;
- питания или вертикали — «Включено»;
- управления створками маслорадиаторов — «Автомат».

Рукоятки кранов управления шасси и закрылков должны быть в нейтральном положении и зафиксированы защелками, а табло «Створки шасси закрыты» горит.

Доложить командиру экипажа «Старший бортовой техник к выруливанию готов».

При рулении необходимо следить за показанием приборов силовой установки; при повышении температуры масла выше $+90^{\circ}\text{C}$ включить эжекцию маслорадиаторов, створки маслорадиаторов при этом должны быть полностью открыты.

Предупреждение. Системой эжекции маслорадиаторов пользоваться только на режимах до $\alpha_{\text{в}} = 22^{\circ}$ по УПРТ. При этом допускается температура масла не выше 100°C в течение не более 15 мин.

Перед взлетом проверить и доложить командиру экипажа, что:

- винты на упоре;

- показания приборов контроля работы силовой установки нормальные;

- система эжекции маслорадиаторов выключена.

При даче РУД следить за показаниями ИТЭ-2, ИКМ, ЭМИ-3Р, расходомеров и при установившемся положении стрелок докладывать: «Винты загрузились, закрылки выпущены на взлетный угол».

На взлете контролировать работу силовой установки по приборам, особое внимание обращать на указатели РТМС; давление топлива по ЭМИ-3Р; указатели ИКМ; указатели оборотов ИТЭ-2; указатели температуры газов за турбиной.

Быть готовым по команде командира экипажа проинформировать о состоянии винта в случае отказа одного из двигателей. Докладывать командиру экипажа об уборке шасси и закрылков: «Шасси, закрылки убраны полностью, створки закрыты».

В полете необходимо:

- контролировать работу силовой установки по приборам; особое внимание обращать на те же приборы, что и на взлете; это дает возможность правильно определить появившуюся неисправность или отказ двигателя и своевременно доложить командиру экипажа;

- перед герметизацией кабин убедиться визуально из грузовой кабины, нет ли подтекания масла, топлива и АМГ-10 из гонок двигателей и из крыла;

- контролировать наличие топлива в группах и правильность его выработки, периодически докладывать командиру экипажа об остатке топлива;

- в случае неравномерной выработки топлива из групп включить кран кольцевания, переключатель выработки топлива включить на то полукрыло, в группах которого больше топлива. При выравнивании количества топлива в группах выключить переключатель выработки из полукрыла (поставить в положение «Нейтрально»), убедиться в работе насосов обоих полукрыльев, а затем закрыть кран кольцевания.

При отказе автоматической выработки топлива необходимо:

- включить насосы тех групп, где имеется топливо, переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Ручное»;

— периодически через 30—40 мин контролировать количество масла в баках;

— следить за количеством масла АМГ-10 в гидробаке (должно быть 20—22 л);

— о всех ненормальностях в работе двигателей и оборудования докладывать командиру экипажа и действовать согласно его указаниям.

При снижении и посадке необходимо:

— убедиться, что переключатели снятия винтов с упоров находятся в положении «На упоре» (красные лампочки не горят);

— по команде командира экипажа его помощнику «Выпустить шасси» следить за работой системы и доложить о выпуске шасси и закрытии створок («Шасси выпущено, створки закрыты»).

Примечание. При необходимости проверки выпущенного положения главных ног шасси и постановки их на замки выпущенного положения произвести осмотр через смотровые лючки в нишах шасси грузовой кабины;

— по командам командира экипажа его помощнику выпустить закрылки и докладывать: «Закрылки 15°», «Закрылки 25°», «Закрылки 35°».

При пробеге и заруливании на стоянку:

— следить за работой автомата тормозов;

— при интенсивном росте температуры масла выше +90°С включить эжекцию маслорадиаторов;

— после заруливания произвести охлаждение и выключение двигателей.

Доложить командиру экипажа о всех ненормальностях в работе самолета в полете для записи в контрольный лист.

Передать старшему технику самолета записи о характере неисправностей и в соответствии с этим поставить задачи в организации им послеполетной подготовки.

ИНСТРУКЦИЯ БОРТОВОМУ РАДИСТУ

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА

ВНЕШНИЙ ОСМОТР

При проведении внешнего осмотра бортрадист обязан проверить:

— нет ли механических повреждений и чистоту антенных устройств и проходного изолятора КВ радиостанции;

— наличие на самолете аварийной радиостанции «АВРА-45»;

— правильность и надежность подключения антенной проводки к аппаратуре;

— нет ли внешних механических повреждений агрегатов оборудования на рабочем месте, надежность их крепления, а также правильность подключения кабельных соединений;

— наличие таблицы настройки КВ радиостанции, необходимых запасных предохранителей, а также комплектов запасных радиоламп в опломбированных ящиках;

— наличие микрофона КВ радиостанции, микрофонной гарнитуры, подключаемой к абонентскому аппарату СПУ, отвертки для регулирования напряжения СТГ-12ТМО;

— соответствие частот настройки УКВ радиостанции по каналам согласно заданию на полет;

— исправность кислородного прибора и кислородной маски, а также давление кислорода в системе по манометру (должно быть 8—10 кг/см²);

— исправность привязных ремней кресла, цепочки крепления разъединителя парашютного и бортового кислородных приборов, переходника крепления фала автомата КАП-3 к креслу;

— регулировку кресла по высоте и работу механизма стопорения кресла;

— установку температуры на ТРТВК-45М.

ПРОВЕРКА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

При проверке бортовых источников электроэнергии бортрадист обязан:

— убедиться, что все потребители электроэнергии и выключатели агрегатов электрооборудования выключены;

— переключатель вольтметра постоянного тока поставить в положение «ЦРУ лев.»;

— переключатель «Аэродром — Борт» поставить в положение «Борт» и убедиться в наличии напряжения в бортсети;

— поставить переключатель вольтметра постоянного тока в положение «Аккумуляторы 1, 2, 3, 7»;

— убедиться по отсутствию напряжения на вольтметре переменного тока в том, что наземный источник переменного тока не подключен;

— включить ПО-750А и убедиться, что напряжение аккумуляторов будет не менее 24 в (т. е. аккумуляторы заряжены нормально);

— аналогично проверить вторую группу аккумуляторов при положении переключателя вольтметра постоянного тока «Аккумуляторы 4, 5, 6»;

— одновременно с проверкой аккумуляторов убедиться в наличии напряжения на ПО-750А 113—119 в как в аварийном режиме, так и в режиме «Проверка аппаратуры», после чего выключить преобразователь;

— включить поочередно основной и резервный ПТ-500Ц, убедиться в наличии напряжения между фазами 34—38 в, проверить сигнализацию включения резервного ПТ-500Ц и выключить преобразователи;

— поставить переключатель вольтметра постоянного тока в положение «Авар. шина», включить аварийное питание от аккумуляторов и, убедившись в наличии напряжения на аварийной шине, выключить аварийное питание.

Предупреждение. Запрещается во избежание возможного одновременного подключения к аварийной шине самолетных аккумуляторов и аэродромных источников при подключенных аэродромных источниках постоянного тока включать питание от аккумуляторов, если переключатель «Аэродром — Борт» находится в положении «Аэродром»;

— поставить переключатель вольтметра постоянного тока в положение «ЦРУ лев.»; включить выключатель аварийного выключения аэродромного питания и аккумуляторов и, убедившись, что самолет полностью обесточен, поставить выключатель в исходное положение;

— поставить переключатель «Аэродром — Борт» в положение «Выключено».

ПРОВЕРКА СПУ, РАДИОСТАНЦИИ И НОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Проверка всего оборудования членами экипажа производится от аэродромных источников или от бортовых источников электроэнергии при работающих двигателях.

Проверка оборудования от бортовых аккумуляторов производится в исключительных случаях, при этом в целях предотвращения разряда аккумуляторов необходимо проверять минимальное количество аппаратуры.

При использовании ПО-750А в режиме «Проверка аппаратуры» разрешается проверять оборудование поочередно, не нагружая преобразователь более 750 в.

Предупреждение. Запрещается от преобразователя ПО-750 проверять кормовую установку, обогрев стекол и РБП-3.

При проверке оборудования бортрадист обязан:

— переключатель вольтметра постоянного тока поставить в положение «ЦРУ лев.», а переключатель вольтметра переменного тока — в положение «115 в, авар. шина»;

— включить на щите необходимые АЗР и АЗС;

— в зависимости от используемого источника постоянного тока установить переключатель в положение «Аэродром» или «Борт» и убедиться в наличии напряжения в бортсети;

— включить СПУ и установить связь со всеми членами экипажа в обеих сетях, пользуясь ножной тангентой и кнопкой СПУ, а также проверить работу кнопки циркулярного вызова и сигнализацию отказа СПУ в корме;

— включить передатчик 1-РСБ-70 и приемник УС-9, проверить их работу согласно инструкции по эксплуатации, произвести необходимую настройку передатчика, после чего радиостанцию выключить;

— если не используется наземный источник переменного тока, включить ПО-750А в режиме «Проверка аппаратуры» и убедиться в наличии напряжения на шине переменного тока.

Предупреждение. При подключении к бортовой сети самолета наземного источника переменного тока запрещается оставлять включенным преобразователь ПО-750А, так как на самолете нет сигнализации, указывающей, какой из источников питает сеть, и это может привести к перегрузке преобразователя при отключении наземного источника;

— включить УКВ радиостанцию и установить двухстороннюю радиосвязь с наземными радиостанциями на необходимых частотах;

— выключить УКВ радиостанцию и источник переменного тока;

— включить выключатели УФО и СЛШК, ввести реостаты ламп белого света и УФО, проверить подсвет панелей, после чего вывести реостаты и выключить освещение;

— выключить СПУ, все АЗР и поставить переключатель «Аэродром — Борт» в положение «Выкл.».

Примечание. Выключение источников электроэнергии и СПУ бортрадист должен согласовывать с другими членами экипажа.

О результатах предполетной проверки бортрадист докладывает командиру экипажа.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ

Перед запуском двигателей бортрадист обязан:

- ночью включить светотехническое оборудование;
- надеть парашют; присоединить фал КАП-3 к пе-

реходнику кресла, шланг парашютного кислородного прибора — к шлангу бортового кислородного прибора, разъединитель парашютного и бортового кислородных приборов — к цепочке на чашке кресла, кислородную маску — к парашютному кислородному прибору; открыть вентиль подачи кислорода;

— по команде командира экипажа включить на шите необходимые АЗР и АЗС;

— убедиться, что все самолетные генераторы и преобразователи выключены.

Предупреждение. Запрещается запускать двигатели при неисправном бортовом электрооборудовании или неполном комплекте самолетных аккумуляторов.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ АЭРОДРОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

До запуска двигателей бортрадист обязан:

— переключатель вольтметра постоянного тока установить в положение «ЦРУ лев.», а переключатель вольтметра переменного тока в положение «115 в, авар. шина»;

— переключатель «Аэродром — Борт» поставить в положение «Аэродром»; убедиться, что обе лампочки сигнализации подключения розеток аэродромного питания горят и напряжение на шине «ЦРУ лев.» 28,5 в;

— включить СПУ, основной ПТ-500Ц (для обеспечения работы приборов контроля двигателей) и доложить командиру экипажа о готовности электрооборудования к запуску двигателей.

При запуске двигателей бортрадист обязан:

— следить за изменением напряжения по вольтметру постоянного тока и в случае падения напряжения ниже 16 в доложить об этом командиру экипажа.

Предупреждение. При падении напряжения борсети ниже 16 в запуск должен быть прекращен, так как в этом случае двигатель не выйдет на обороты малого газа, резко возрастет температура выходящих газов, произойдет зуммирование контакторов электросети, что в конечном счете

может привести к обесточиванию бортсети и пожару на двигателях.

Если после прекращения запуска двигателей напряжение бортсети не возрастет до нормального, бортрадист должен немедленно поставить переключатель «Аэродром — Борт» в положение «Борт» с выдержкой в нейтральном положении 0,5—1 сек;

— следить за токами, потребляемыми стартерами, докладывать командиру экипажа о моменте отключения стартеров и случаях разбаланса токов стартеров более 105 а между 40 и 50 сек цикла запуска.

Предупреждение. При запуске двигателей от аэродромных источников питания разбаланс токов, потребляемых стартерами более 105 а, а при запуске от бортовых источников — более 60 а между 40 и 50 сек цикла запуска означает, что электросистема запуска разрегулирована и запуск должен быть прекращен;

— после запуска очередного двигателя произвести регулировку напряжения СТГ-12ТМО запущенного двигателя до 28,5 в (при регулировании напряжения генераторы должны быть выключены) и включить их в бортсеть.

Предупреждение. С целью предотвращения ударного включения обгонной муфты генераторов СТГ-12ТМО запрещается включать генераторы в бортовую сеть до выхода двигателя на обороты малого газа (79—82%);

— после запуска обоих двигателей отрегулировать напряжение генераторов СГО-12 и включить их в сеть (частотомер дает нормальные показания при оборотах двигателей не менее 95—96%);

— переключатель «Аэродром — Борт» поставить в положение «Борт».

Примечание. Во всех случаях переключения питания бортсети постоянного тока с аэродромного на бортовое переключатель «Аэродром — Борт» необходимо задерживать в нейтральном положении 0,5—1 сек во избежание возможного одновременного включения в бортсеть самолетных и аэродромных источников.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ БОРТОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГЕНЕРАТОРОВ ЗАПУЩЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

До запуска двигателей бортрадист обязан:

— переключатель вольтметра постоянного тока поставить в положение «Аккумуляторы 4, 5, 6»; переключатель вольтметра переменного тока — в положение «115 в, авар. шина»;

— переключатель «Аэродром — Борт» поставить в положение «Борт», включить СПУ, основной ПТ-500Ц и доложить командиру экипажа о готовности электрооборудования к запуску двигателей.

При запуске двигателей бортрадист обязан:

— следить по вольтметру постоянного тока за напряжением на аккумуляторах 4, 5, 6 и, если напряжение упадет ниже 16 в, доложить об этом командиру экипажа;

— следить за токами, потребляемыми стартерами, докладывать командиру экипажа о моменте отключения стартеров и случаях разбаланса токов стартеров более 60 а между 40 и 50 сек цикла запуска.

Предупреждение. Запуск второго двигателя разрешается, когда зарядный ток аккумуляторов не будет превышать 100 а.

Дальнейшие действия бортрадиста аналогичны действиям при запуске двигателей от аэродромных источников.

ПОЛЕТ

Перед взлетом бортрадист должен застегнуть привязные ремни и доложить командиру экипажа о готовности к взлету.

ОБЯЗАННОСТИ БОРТРАДИСТА В ПОЛЕТЕ

Бортрадист обязан:

— осуществлять ведение радиосвязи согласно плану связи на полет;

— в дневном полете с высоты 3000 м, а ночью с высоты 2000 м надеть кислородную маску;

— через 30—40 мин после взлета отрегулировать напряжение и параллельную работу СТГ-12ТМО и напряжение СГО-12;

— периодически контролировать напряжение на рабочих шинах электросистемы и нагрузочные токи источников электроэнергии;

— регулировать параллельную работу СТГ-12ТМО, если разбаланс токов четных или нечетных генераторов при включенной противообледенительной системе кила и стабилизатора превышает 40 а.

ДЕЙСТВИЯ БОРТРАДИСТА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В РАБОТЕ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

Во всех случаях отказавшие генераторы постоянного и переменного тока, а также преобразователи необходимо выключить.

Отказ СТГ-12ТМО обнаруживается по падению тока нагрузки генератора до нуля или по чрезмерно большому росту тока нагрузки.

Чтобы убедиться в том, что СТГ-12ТМО действительно неисправен, а не отключен от бортсети минимальным реле ДМР-400, необходимо выключить генератор и по вольтметру проверить его напряжение.

Если напряжение СТГ-12ТМО будет близко к номинальному, следует подрегулировать его и включить генератор в бортсеть. В случае значительного падения напряжения генератор в бортсеть не включать.

Следует иметь в виду, что малое напряжение (около 4—7 в за счет остаточного магнетизма) на клеммах генератора СТГ-12ТМО будет в случае его отключения от бортсети автоматом АЗП-8. Для обеспечения повторного включения генератора в бортсеть необходимо нажать кнопку на автомате АЗП-8.

Отказы СГО-12 и включение резервного ПТ-500Ц (при отказе основного) обнаруживаются по загоранию сигнальных лампочек. При отказах электрооборудования после доклада командиру экипажа бортрадист обязан:

— проверить правильность положения коммутирующих устройств (выключателей, переключателей, АЗС) и целостность плавких предохранителей.

Предупреждения: 1. Запрещается принудительно удерживать во включенном состоянии автоматы защиты сети (АЗС).

2. Вновь устанавливаемые предохранители по номиналу должны соответствовать вышедшим из строя;

— при повреждении системы распределения постоянного тока, а также при отказе всех СТГ-12ТМО перейти на аварийное питание от аккумуляторов, выключить все генераторы постоянного и переменного тока, включить ПО-750А в режим «Авар. шина».

Примечание. От аварийных шин постоянного тока могут питаться следующие системы и аппаратура:

- запуск двигателей в воздухе;
- пожарные краны;
- противопожарная система;
- преобразователь ПО-750А;
- УКВ радиостанция Р-801В;
- радиокompас АРК-5ДУ № 1;
- радиоответчик;
- топливомер;
- расходомеры топлива;
- манометры топлива;
- масломеры;
- автоматическое регулирование температуры масла;
- индикаторы двигателей;
- указатели положения рычагов топлива двигателей;
- останов двигателей;
- указатель положения закрылков;
- сигнализация давления в гидросистеме;
- снятие винтов с упоров;
- аварийное управление клапаном подачи топлива в гидросистему;
- аварийное управление люком кормовой кабины;
- аварийное управление входной дверью;
- аварийное управление шасси;
- управление аварийным торможением колес;
- автоматическое расторможение колес;
- аварийное управление закрылками;
- управление триммерами;
- аварийное открытие грузовых люков;
- аварийное управление люком экипажа;
- подкачивающие насосы дежурных групп баков;
- сигнализация ограничения скорости;
- обогрев приемников полного и статического давлений;
- фары;

— все освещение и лампы УФО;
— преобразователь ПАГ-1ФП для питания авиагоризонта АГБ-2 командира экипажа;

— при отказе СТГ-12ТМО № 1 и 3 переключатель «Аэродром — Борт» поставить в положение «Выкл.» (чтобы не допустить разрядки бортовых аккумуляторов, подключенных к шине левого ЦРУ), а перед посадкой снова установить в положение «Борт»;

— при отказе обоих СГО-12 включить ПО-750А в режим «Авар. шина».

Примечание. К аварийной шине переменного тока подключены следующие потребители:

— УКВ радиостанция Р-801В;
— радиокompас АРК-5ДУ;
— радиоответчик;
— усилитель топливомера;
— вольтметр 115 в;
— частотомер;

— при возникновении пожара на самолете генераторы, которым угрожает огонь, выключить;

— если отказавшие СГО-12 № 1 и основной ПТ-500Ц автоматически не замещаются резервными СГО-12 № 2 и ПТ-500Ц, то эту замену произвести вручную;

— перед посадкой самолета с убраным шасси или при вынужденной посадке вне аэродрома включить аварийное питание от аккумуляторов, выключить все генераторы и по команде командира экипажа перейти в кабину расчета или в грузовую кабину.

Во всех других случаях, не предусмотренных настоящей Инструкцией, бортрадист обязан действовать по решению командира экипажа, исходя из создавшейся обстановки.

ПОСАДКА

Бортрадист обязан:

— перед посадкой прослушивать и записывать в бортовой журнал команды наземного пункта управления по УКВ радиостанции и в случае необходимости дублировать их командиру экипажа.

Предупреждение. Бортрадисту запрещается работа на 1-РСБ-70 при выполнении захода на посадку с целью исключения возможных помех ра-

боте радиокompасов, приемников систем посадки по приборам и приемников УКВ радиостанции;
— после заруливания на стоянку выключить радиостанции и СПУ, закрыть вентиль подачи кислорода;
— перед остановом двигателей убедиться в исправности генераторов, после чего выключить все электрооборудование.

Предупреждение. Переключатель «Аэродром — Борт» должен оставаться в положении «Борт» до полной остановки винтов во избежание пожара на двигателях;

— после остановки винтов обоих двигателей по команде командира экипажа выключить все АЗР на щите и обесточить самолет;

— доложить командиру экипажа о работе оборудования своего рабочего места в полете.

ИНСТРУКЦИЯ БОРТОВОМУ ТЕХНИКУ ПО АВИАЦИОННОМУ И ДЕСАНТНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ

При подготовке самолета к полету бортовой техник по авиационному и десантному оборудованию (АДО) обязан произвести проверку авиационного и десантного оборудования.

ОСМОТР ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ ОБЕСТОЧЕННОЙ ЭЛЕКТРОСЕТИ САМОЛЕТА

При внешнем осмотре проверить:

- исправность аэронавигационных и строевых огней и плафонов подсвета двигателей;
- исправность посадочных фар;
- исправность электропроводки и ее крепления в отсеках и на стойках шасси;
- крепление и смазку штоков концевых выключателей МВШ-2Т шасси и их створок;
- исправность розеток и кабелей аэродромного питания;
- снятие колпачков с датчиков ДАК-ДБ и СП-1;
- внешнее состояние аккумуляторов, исправность их крепления и крепления замков створок отсека аккумуляторов;
- в передней, грузовой и задней кабинах положение переключателей, выключателей, реостатов; выключатели и ручки реостатов должны быть в положении «Выключено», а переключатели — в нейтральном положении;
- внешнее состояние и крепление арматуры сигнальных и осветительных ламп;

— нет ли повреждений приборов, реостатов, выключателей и переключателей на электрошитах радиста; убедиться, что стрелки приборов находятся в исходном положении;

- запасной комплект предохранителей и ламп;
- положение переключателей кранов систем полного и статического давления и их контрольку;
- отстойники системы полного и статического давления — нет ли в них влаги;
- внешнее состояние кислородных приборов и шлангов;
- рабочее место борттехника по АДО;
- состояние крепления механизма МВ-300 и тросов механизма;
- движки, которые должны быть надежно закреплены за тросы механизмов МВ-300 и свободно перемещаться по тросам принудительного раскрытия парашютов;
- состояние лямок ручной уборки фалов и узлы их крепления;
- состояние концевых выключателей створок грузового люка;
- надежность крепления разделителя потока;
- надежность крепления погрузочных трапов;
- состояние плафонов и трафаретов сигнализации десанту;
- надежность крепления лебедок БЛ-52 и электропроводки;
- укладку десантно-транспортного оборудования, необходимого для погрузки и швартовки воинской техники.

ПРОВЕРКА ОБОРУДОВАНИЯ ПОД ТОКОМ

Включить бортовые аккумуляторные батареи и проверить:

- напряжение аккумуляторов по группам без нагрузки;
- напряжение аккумуляторов под нагрузкой при включенном ПТ-500Ц; напряжение на аккумуляторных батареях должно быть не менее 24 в;
- исправность шины аварийного питания включением выключателя аварийного питания и отдельных

потребителей аварийной шины (например, освещения кабины).

Выключить бортовые аккумуляторные батареи.

Проверить состояние аэродромного источника питания (напряжение на генераторе АПА должно быть около 28,5 в).

Подключить к бортсети самолета аэродромный источник питания и проверить:

- исправность электромеханизмов триммеров органов управления самолетом при управлении ими с левого и правого пультов летчиков; при нейтральном положении триммеров должны гореть сигнальные лампочки;

- совместно со старшим борттехником самолета исправность противопожарной системы;

- сигнализацию и работу насосов топливной системы;

- работу преобразователей ПТ-500Ц, ПО-750А и ПАГ-1ФП;

- работу авиагоризонтов;

- исправность работы аэронавигационных и строевых огней и посадочных фар;

- исправность ультрафиолетового освещения, плафонов общего освещения кабин и отсеков шасси;

- работу индивидуальных вентиляторов;

- совместно со штурманом исправность световой и звуковой сигнализации десанту;

- совместно с радистом работу противообледенительной системы хвостового оперения.

Примечание. Проверку работы противообледенительной системы хвостового оперения можно производить при работающих двигателях.

Снять заглушки с приемников статического и полного давления и проверить состояние приемников, чистоту отверстий для стока влаги в ТП-156М.

Проверить совместно с летчиком герметичность систем статического и полного давления, сравнить показания указателей КУС-1200, ВД-20 у всех членов экипажа. Приготовить к действию кислородное оборудование.

При запуске двигателей необходимо находиться около пульты (щитка) аэродромного источника питания и проконтролировать:

- правильность действия шофера-электромеханика;

- правильность отработки цикла запуска двигателей по потребляемым токам и напряжениям.

Следить за сигналами связного и по его команде (убедившись, что лампочки выключения аэродромного питания на борту самолета не горят) отсоединить штепсельные разъемы аэродромного питания от самолета, а затем жгуты от наземного агрегата. По команде командира экипажа войти в самолет через передний люк.

При пробе двигателей проверить правильность последовательности хода створок грузового люка при открытии и закрытии их с рабочего места штурмана и борттехника по АДО.

В полете периодически контролировать:

- работу приборов на приборных досках летчиков, обращая особое внимание на то, чтобы не было разницы в показаниях авиагоризонтов, КУС-1200, ВД-20, ВАР-30-3;

- работу систем постоянного и переменного токов (совместно с радистом);

- потребляемые токи при работе противообледенительных систем;

- состояние грузового и аварийного люков, а также состояние груза и надежность его швартовки.

Перед герметизацией кабины убедиться визуально из грузовой кабины, нет ли подтекания масла, топлива и АМГ из мотогондол двигателей и крыла; закрыть дверь и люк выравнивания давления.

После разгерметизации кабины открыть люк выравнивания давления и дверь в грузовую кабину.

Докладывать командиру экипажа о всех ненормальных работах авиатехники.

В случае возникновения отказов в работе оборудования принимать возможные меры к их устранению, соблюдая правила техники безопасности.

ПЕРЕВОЗКА БОЕВОЙ ТЕХНИКИ И ГРУЗОВ

Погрузка и выгрузка войск, боевой техники и грузов производятся под руководством командира экипажа или по его указанию старшего бортового техника самолета или помощника командира экипажа.

Ответственность за правильность погрузки и посадки войск в самолет и выгрузки из него, а также за соблю-

дение центровки самолета возлагается на помощника командира экипажа.

Перед погрузкой убедиться, что удельная нагрузка от перевозимой боевой техники на пол грузовой кабины и трапы не превышает допустимой.

ПОДГОТОВКА К ПОГРУЗКЕ

При подготовке к погрузке боевой техники и грузов бортовой техник по АДО обязан:

- получить указание от командира экипажа (старшего бортового техника) о порядке погрузки техники;
- подготовить погрузочное и швартовочное оборудование в зависимости от веса и габаритов груза;
- установить опорный домкрат;
- совместно с членами экипажа установить погрузочные трапы;
- установить электролебедки БЛ-52 и присоединить к ним кабели тележки Т-СУЛ-52;
- собрать систему погрузочных тросов и блоков по схеме в зависимости от веса груза;
- опробовать работоспособность электролебедок БЛ-52 от ПУЛ-47, для чего:
 - а) включить электропитание.

Примечание. При подключении питания от аэродромного источника к тележке Т-СУЛ-52 строго соблюдать полярность клемм;

б) одному из членов экипажа натянуть тросы лебедок;

в) проверить работоспособность лебедок под током;

- подготовить средства выключения подпрессоривания;

— доложить старшему бортовому технику самолета об исправности и готовности швартовочного и погрузочного оборудования к погрузке техники.

Примечание. При отсутствии источника аэродромного питания электроэнергией загрузка производится лебедками БЛ-52 при помощи рукояток ручного привода.

ПОГРУЗКА БОЕВОЙ ТЕХНИКИ В САМОЛЕТ И ШВАРТОВКА

При погрузке боевой техники с помощью электрифицированных лебедок БЛ-52 бортовой техник по АДО обязан:

- взять пульт управления электролебедками;
- после зацепления погрузочного троса за буксировочные крюки загружаемой техники по команде руководителя погрузки включить лебедки и подтянуть тросы;
- убедиться в правильности подсоединения погрузочного троса и выравнивающего блока;
- убедиться, что у погрузочных трапов находится два человека из погрузочной команды с упорными колодками, а впереди и сзади загружаемой колесной техники нет людей;
- по команде «Погрузка» на пульте ПУЛ-47 нажать кнопки «Пуск», а рукоятки управления повернуть в положение «Подъем»; следить за тем, чтобы обе лебедки работали равномерно и блоки перемещались одновременно, не обгоняя друг друга;
- внимательно следить и четко выполнять команды, подаваемые руководителем погрузки;
- при необходимости перецепления тросового полиспаста лебедок БЛ-52 необходимо загружаемую технику закреплять двумя швартовочными тросами;
- проследить, чтобы под колеса загружаемой техники были поставлены распределительные колодки и грузовые распределители;
- чтобы загружаемая техника не смещалась назад, закрепить ее двумя швартовочными тросами к полу грузовой кабины;
- отсоединить погрузочный трос;
- при наезде колес загружаемой техники на распределительные колодки и грузовые распределители следить за зазором между наиболее высокорасположенными деталями машины и потолком грузовой кабины самолета, так как в момент наезда на колодки машина (техника) приподнимается на 40—60 мм;
- при загрузке техники своим ходом предусматривать отвод из грузовой кабины выхлопных газов;
- после команды «Приступить к швартовке» совместно с членами погрузочной команды выключить подпрессоривание загружаемой техники при помощи специальных домкратов, а если их нет, — подсобными средствами;
- закрепить технику в грузовой кабине согласно Инструкции;

— с одним из членов экипажа убрать опорный домкрат, погрузочные трапы и поставить их в походное положение;

— закрыть створки грузового люка.

В ПОЛЕТЕ

В полете бортовой техник по АДО обязан:

— находиться в кабине расчета и через смотровое окно в двери кабины расчета следить за состоянием швартовки грузов, о чем периодически докладывать командиру экипажа;

— в случае ослабления швартовочных тросов по команде командира экипажа совместно с расчетом производить подтяжку тросов.

ВЫГРУЗКА БОЕВОЙ ТЕХНИКИ

При выгрузке боевой техники бортовой техник по АДО обязан:

— открыть грузовой люк самолета;

— установить опорный домкрат;

— установить погрузочные трапы;

— производить выгрузку боевой техники с помощью лебедок БЛ-52 в порядке, противоположном погрузке;

— убрать на место швартовочные и погрузочные тросы, швартовочные сетки, колодки, домкраты и другое оборудование;

— закрыть грузовой люк.

ДЕЙСТВИЯ БОРТОВОГО ТЕХНИКА ПО АДО ПРИ СБРАСЫВАНИИ ГРУЗОВ В ШТАТНЫХ УПАКОВКАХ С ТРАНСПОРТЕРА ТГ-8

1. Бортовой техник по АДО перед полетом до загрузки грузов совместно со штурманом и специалистами по десантно-транспортному оборудованию проверяет от своего пульта:

— открытие и закрытие створок грузового люка от тактической и аварийной систем;

— работу транспортера на «Сброс» и «Обратный ход».

Предупреждение. Необходимо помнить, что электромеханизм МПЗ-9А транспортера кратковременного действия может быть включен только на два полных цикла («Сброс» и «Обратный ход»), после чего он должен быть полностью охлажден;

— работу электромеханизмов уборки вытяжных веревок (МВ-300);

— автономную работу электромеханизма уборки швартовочных лямок (МПШ-8).

Для этого необходимо, чтобы в кабине штурмана были включены:

— на щитке АЗС выключатели открытия створок грузового люка, сброса грузов, механизма вытяжных веревок, аварийного открытия грузового люка и аварийного сброса;

— на приборе группового сброса (ПГС-24) выключатель в положение «Включен», переключатели в положение «Быстро» или «Медленно» и «Сброс»;

— на щитке штурмана главный переключатель в положение «Штатные грузы» (ШГ);

— на щитке штурмана выключатель «Сброс от оператора».

На пульте бортового техника по АДО установить переключатель в положение «Быстро» или «Медленно» (согласованно с соответствующим переключателем на ПГС-24).

На переносной тангенте переключатель установить в положение «Сброс».

На электромеханизме транспортера МПЗ-9А установить рычажное устройство в положение «Электропривод», повернуть ручку ручного привода до щелчка и снять ручку.

После указанной выше подготовки бортовой техник по АДО нажимает на переносной тангенте кнопку «Сброс».

Для проверки обратного хода ТГ-8 бортовой техник по АДО должен переключить из положения «Сброс» в положение «Обратно» переключатели на ПГС-24 и на переносной тангенте техника; затем на переносной тангенте нажимает на кнопку обратного хода до полной остановки транспортера в крайнем положении обратного хода.

Для проверки прекращения работы транспортера

бортовым техником по АДО необходимо при выполнении сбрасывания грузов от штурмана поставить переключатель на переносной тангенте бортового техника из положения «Сброс» в положение «Обратно». При этом транспортер должен остановиться. Аналогичным образом проверить аварийный останов транспортера переключателем на пульте техника.

2. Во время загрузки транспортера ТГ-8 бортовой техник по АДО обязан следить за правильной укладкой грузов по группам и их швартовкой к грузовым цепям при помощи швартовочных лямок и замков.

При установке замков на грузовую цепь во время швартовки групп грузов необходимо соблюдать однообразие их шага, т. е. чтобы замки, расположенные на магистралях транспортера, не опережали и не отставали друг от друга.

Ориентироваться в этом случае необходимо по красным полоскам, нанесенным на магистралях транспортера.

3. После загрузки транспортера подтянуть швартовочные лямки электромеханизмом МПШ-8, нажимая выключатель «Уборка швартовочных лямок», расположенный на пульте бортового техника по АДО.

Перед вылетом бортовой техник по АДО обязан убедиться, что:

- карабины вытяжных веревок всех грузов зацеплены за тросы;
- движки электромеханизмов МВ-300 находятся в положении «Выпущено»;
- приспособления ручной уборки веревок находятся в положении «Выпущено» и их шнуры отбортованы;
- снята ручка ручного привода;
- рычажное устройство для включения ручного привода установлено в положение «Электропривод»;
- нет посторонних предметов внутри грузового отсека самолета.

4. В полете перед сбрасыванием грузов с транспортера бортовой техник по АДО по команде штурмана «Оператору занять рабочее место» переходит из кабины расчета в грузовой отсек, становится у пульта оператора и докладывает штурману: «Рабочее место занял». Затем в соответствии с заданием устанавливает на пульте оператора переключатель скоростей транспортера в положение «Быстро» или «Медленно», а переключатель

хода транспортера, расположенный на тангенте, устанавливает в положение «Сброс», после чего докладывает штурману, что щиток техника к сбрасыванию грузов подготовлен.

При подходе самолета к месту сбрасывания грузов штурман подает команду «Открываю грузовой люк», бортовой техник по АДО по этой команде берет тангенту и ведет наблюдение за открытием люка.

После открытия створок грузового люка докладывает штурману, что люки открыты.

5. По команде штурмана «Сброс» наблюдает за выходом грузов и в случае ненормальностей в сбрасывании переводит переключатель хода транспортера из положения «Сброс» в положение «Обратно» (что немедленно останавливает транспортер) и докладывает штурману о случившемся.

При необходимости бортовой техник по АДО переключает транспортер в положение «Обратно», о чем также докладывает штурману.

После нормального выхода грузов докладывает штурману: «Грузы вышли нормально», затем запрашивает штурмана о разрешении убрать вытяжные веревки и закрыть люки.

Получив разрешение от штурмана, бортовой техник по АДО:

- последовательно нажимает на выключатели левого и правого электромеханизмов МВ-300 и убирает вытяжные веревки.

Примечание. В случае отказа в работе электромеханизмов МВ-300 бортовой техник по АДО закрывает боковые створки и вручную убирает вытяжные веревки и закрывает заднюю створку грузового люка.

- закрывает грузовой люк;
- докладывает штурману, что вытяжные веревки убраны и люки закрыты.

ДЕЙСТВИЯ БОРТОВОГО ТЕХНИКА ПО АДО ПРИ СБРАСЫВАНИИ ГРУЗОВ НА ПЛАТФОРМАХ ПП-127-3500

1. При подготовке самолета к полету на десантирование боевой техники на платформах ПП-127-3500 необходимо смонтировать роликовую дорожку согласно

инструкции по эксплуатации, снять средние тросы принудительного раскрытия парашюта (с болтами).

Перед загрузкой в самолет платформ с боевой техникой бортовой техник по авиационному и десантному оборудованию совместно со штурманом и специалистами по десантному оборудованию обязан проверить электрическую цепь тактического и аварийного сброса больших грузов.

Порядок проверки изложен в Инструкции штурману самолета.

2. Перед погрузкой в самолет платформ с боевой техникой бортовой техник по авиационному и десантному оборудованию совместно со специалистами по десантному оборудованию обязан:

- установить лебедки БЛ-52 на самолет;
- подключить жгуты питания лебедек и ПУЛ-47;
- подключить тележку ТСУЛ-52 к источнику питания мощностью не менее 9 квт, соблюдая при этом полярность;
- проверить исправность погрузочных блоков, роликов, тросов;
- собрать тросовую схему в зависимости от веса платформы;
- установить погрузочные трапы в рабочее положение;
- установить опорный домкрат;
- проверить состояние роликовой дорожки, растопорить концевые ролики;
- снять кислородное оборудование у шпангоутов № 21—25, а также сиденья над КПЖ;
- осмотреть поданные к самолету платформы, при этом обратить внимание на состояние погрузочных колес, которые должны быть полностью накачаны воздухом, на исправность лыж.

При загрузке платформ в самолет необходимо соблюдать максимальную осторожность. Загрузка платформ производится закатыванием их по трапу лебедками БЛ-52 и требует не менее шести человек, которые должны четко знать свои обязанности и выполнять указания старшего по загрузке.

Первой загружается платформа № 2.

В процессе загрузки платформы по трапам после отрыва от грунта транспортировочных колес загрузку прекратить и снять транспортировочные колеса.

При дальнейшем продвижении платформы переднее колесо начинает отрываться от пола грузовой кабины, при этом прекратить загрузку, зашвартовать платформу и снять переднее колесо, после чего продолжать загрузку.

Как только центр тяжести платформы переместится за оси опорных роликов, платформа начинает плавно опускаться на ролики. При этом необходимо следить за правильным положением лыж платформы на роликах дорожки. Несколько продвинуть платформу вперед до придания ей устойчивого положения на роликах, после чего снять задние погрузочные колеса. После этого платформу продвинуть внутрь грузовой кабины до совмещения отверстия гнезда на полу грузовой кабины со штоком замка крепления платформы к полу грузовой кабины, закрыть замок, поставить срезную шпильку, затем ослабить тросы лебедек БЛ-52 и собрать тросовую схему для загрузки платформы № 1.

Загрузка платформы № 1 производится аналогично загрузке платформы № 2. При загрузке платформ необходимо следить за тем, чтобы лыжи их не повредили рычаги концевых выключателей.

По окончании загрузки платформ в самолет необходимо:

- снять погрузочные трапы и установить их в походное положение и закрыть кожухом;
- убрать погрузочные тросы и блоки;
- отсоединить жгуты питания БЛ-52 и ПУЛ-47;
- закрыть боковые створки грузолюка и снять замки вытяжных парашютов;
- установить замки на вытяжные парашюты и завести их в защелки ЗА-2 балочных держателей, при этом фал расчеховки вытяжного парашюта привязывается за ушко замка;
- прикрепить стренги вытяжных парашютов к замкам крепления платформ к полу грузовой кабины и подвязать их к тросам принудительного раскрытия шнуром ШХБ (усилie на разрыв 20 кг).

После выполнения этих операций необходимо проверить:

— правильность подвески вытяжных парашютов на замки и крепление стренг к тросам принудительного раскрытия парашютов; вытяжной парашют платформы № 1 подвешивается на замок по левому борту, а вытяжной парашют платформы № 2 — на замок по правому борту;

— не цепляется ли стренга вытяжного парашюта платформы № 1 за боковые створки грузолюка при их открытии;

— находятся ли ползунки механизма уборки фалов в крайнем заднем положении и закреплены ли фалы ручной уборки в лирках по борту самолета.

Предупреждение. При одиночном сбрасывании грузов необходимо отсоединить карабин троса правого механизма уборки фалов от ползунка;

— зацеплены ли карабины фалов расчеховки взрывателей за тросы принудительного раскрытия парашютов;

— правильно ли установлено замедление на взрывателях ТМ-24Б.

Перед полетом необходимо:

— проверить закрытие замков крепления платформ к полу грузовой кабины;

— снять предохранительные чеки с взрывателей замков крепления платформ к полу грузовой кабины, с трубок ТМ-24Б и противоопрокидывающих устройств;

— подготовить четыре швартовочных троса.

3. После взлета бортовой техник по АДО обязан проверить состояние и крепление платформ, вытяжных парашютов, вытяжных стренг и доложить командиру экипажа.

В полете бортовой техник по авиационному и десантному оборудованию находится в кабине расчета, держит связь по СПУ с командиром экипажа, штурманом и следит за состоянием груза и боевого расчета.

При подходе к точке десантирования при высоте полета до 4000 м он выходит в грузовую кабину и обязан:

— держать связь по СПУ;

— за пять минут до начала десантирования по сигналу штурмана самолета подать команду боевому расчету занять исходное положение за второй платформой и подготовиться к десантированию; проверить

присоединение карабинов фалов парашютов боевого расчета к тросам принудительного раскрытия;

— при открытии створок грузолюка доложить штурману: «Грузовой люк открыт», «Створки на замках»; если створки не стали на замки, доложить об этом штурману, который обязан закрыть грузолук и повторить открытие;

— по команде «Сброс» следить за выходом платформ и боевого расчета и после выхода их доложить штурману: «Груз и люди вышли»;

— по команде штурмана произвести уборку фалов, закрыть створки грузового люка и доложить штурману: «Фалы убраны, грузолук закрыт».

Если фалы зацепились за детали самолета, доложить об этом командиру экипажа и убрать фалы с помощью ручной уборки или багра.

При застревании платформ в грузовой кабине бортовой техник по АДО обязан доложить командиру экипажа о случившемся и действовать по его команде.

ПЕРЕВОЗКА ВОЙСК В ПОСАДОЧНОМ ВАРИАНТЕ

При подготовке самолета к перевозке войск бортовой техник по АДО обязан:

— руководить установкой сидений;

— проверять совместно со специалистами по авиационному оборудованию правильность присоединения кислородных масок и исправность кислородного оборудования;

— открыть грузовой люк;

— установить погрузочные трапы;

— после посадки солдат убрать погрузочные трапы и закрыть грузовой люк.

В ПОЛЕТЕ

В полете бортовой техник по АДО обязан:

— поддерживать связь с командиром экипажа;

— следить за температурой воздуха в кабине самолета;

— следить за давлением кислорода в бортовой сети (должно быть 8—10 атм);

— следить за соответствием фактического давления кислорода в питающих магистралях давлению по высотам, указанному в таблице на щитке; если давление какого-либо прибора не соответствует давлению, указанному в таблице, то необходимо подрегулировать его с помощью рукоятки аварийной подачи, с этой целью поворачивать рукоятку по часовой стрелке для увеличения давления и против часовой для уменьшения давления;

— по команде командира экипажа подавать сигнал «Надеть кислородные маски»;

— в полете совместно с командиром перевозимой группы следить за состоянием здоровья десантников (солдат);

— о всех ненормальностях немедленно докладывать командиру экипажа.

Примечание. При полетах на высотах до 4000 м кислородные вентили КВ-5 на щитке кислородных приборов должны находиться в закрытом положении.

После снижения (по окончании необходимости подачи кислорода) по команде командира экипажа:

— подать команду «Снять кислородные маски».

ПЕРЕВОЗКА РАНЕНЫХ

При подготовке самолета к перевозке раненых бортовой техник по АДО обязан:

— совместно с другими членами экипажа убрать посторонние предметы из грузовой кабины;

— установить на свои места стойки и ленты для крепления носилок;

— соединить накидные гайки трубопровода стоек со штуцерами бортовой кислородной системы;

— поставить в рабочее положение и открыть захваты кронштейнов стоек;

— совместно со специалистами по авиационному оборудованию проверить исправность и герметичность кислородного оборудования.

В полете:

— помогать обслуживающему медицинскому персоналу в оказании помощи больным и раненым;

— для обеспечения кислородным питанием раненых на земле и в полете до высоты 4000 м подать кислород к кислородным приборам КП-32, для чего открыть вентили КВ-5 на щитке кислородных приборов и рукоятками аварийной подачи кислорода (красного цвета) создать давление в питающих магистралях (контролировать по манометрам, установленным в питающих магистралях);

— следить, чтобы были включены те группы приборов, которые питают маски раненых (больных), нуждающихся в кислороде;

— перед включением кислорода в систему отсоединять кислородные маски от штуцеров, которые не используются в данный момент для обеспечения кислородом;

— по окончании необходимости в подаче кислорода по команде сопровождающего медицинского работника закрыть вентили КВ-5 на щитке;

— проконтролировать, чтобы сопровождающие медицинские работники сняли кислородные маски с раненых (больных);

— отсоединить шланги от штуцеров, закрыть аварийные вентили кислородных приборов;

— о всех ненормальностях немедленно докладывать командиру экипажа.

После посадки самолета:

— открыть грузовой люк;

— установить погрузочные трапы.

ВЫБРОСКА ВОЗДУШНОГО ДЕСАНТА

При выброске десантников бортовой техник по АДО обязан:

— руководить установкой десантных сидений и принимать участие в ней;

— совместно со специалистами по авиационному оборудованию проверять исправность кислородного оборудования и кислородных масок;

— совместно со штурманом проверять правильность работы сигналов десанту;

— проверить исправность тросов принудительного раскрытия парашютов, особенно в узлах крепления, и состояние кронштейнов крепления тросов;

— проверить работоспособность механизма уборки фалов.

В полете:

— держать связь с командиром десанта;

— во время подачи сигналов «Приготовиться», «Пошел» и «Отставить» докладывать штурману по СПУ об их срабатывании;

— доложить штурману об окончании выброски или о количестве оставшихся десантников;

— убрать фалы парашютов;

— закрыть створки грузового люка и доложить командиру экипажа об окончании работ;

— отсоединить фалы от удлинителей.

ИНСТРУКЦИЯ ВОЗДУШНОМУ СТРЕЛКУ

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА

ВНЕШНИЙ ОСМОТР

Стрелок обязан проверить:

— нет ли чехлов на пушках, закрыты ли створки обтекателя КДУ и лючков горловин подъема патронных лент, нет ли заглушки на воздухозаборнике вентиляции кабины стрелка на малых высотах, закрыты ли защелки аварийного люка;

— наличие патронов в ящиках, закрытие ящиков крышками и установку электроподтягов патронных лент в рабочее положение;

— нет ли посторонних предметов в кабине стрелка, а также внешних механических повреждений агрегатов и приборов кабины;

— комплектацию аптечки;

— давление воздуха в системе аварийного открытия люка (должно быть 120—150 атм);

— давление в системе пневматической перезарядки пушек (должно быть 65 ± 3 атм);

— давление кислорода (при открытом вентиле должно быть 8—10 атм) и убедиться в исправности КП-24;

— наличие и целостность предохранителей в РК кабины стрелка и ВП-54Т;

— установку выключателей на КЭП-4 и КУК-54Т (должны быть включены);

— свободное вращение прицельной станции КПС-53И в горизонтальном и вертикальном направлениях; при

необходимости произвести регулировку фрикционных тормозов;

— установку на ТРТВК необходимой температуры;

— возможность движения и стопорения сиденья, наличие переходника крепления фала КАП-3 и цепочки для присоединения разъединителя парашютного и бортового кислородных приборов.

ПРОВЕРКА ОБОРУДОВАНИЯ КАБИНЫ СТРЕЛКА ПОД ТОКОМ

Стрелок обязан:

— проверить по вольтметрам напряжение бортовой сети (напряжение однофазного переменного тока должно быть 115 в, трехфазного — 36 в, напряжение постоянного тока — 28,5 в);

— связаться по СПУ со всеми членами экипажа, используя кнопки СПУ и ножную тангенту, а также проверить работу циркулярного вызова и сигнализацию отказа СПУ в корме;

— включить все выключатели на ВП-54Т.

Предупреждение. Проверять работу пушечной установки только при питании бортовой сети постоянного и переменного тока от наземных источников или от самолетных генераторов при работающих двигателях;

— нажимая кнопки на КЭП-4, проверить включение моторов электроподтягов патронных лент;

— реостатом подсвета сетки прицела установить необходимую яркость центральной марки и дальномерного кольца, а на внешнебазовом дальномере базу 15—22 м, после чего убедиться, что при вращении рукоятки дальности световые ромбики на отражателе коллиматора будут сходиться к центральной марке или расходиться от нее;

— нажать на рычаг действия и проверить согласованность движения башни и прицела, вращая прицельную станцию поочередно вправо, влево, вверх и вниз;

— проверить правильность направления поправки вводимой вычислительным блоком, для чего на КПС-53И включать и выключать выключатель «Вычислитель», при нормальной работе вычислительного блока стволы пушек должны двигаться в сторону отклонения прицельной станции;

— проверить посадку оружия на концевые выключатели, для чего, вращая прицельную станцию, подвести башню к каждому упору и убедиться, что башня останавливается на упоре.

Предупреждение. Без необходимости башню на крайних углах не держать;

— вращая прицельную станцию, повернуть башню в любом направлении и отпустить рычаг действия, башня автоматически должна вернуться в походное положение;

— при незаряженных пушках поочередно перезарядить каждую пушку, нажимая кнопки «Перезарядка» на ОП-54Т.

Предупреждение. Перезарядку как незаряженных, так и заряженных пушек производить при крайнем переднем положении подвижных частей пушек, что сигнализируется горением лампочки счетчиков патронов на ОП-54Т.

Разрешается при задержках во время стрельбы в воздухе производить не более одного нажатия кнопок «Перезарядка» в том случае, если подвижные части пушек не находятся в крайнем переднем положении (лампочка счетчика патронов не горит), а также в том случае, когда давление в пневмосети перезарядки менее 35 атм;

— проверить работу фотоконтрольного прибора ПАУ-457 и цепь стрельбы, для чего на пульте ОП-54Т включить выключатель «Огонь» и нажать на гашетку, при этом должен работать двигатель фотоконтрольного прибора и (при наличии фотопленки) мигать сигнальная лампочка на ПАУ-457.

Предупреждение. При полетах на учебную стрельбу проверку фотоконтрольного прибора проводить только при незаряженных пушках;

— выключить все выключатели на ОП-54Т и ВП-54Т и доложить командиру экипажа о результатах предполетной проверки оборудования.

ПОДГОТОВКА К ВЗЛЕТУ

Перед выруливанием стрелок обязан:

- вложить парашют в чашку сиденья;
- закрыть входную дверь на замок;
- присоединить карабин фала гибкой шпильки прибора КАП-3 к кольцу переходника, расположенного в карманчике на чашке сиденья;
- присоединить карабин разъединителя бортового и парашютного кислородных приборов к цепочке кресла;
- сесть на парашют и застегнуть на себе подвесную систему;
- присоединить шланг парашютного кислородного прибора КП-23 к шлангу КП-24, открыть вентиль кислородного прибора и застегнуть привязные ремни;
- после запуска двигателей включить все АЗС на щите стрелка, с разрешения командира экипажа открыть и закрыть аварийный люк переключателем «Аварийный люк открыт — Закрыт».

Предупреждение. Производить проверку открытия люка от воздушной системы запрещается.

Перед взлетом стрелок обязан убедиться, что взлетно-посадочные щитки выпущены одинаково, и доложить командиру экипажа об этом, а также о своей готовности к взлету.

ПОЛЕТ

НАБОР ВЫСОТЫ

Стрелок обязан:

- переключатель «Нормально — Боевое» поставить в положение «Нормально»;
- убедиться, что кран вентиляции кабины стрелка на малых высотах находится в положении «Закрыто»;
- по команде командира экипажа загерметизировать кабину;
- краном регулировки наддува кабины установить расход воздуха по УРВК 3—5 единиц;
- контролировать по приборам «высоту» в кабине, перепад давления и расход воздуха;

— в ночном полете с высоты 2000 м, а в дневном с высоты 3000 м надеть кислородную маску;

— при достижении температуры в кабине, близкой к установленной на ТРТВК, трехходовой переключатель установить в положение «Автомат»; если температура не будет автоматически поддерживаться постоянной, то производить в дальнейшем ее регулировку вручную.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Стрелок обязан:

— во время всего полета следить за воздушной обстановкой в задней полусфере и докладывать командиру экипажа о каждом замеченном самолете;

— контролировать работу приборов и агрегатов кабины;

— перед пролетом района возможных атак истребителей противника переключатель «Нормально — Боевое» поставить в положение «Боевое», установить на ДСП-257 и ДТЗ-157 исходные данные для стрельбы, включить выключатель «Вычислитель» на КПС-53И и все выключатели на ВП-54Т;

— для приведения пушек в боевую готовность произвести их перезарядку, выключатели «Огонь» на ОП-54Т включить перед началом стрельбы;

— при отражении атак истребителей противника переключатель вида атаки устанавливать в соответствии с характером атаки (если истребитель атакует по кривой погони, устанавливать в положение «Атака»; если атака производится на параллельных курсах или в хвост — в положение «Прямая»);

— после выхода самолета из района возможных атак истребителей противника выключить выключатели «Огонь» на ОП-54Т и «Вычислитель» на КПС-53И, переключатель «Нормально — Боевое» поставить в положение «Нормально».

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

О всех особых случаях в полете воздушный стрелок немедленно докладывает командиру экипажа, после чего он обязан:

— при отказе коллиматорного визира произвести прицеливание по атакующей цели, используя механический визир;

— при отказе вычислительного блока произвести прицеливание по коллиматорному визиру, рассчитывая угол упреждения в тысячных;

— при появлении запаха гари в кабине или при проникновении дыма через систему наддува перекрыть кран наддува кабины, установить кран на КП-24 в положение «100% кислород» и при необходимости разгерметизировать кабину;

— при возникновении пожара в кабине действовать, как указано выше, обязательно разгерметизировать кабину и, если нужно, использовать огнетушитель;

— при увеличении перепада давления в кабине выше 0,4 переключатель «Нормально — Боевое» поставить в положение «Боевое»; если после этого перепад давления все же увеличивается, кабину разгерметизировать;

— при отсутствии показаний манометра давления в шлангах герметизации следить за «высотой» и перепадом давления в кабине; если эти величины будут нормальными, значит, отказала не система герметизации, а только ее манометр.

Вынужденное покидание самолета стрелок производит по команде командира экипажа согласно инструкции по вынужденному покиданию самолета экипажем.

Во всех остальных особых случаях воздушный стрелок должен действовать, учитывая возникшую обстановку.

ПОСАДКА

Перед посадкой воздушный стрелок обязан:

— разгерметизировать кабину, закрыть кран наддува кабины, при необходимости с высоты 1500 м открыть кран вентиляции кабины на малых высотах;

— если полет производился с заряженными пушками, то поставить их в крайнее верхнее положение и, не отпуская рычаг действия, выключить все выключатели на ВП-54Т (при полете на учебные стрельбы вышеуказанные действия производить после окончания стрельб).

После посадки и заруливания на стоянку воздушный стрелок обязан:

— расстегнуть привязные ремни, откатить сиденье в крайнее к выходной двери положение и застопорить его;

— выключить все АЗС;

— закрыть вентиль кислородного прибора КП-24 и стравить кислород в системе низкого давления;

— доложить командиру экипажа о работе оборудования в полете.

ИНСТРУКЦИЯ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ЦЕНТРОВКИ

Пользуясь данной Инструкцией, зная вес и центровку пустого самолета, а также состав и величину нагрузки, можно сделать следующее.

1. Расположив грузы в грузовых помещениях, найти центровку самолета.

2. Задавшись наиболее благоприятной центровкой, определить необходимое расположение грузов, обеспечивающее заданную центровку.

Положение центра тяжести самолета определить по прилагаемым графикам 3а, б и в (рис. 38, 39, 40) по суммарному индексу и весу самолета (графики 3б и 3в являются продолжением графика 3а).

Индексом груза весом g кг, расположенного на расстоянии x см от оси шпангоута № 14 фюзеляжа (рис. 35), называется величина

$$i = \frac{gx}{38\,000} \text{ [cM]},$$

где $38\,000 = G_{\text{взл. макс}}$, кг.

Индекс положительный, если груз расположен за шпангоутом № 14, и отрицательный, если впереди шпангоута № 14.

Индексы экипажа и грузов, неизменных по весу и расположению, приведены в таблице ниже.

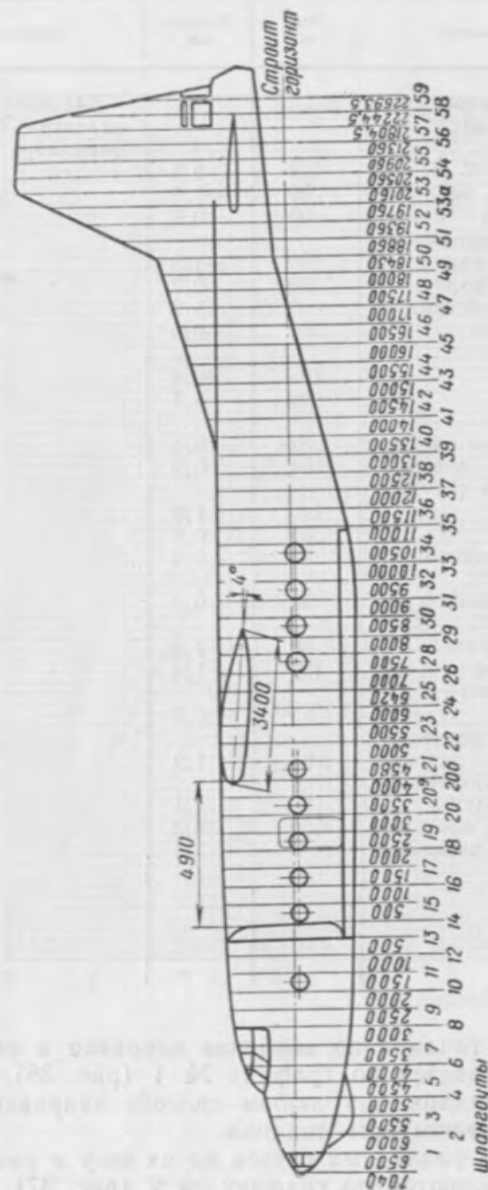


Рис. 35. Схема фюзеляжа

Наименование	Вес, кг	Индекс, см	Примечание
Пустой самолет (выпущено шасси)			Величину веса и индекса брать из формуляра самолета
Экипаж:	540	0,5	
командир экипажа	90	-0,9	
помощник командира экипажа	90	-0,9	
штурман самолета	90	-1,3	
бортовой радист	90	-0,7	
воздушный стрелок	90	5,2	
борттехник	90	-0,9	
Боезапас			
100%	193	10,4	
50%	96	5,4	
Кислород:			
в основном сосуде	32	0,5	
в двух дополнительных сосудах	64	0,9	
Масло	146	1,2	
Бортпак	30	0,2	
Противообледенительная жидкость	45	-0,4	
Бачок с питьевой водой	33	0,3	
Вода в санузле	36	1,5	
Кислородные сосуды дополнит. (2 шт.)	102	1,4	
Санитарные стойки в походном положении	85	0,3	
Санитарные стойки в рабочем положении	85	1,2	
Средние сиденья	73	1,1	
Раненые на носилках (50 человек) с носилками	4500	58,3	

Индекс топлива по величине заправки в килограммах определяется по графику № 1 (рис. 36). График № 1 справедлив при любом способе заправки и при любом удельном весе топлива.

Индексы различных грузов по их весу и расположению определяются по графику № 2 (рис. 37).

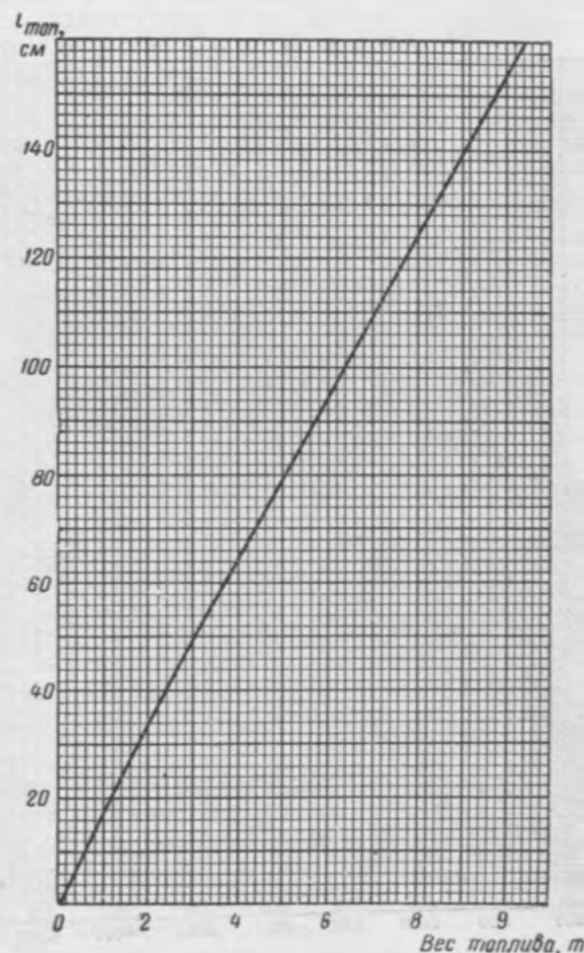


Рис. 36. График № 1

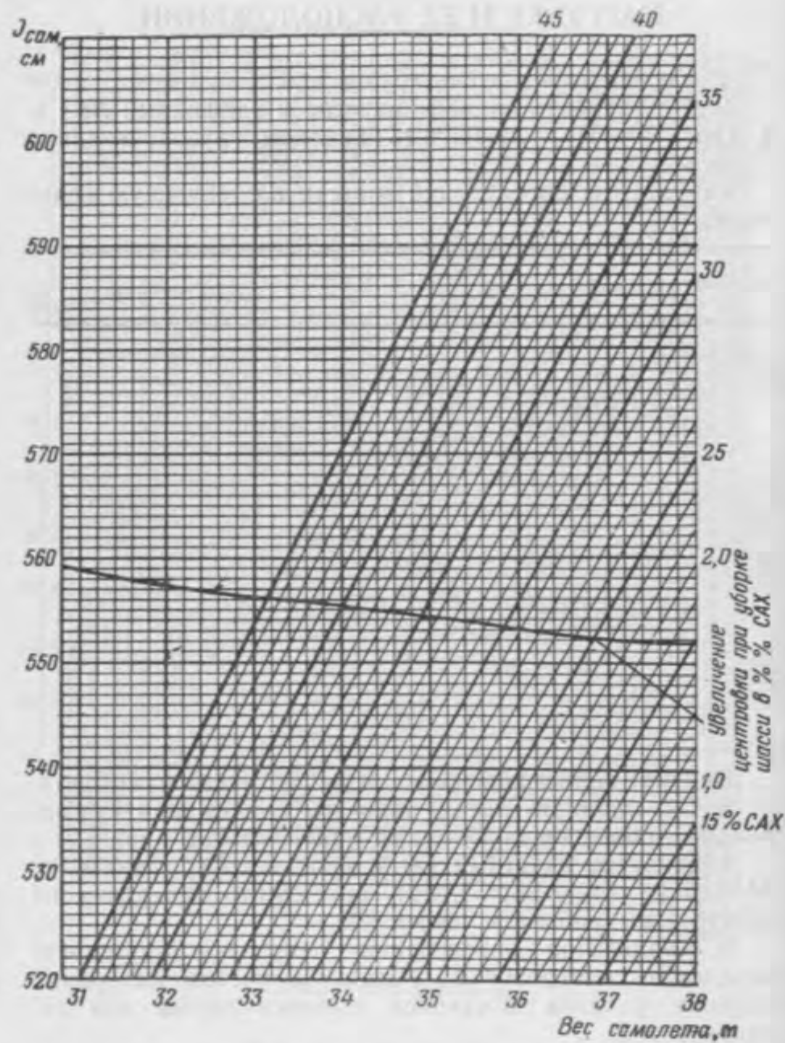


Рис. 38. График № 3а

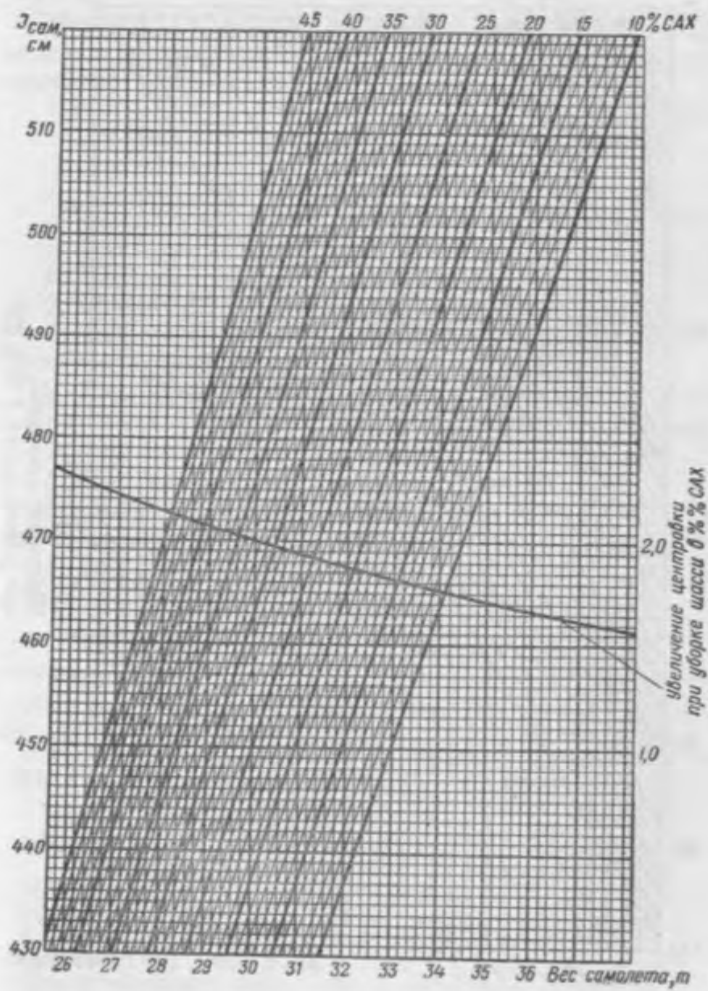


Рис. 39. График № 3б

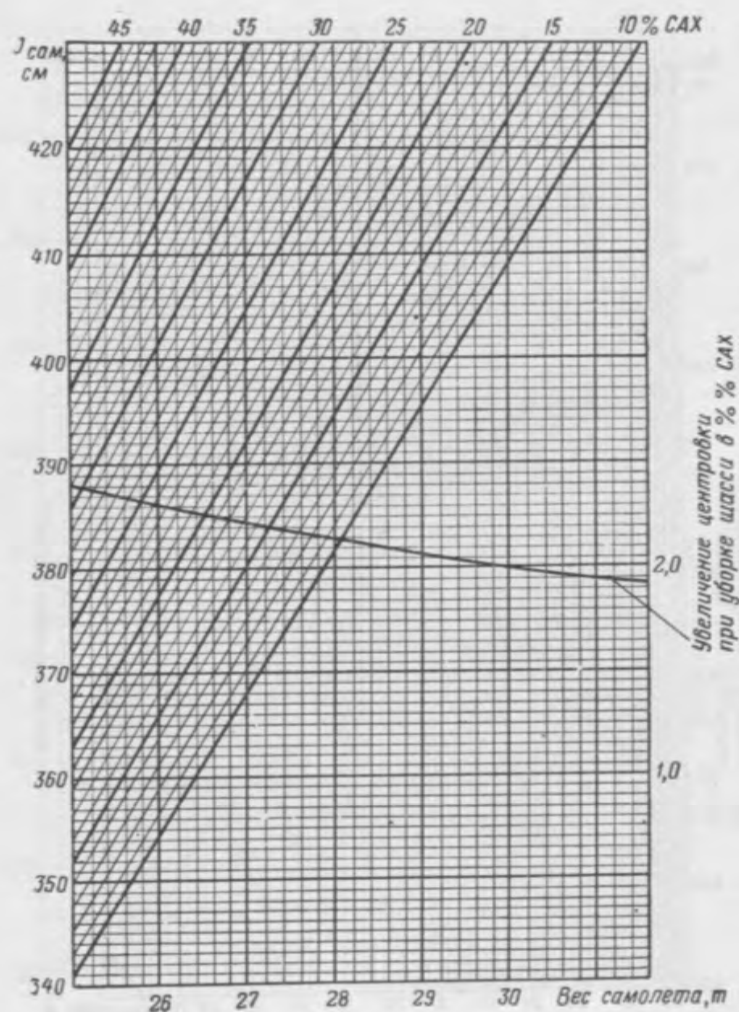


Рис. 40. График № 3е

2. Влияние уборки шасси определять по кривым, нанесенным на графиках 3а, 3б, 3в (рис. 38, 39, 40).

3. Индекс нагрузки весом менее 50 кг определяется для веса, в десять раз большего, а полученный результат делится на десять.

Пример. Определить центровку самолета на взлете, если вес пустого самолета 24 300 кг, центровка пустого самолета 27,8% САХ.

Нагрузка:

1. Экипаж в полном составе (6 или 7 человек).
2. Боезапас 100%.
3. Топливо 9000 кг.
4. Масло 146 кг.
5. Кислород 32 кг.
6. Бортпак 30 кг.
7. Противообледенительная жидкость 45 кг.
8. Груз I весом 3400 кг на дистанции 5,75 м от шпангоута № 14.
9. Груз II весом 315 кг на дистанции 1 м от шпангоута № 14.

Решение.

1. По таблице индексов и графикам № 1 и 2 (рис. 36, 37) определить индексы нагрузки и результаты занести в следующую ведомость.

Наименование	Вес, кг	Индекс, см	Примечание
Пустой самолет (выпущено шасси)	24300	370,2	Брать из формуляра самолета
Экипаж из шести человек	540	0,5	На самолетах с кормовой установкой экипаж из семи человек
Боезапас	193	10,4	Боезапас может составлять 270 кг
Топливо	9000	139,2	
Масло	146	1,2	
Кислород	32	0,5	
Бортпак	30	0,2	
Противообледенительная жидкость	45	-0,4	
Груз I	3400	51,4	
Груз II	315	0,8	
Взлетный вес и индекс самолета	38 000	574,0	

2. Зная взлетный вес и индекс, по графику 3а (рис. 38) определить центровку самолета на взлете с выпущенным шасси:

$$\bar{x}_{\text{т. в}} = 26,2\% \text{ САХ.}$$

3. Затем определить центровку после уборки шасси:

$$\bar{x}_{\text{т. у}} = \bar{x}_{\text{т. в}} + \Delta x = 26,2\% + 1,58\% = 27,8\% \text{ САХ.}$$

ПОРЯДОК ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕОБХОДИМОГО РАЗМЕЩЕНИЯ ГРУЗА ПРИ ЗАДАННОЙ ЦЕНТРОВКЕ И ЗАДАННОЙ НАГРУЗКЕ

1. Составить весовую сводку загруженного самолета.

2. Определить по графикам 3а, 3б или 3в (рис. 38, 39, 40) индекс самолета на взлете при заданной центровке.

3. Из состава нагрузки выделить «подвижные» грузы, т. е. такие грузы, расположение которых можно при необходимости менять.

4. Определить индексы «неподвижных» грузов, т. е. таких грузов, которые могут быть расположены только в заранее назначенных местах грузовой кабины.

5. Определить индекс «подвижной» нагрузки вычитанием из индекса самолета на взлете индексов нагрузки по п. 4 и пустого самолета.

6. Зная индекс и вес «подвижной» нагрузки по графику № 2 (рис. 37), определить дистанцию, расстояние от шпангоута № 14, на котором необходимо расположить груз для получения заданной центровки.

7. Определить центровку самолета на посадке с учетом выгорания топлива, расходования боезапаса, выброса грузов, десанта и т. п.

Пример. Определить размещение нагрузки для обеспечения центровки 26,2% САХ (шасси выпущено) при взлетном весе 38 000 кг.

Нагрузка:

1. Экипаж 6 человек.
2. Топливо 9000 кг.
3. Боезапас 100%.
4. Масло 146 кг.
5. Кислород 32 кг.

6. Бортпак 30 кг.

7. Противообледенительная жидкость 45 кг.

8. Груз 3400 кг («неподвижный»).

9. Груз 315 кг («подвижный»).

Решение.

1. Определить индекс самолета при взлетном весе 38 000 кг и центровке 26,2% САХ (шасси выпущено) по графику 3а (рис. 38). Индекс равен 574,0 см.

2. Пользуясь таблицей индексов и графиками № 1 и 2 (рис. 36, 37), определить вес и индекс самолета с «неподвижной» нагрузкой.

Наименование	Вес, кг	Индекс, см	Примечание
Пустой самолет	24300	370,2	Брать из формуляра самолета
Экипаж из шести человек	540	0,5	
Боезапас	193	10,4	
Топливо	9000	139,2	
Масло	146	1,2	
Кислород	32	0,5	
Бортпак	30	0,2	
Противообледенительная жидкость	45	-0,4	
Груз «неподвижный»	3400	51,4	
Самолет без «подвижной» нагрузки	37 696	573,2	

3. Определить индекс «подвижной» нагрузки:

$$i = 574,0 - 573,2 = 0,8 \text{ см.}$$

4. Определить дистанцию «подвижной» нагрузки, пользуясь графиком № 2 (рис. 37), зная, что вес ее 315 кг и индекс 0,8 см.

Дистанция от шпангоута № 14 1 м.

СПРАВОЧНЫЕ ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Диапазон эксплуатационных центровок 18—33,5% САХ.

В том случае, если взлетные центровки находятся в пределах от 21 до 30% САХ (шасси выпущено), вес

и центровка в полете вплоть до посадки будут меняться только от выгорания топлива. Посадочный вес и центровку в этом случае разрешается не рассчитывать.

Внимание. Если центровки близки к предельным, вес и центровка в полете будут меняться только от выгорания топлива, необходимо учитывать, что выгорание максимального запаса топлива при взлетных центровках, близких к предельно передней, смещает центр тяжести вперед до 2,5% САХ, а при взлетных центровках, близких к предельно задней, смещает центр тяжести назад до 1,0% САХ.

Пустой самолет взвешивается и центрируется с оборудованием, установленным в счет десантной нагрузки.

В формуляр самолета заносятся вес, индекс и центровка пустого самолета.

Перед взвешиванием на самолет устанавливают:

— санитарные стойки и ляжки в походном положении;

— боковые сиденья десантников;

— раму фотоустановки (без фотоаппарата);

— унитазы — 2 шт. (без химикатов);

— аккумуляторы — 7 шт.;

— один кислородный сосуд КПЖ-30;

— хронометр СП-1;

— пушки кормовой установки;

— погрузочные трапы (кроме среднего);

— все часы;

— ручной прожектор;

— кассетный держатель ДЯ-СС;

— кислородные маски экипажа;

— коврик в кабине штурмана;

— термосы;

— аптечку;

— прицелы;

— бортлестницу;

— изделие ФАРМ-2;

— кассеты ЭКСП-39 с ракетами.

Гидросистема, баллоны противопожарного оборудования и системы нейтрального газа должны быть заряжены.

В топливной системе и маслосистеме силовых установок топлива и масла не должно быть (за исключением несливаемых остатков).

ПРИЛОЖЕНИЕ

ЧАСТЬ 2

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ

САМОЛЕТ

Военно-транспортный самолет Ан-8 конструкции генерального конструктора О. К. Антонова представляет собой цельнометаллический моноплан с высокорасположенным крылом, приподнятой хвостовой частью фюзеляжа, однокилевым вертикальным оперением и трехстоечным шасси с носовым колесом. Силовая установка самолета включает два турбовинтовых двигателя АИ-20Д конструкции генерального конструктора А. Г. Ивченко с четырехлопастными воздушными винтами АВ-68Д. Самолет предназначен для десантирования и транспортировки войск, техники и грузов, а также для перевозки раненых и больных.

Экипаж самолета состоит из семи человек: двух летчиков, штурмана, воздушного радиста, старшего борттехника, борттехника по АДО и кормового стрелка.

В носовой и хвостовой частях фюзеляжа есть герметические кабины, в которых размещены экипаж самолета и расчет, сопровождающий боевую технику.

В средней части фюзеляжа расположена грузовая кабина.

В хвостовой части фюзеляжа снизу имеется грузовой люк, через который производятся загрузка и разгрузка самолета на земле, а также выброска боевой техники и людского десанта на парашютах в воздухе.

Аварийный люк переднего и кормового отсеков, главная входная дверь и люки грузового отсека позволяют членам экипажа в случае необходимости покинуть самолет в воздухе для спасения на парашютах.

В случае аварийной посадки с убранными шасси и закрытия входной двери и посадки на воду можно покинуть самолет через верхние аварийные люки переднего и грузового отсеков.

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета представляет собой полумонокок цельнометаллической конструкции с работающей обшивкой из материала Д16А-Т. В поперечном сечении фюзеляж имеет в основном форму прямоугольника со скругленными нижними углами и закругленной верхней частью.

Каркас фюзеляжа состоит из 59 шпангоутов преимущественно Z-образного сечения из листового материала и 90 стрингеров, изготовленных из прессованных профилей.

Фюзеляж разделен на четыре отсека: передний отсек Ф-1 (от носа фюзеляжа до шпангоута № 13), грузовой отсек Ф-2 (между шпангоутами № 13 и 35), люковый отсек Ф-3 (между шпангоутами № 35 и 56) и кормовой отсек Ф-4 (между шпангоутами № 56 и 59). Отсеки фюзеляжа технологически делятся на отдельные панели.

Передний и кормовой отсеки представляют собой герметические кабины самолета. В переднем отсеке размещены кабина штурмана, кабина летчиков и кабина расчета, сопровождающего технику. В кормовом отсеке находится герметическая кабина стрелка. Передний отсек сообщается с грузовым отсеком через герметическую дверь на шпангоуте № 13, а кормовой отсек через герметический входной люк на шпангоуте № 56 сообщается с люковым отсеком фюзеляжа.

Кабины фюзеляжа имеют металлические полы, покрытые штампованными рифлеными дюралюминиевыми панелями.

Между шпангоутами № 9 и 13 расположен отсек передней ноги шасси.

Отсеки главных ног шасси расположены по бортам фюзеляжа.

КРЫЛО

Крыло самолета кессонного типа, высоко расположенное, свободнонесущее, трапецевидной формы в плане. Профиль крыла по размаху переменный, геометрической кривизны крыло не имеет. Поперечное V крыла равно нулю. Угол установки крыла $+4^\circ$.

Крыло состоит из пяти частей: центроплана, двух средних и двух консольных частей. Стыковка частей крыла осуществляется по нервюрам № 2 и 14. По нервюрам № 24 имеются разъемы концевых обтекателей.

Силовой набор крыла состоит из переднего и заднего лонжеронов, силовых нервюр балочного типа, верхней и нижней обшивок, подкрепленных продольными прессованными профилями.

В межлонжеронной части центроплана и средней части крыла расположены отсеки для размещения топливных баков. Носок средней части крыла съемный и состоит из обшивок и диафрагм. Хвостовая часть крыла состоит из нервюр и обшивок, прикрепленных к заднему лонжерону. Сверху центроплана и снизу средней и консольной частей крыла установлены съемные панели.

В носках средней и консольной частей крыла помещается камера теплового противообледенителя.

В средней части крыла имеется двухцелевой закрылок с дефлектором, в консольной части — элерон, состоящий из двух частей. Элероны имеют аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку. На элеронах установлены сервокомпенсаторы.

Верхние полки лонжеронов, верхняя обшивка и стрингеры межлонжеронной части крыла выполнены из материала В95-Т, остальные элементы крыла в основном из Д16-Т.

Стыковка центроплана с фюзеляжем осуществляется по силовым шпангоутам № 21 и 25 фюзеляжа в четырех точках при помощи стыковых узлов, установленных на переднем и заднем лонжеронах центроплана. Средняя часть крыла стыкуется с центропланом по всему контуру второй нервюры крыла, аналогично стыкуется и консольная часть крыла со средней частью по четырнадцатой нервюре.

ОПЕРЕНИЕ

Оперение самолета свободонесущее однокилевое, цельнометаллическое, без поперечного V, состоит из стабилизатора, руля высоты, форкиля, кия и руля направления. Рули имеют аэродинамическую компенсацию и стопроцентную весовую балансировку. На руле высоты установлены триммеры, на руле направления — триммер и пружинный сервокомпенсатор. Триммеры имеют осевую аэродинамическую компенсацию.

Стабилизатор состоит из двух отъемных консолей. Стабилизатор и киль двухлонжеронной конструкции с набором нервюр и обшивки, подкрепленной стрингерами. Руль высоты и руль направления однолонжеронной конструкции с обшивкой и набором стрингеров и нервюр. Форкиль состоит из набора стрингеров, диафрагм и дюралюминиевого уголка по нижнему обрезу форкиля.

Каркас и обшивка хвостового оперения изготовлены из Д16-Т, за исключением поясов лонжеронов в центральной части стабилизатора, выполненных из пресованного профиля В95-Т.

ШАССИ

Шасси самолета трехстоечное с передними колесами, убирающееся в полете в специальные отсеки фюзеляжа. В комплект шасси входят: главные ноги с тележками, передняя нога с механизмом управления поворотом ее колес, механизм управления створками отсеков шасси, система сигнализации положения створок и ног шасси.

Уборка и выпуск шасси осуществляются с помощью гидравлических цилиндров. В случае отказа основной гидросистемы шасси может быть выпущено от аварийной системы, а при отказе и аварийной системы — с помощью ручного насоса. В выпущенном и убранном положениях шасси фиксируется механическими замками, открывающимися с помощью гидроцилиндров.

Отсеки шасси при убранном и выпущенном положениях шасси закрываются створками. При выпущенном положении ног шасси остаются незакрытыми только передние створки главных ног и малые створки передней ноги, расположенные непосредственно у амортиза-

ционных стоек. Открытие и закрытие створок шасси осуществляется гидравлическими силовыми цилиндрами, действие которых заблокировано с действием механизмов шасси.

На тележках главных ног шасси установлено по четыре колеса размером 950×350 мм. Колеса имеют по два камерных гидротормоза и инерционные датчики для автоматического растормаживания колес в момент их проскальзывания и включения действия тормозов одновременно с прекращением проскальзывания. Управление тормозами осуществляется клапанами, установленными на пульте ножного управления.

На передней ноге шасси установлены два нетормозных колеса с пневматиками полубаллонного типа размером 900×300 мм. Колеса переднего шасси управляемые и могут поворачиваться в обе стороны от плоскости симметрии самолета на угол до $35^{\circ \pm 1}$ при рулежном управлении и на углы $\pm 10^{\circ}$ при взлетно-посадочном управлении.

Амортизационные стойки передней и главных ног шасси масляно-азотного типа с торможением на прямом и обратном ходе. Для зарядки амортизаторов применяется жидкость АМГ-10.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Управление самолетом состоит из управления рулем высоты, элеронами, рулем направления, закрылками, триммерами рулей, триммерами сервокомпенсаторами элеронов, пружинным сервокомпенсатором руля направления, тормозами колес и передней ногой шасси. Управление рулями и элеронами осуществляется посредством жестких тяг.

В районе кабин летчиков управление рулями, элеронами, тормозами колес шасси и триммерами рулей высоты двойное. Штурвальные колонки со штурвалами для управления рулем высоты и элеронами, а также пульты ножного управления рулем направления и тормозами колес установлены перед креслами летчиков.

Штурвалы ручного управления триммерами рулей высоты расположены на пультах управления у командира экипажа слева, у помощника командира экипажа — справа; проводка управления триммерами тросо-

вая. Кроме ручного управления триммерами рулей высоты, имеется аварийно-электродистанционное управление, расположенное на штурвалах обоих летчиков.

Управление закрылками, триммерами элеронов и руля направления электродистанционное и осуществляется нажимными переключателями. Переключатели управления закрылками расположены рядом с секторами газа, переключатели управления триммерами руля направления и элеронами — на отдельных щитках по бортам фюзеляжа.

На самолете имеется система стопорения рулей и элеронов. Управление стопорами рулей и элеронов троечное, расположенное на пульте командира экипажа слева от сиденья.

В систему управления рулями и элеронами включены рулевые машины автопилота.

ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Гидравлическая система самолета (рис. 41) состоит из двух самостоятельных систем: основной и аварийной. Кроме того, имеется система ручного насоса.

Источниками энергии гидравлической системы являются два шестеренчатых насоса НШ-39-2 для основной системы и насосная станция 465К — для аварийной системы. Номинальное давление в основной гидросистеме 110 кг/см^2 , в аварийной — 120 кг/см^2 .

Основная гидросистема предназначена для выполнения следующих операций:

— уборки и выпуска шасси с открытием и закрытием створок;

- торможения колес главных ног шасси;
- поворота колес передней ноги шасси;
- открытия и закрытия створок грузового люка;
- открытия и закрытия входного люка экипажа;
- открытия и закрытия створок спецлюков;
- открытия и закрытия входной двери фюзеляжа;
- управления положением закрылков;
- управления работой рулевых машинок автопилота;
- аварийного флюгирования винтов и останова двигателей;
- управления работой стеклоочистителей,

Аварийная гидросистема предназначена для дублирования следующих операций основной системы:

- уборки и выпуска шасси;
- открытия и закрытия створок шасси;
- торможения колес главных ног шасси;
- открытия и закрытия створок грузового люка;
- открытия входного люка экипажа;
- открытия и закрытия спецлюков;
- открытия и закрытия входной двери фюзеляжа;
- управления положением закрылков.

Кроме того, аварийная система самостоятельно управляет открытием и закрытием кормового люка стрелка.

Система ручного насоса предназначена для выполнения следующих операций:

— открытия и закрытия створок грузового люка на земле при обесточенном самолете или при неработающих двигателях;

— выпуска шасси в полете и связанного с этой операцией открытия и закрытия створок шасси;

- выпуска закрылков на посадке;
- заполнения гидробака рабочей жидкостью;
- подзарядки гидроаккумулятора, тормозов.

Кроме того, система ручного насоса может выполнить любую из операций, осуществляемых аварийной системой.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТА

Топливная система самолета (рис. 42) состоит из топливных баков; системы подачи топлива; системы управления выработкой топлива; дренажной системы; системы централизованной заправки.

Топливо на самолете Ан-8 размещается в 20 мягких (резиновых) баках, образующих 10 групп, расположенных симметрично по 5 групп в правой и левой половинах крыла для питания соответственно левого и правого двигателей.

Распределение баков по группам и последовательность (очередность) выработки топлива из групп баков приведены в следующей таблице:

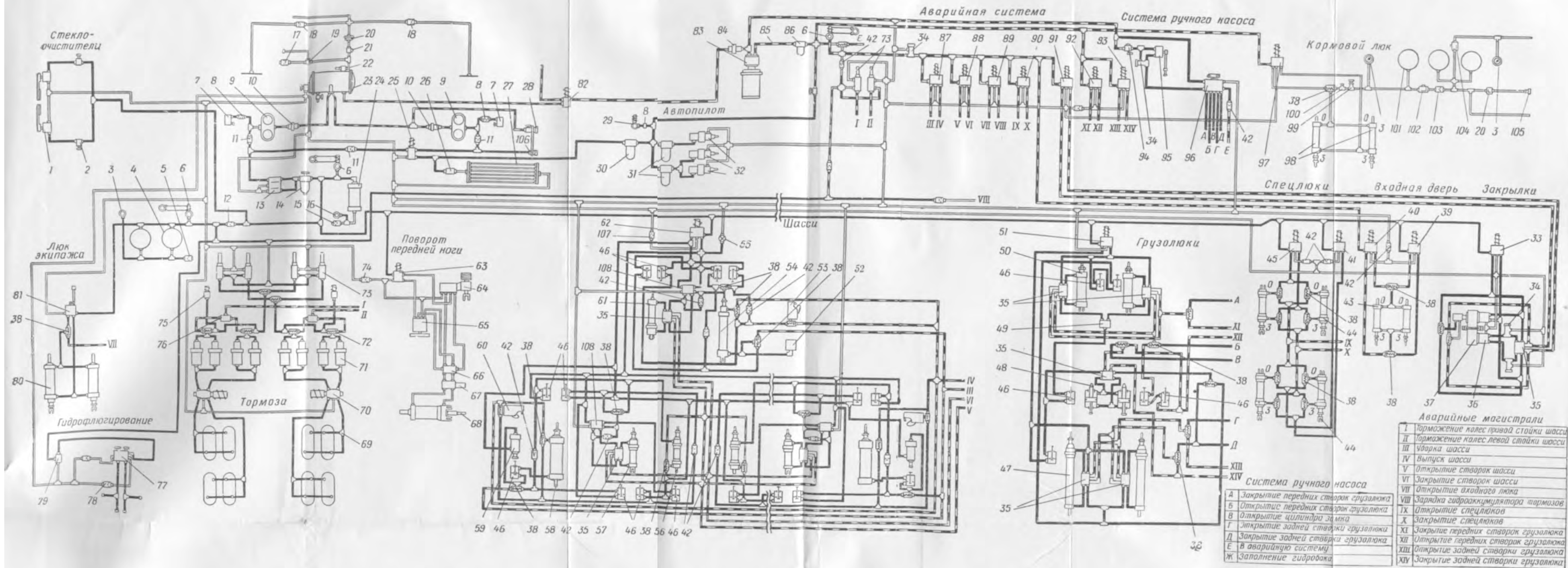


Рис. 41. Принципиальная схема гидравлической системы:

1 — стеклоочиститель ГА-211-002; 2 — дроссельный клапан ГА-171/7; 3 — манометр МВ-250/М; 4 — гидроаккумулятор тормозов П5631/0; 5 — зарядный клапан 800400/Л; 6 — датчик манометра Д50-220; 7 — реле давления ГА-135/29; 8 — дроссель П5636-10; 9 — гидронасос НШ39-2; 10 — разъемный клапан 670300/6; 11 — обратный клапан 667000; 12 — обратный клапан СМ2-5500-8140; 13 — автомат разгрузки насосов ГА-77П; 14 — фильтр общей сети 720500; 15 — зарядный клапан 800400/А; 16 — манометр МВ-250/М; 17 — клапан дренажный Н5810-400; 18 — обратный клапан Н5810-270; 19 — кран низкого давления 623700/М; 20 — воздушный фильтр агр. 442; 21 — воздушный редуктор Н5810-700М; 22 — предохранительный клапан 634300; 23 — гидробак П5660-0; 24 — гидроаккумулятор общей сети П5638-0; 25 — кран включения автопилота ГА-21/М.2; 26 — редукционный клапан ГА-22/1; 27 — теплообменник П5607-10; 28 — переключный кран Н5810-50; 29 — гидравлический выключатель УГ34/2; 30 — фильтр автопилота 15ГФ17; 31 — фильтр автопилота 15ГФ17А; 32 — рулевая машинка РА-5; 33 — кран управления закрылками НУ5855-200; 34 — предохранительный клапан 661300/Б; 35 — комбинированный клапан П5614-0; 36 — гидромотор ГМ-36; 37 — гидропривод У5618-0; 38 — переключный клапан П5634-0; 39 — кран управления входной дверью ГА-163/16; 40 — кран аварийного управления входной дверью ГА-163/16; 41 — кран управления створками задних спецлюков ГА-163/16; 42 — обратный

клапан 674600/М; 43 — силовой цилиндр управления входной дверью П5651-0; 44 — силовой цилиндр спецлюков П5612-0; 45 — кран управления створками переднего спецлюка ГА-163/16; 46 — нажимной клапан 634700/М; 47 — силовой цилиндр задней створки грузового люка П5623-0; 48 — цилиндр-замок П5625-0; 49 — реверсивный порционер ГА-57; 50 — силовой цилиндр боковых створок грузового люка П5624-0; 51 — кран управления створками грузового люка ГА-142/1; 52 — цилиндр замка передней ноги шасси П4202-80; 53 — замок убранный положения передней ноги шасси П4205-0; 54 — силовой цилиндр передней ноги шасси П4203-0; 55 — вентильный кран 650600; 56 — силовой цилиндр передней створки главных ног шасси П5613-0; 57 — силовой цилиндр задней створки главных ног шасси П5621-0; 58 — силовой цилиндр главных ног шасси П4103-0; 59 — цилиндр замка главных ног шасси П4104-30; 60 — замок подвески главных ног шасси П4105-0; 61 — силовой цилиндр створки передней ноги шасси П5632-0; 62 — кран управления шасси ГА-86; 63 — кран управления поворотом передней ноги шасси ГА-163/16; 64 — пульт управления Н5806-0; 65 — кран педального управления П5684-0; 66 — клапан П5685-0; 67 — дроссельный клапан П5806-100/М; 68 — рулевой цилиндр П4204-200; 69 — разъемный клапан П5603-280; 70 — двойной золотник ГА-49/М; 71 — понизитель давления УГ05/1; 72 — челночный клапан У225; 73 — редукционный клапан ГА-87/3; 74 — кла-

пан обратный 671700/М; 75 — гидравлический выключатель УГ-34/2; 76 — клапан выключения У228/1; 77 — кран флюгирования П5644-0; 78 — обратный клапан 674500/М; 79 — редуктор ГА-159/3Т; 80 — силовой цилиндр люка экипажа П5627-0; 81 — кран управления люком экипажа П5639-0; 82 — кран включения топлива ГА-98/1; 83 — насосная станция 465к; 84 — разъемный клапан 670100; 85 — вентильный кран 650600; 86 — фильтр ФГ-42; 87 — кран аварийного управления ног шасси ГА-163/16; 88 — кран аварийного управления створками шасси ГА-163/16; 89 — кран аварийного управления люка экипажа и подзарядки гидроаккумуляторов тормоза ГА-163/16; 90 — кран аварийного управления спецлюками ГА-163/16; 91 — кран аварийного управления закрылками ГА-163/16; 92 — кран аварийного управления боковыми створками грузолюка ГА-163/16; 93 — кран аварийного управления задней створкой грузолюка ГА-163/16; 94 — переключный кран П5641-0; 95 — ручной насос НР-01; 96 — кран переключений П5620-0; 97 — кран управления кормовым люком ГА-163/16; 98 — силовой цилиндр кормового люка П5622-0; 99 — кран управления 652200/А; 100 — кран стравливания П5609-20; 101 — азотный баллон П6537-0; 102 — предохранительный клапан агр. 438; 103 — обратный клапан 998А4; 104 — воздушный редуктор П5685-0; 105 — зарядный клапан 800300/А; 106 — клапан всасывания (обратный); 107 — обратный клапан 667000; 108 — клапан переключения П5610-0

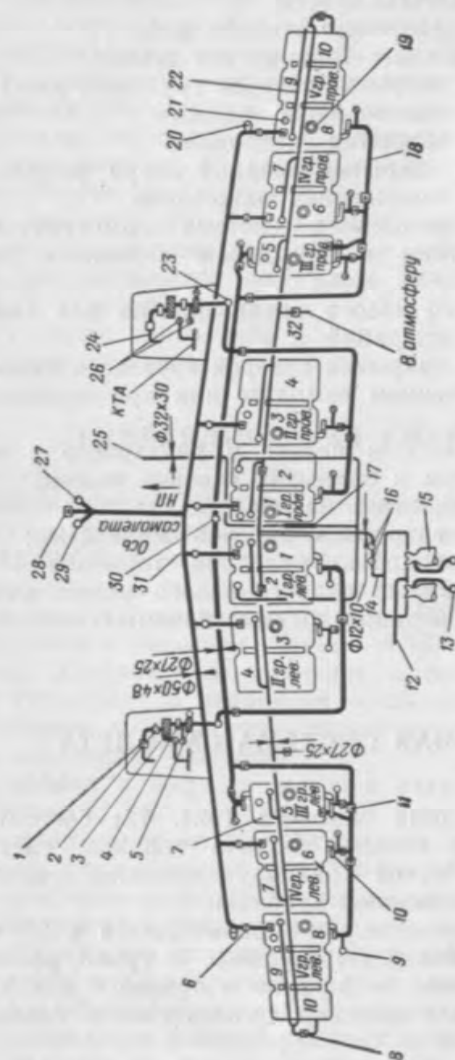


Рис. 42. Принципиальная схема топливной системы:

1 — основной топливный насос; 2 — расходомер топлива; 3 — фильтр тонкой очистки; 4 — подкачивающий насос 7071; 5 — фильтр грубой очистки; 6 — заправочный кран МЗК-3; 7 — дежурный клапан; 8 — обратный клапан; 9 — датчик давления СДУ-2А; 10 — подкачивающий насос 463; 11 — обратный клапан; 12 — трубопровод к пожарной системе; 13 — сигнальное око; 14 — трубопровод нейтрального газа; 15 — баллоны нейтрального газа; 16 — редукторы 150/25; 17 — дренажный бак; 18 — трубопровод питания; 19 — топливнометр; 20 — вакуумный клапан; 21 — заливная горловина; 22 — дренажный трубопровод; 23 — пожарный кран; 24 — слив топлива; 25 — дренажный заборник; 26 — датчик замера давления топлива; 27 — сигнализатор критического давления при централизованной заправке; 28 — заправочная горловина; 29 — сигнализатор давления при централизованной заправке; 30 — кран кольцевания; 31 — трубопровод заправки топливом; 32 — дренажный клапан

№ группы баков	Очередность выработки топлива из групп баков	№ баков левой и правой половин крыла, входящих в группу
1	1	1,2
2	2	3, 4
4	3	6, 7
5	4	8, 9, 10
3	5	5

Группы топливных баков левой и правой половин крыла соединены трубопроводом системы кольцевания (перекрестного питания), что позволяет при необходимости питать топливом любой двигатель из любой группы баков.

Баки, входящие в одну группу, соединены между собой в нижней и верхней частях.

В каждой группе баков имеется расходный бак, через который топливо заправляется в группу и вырабатывается из нее с помощью подкачивающих насосов.

В каждом расходном баке установлены:

— заливная горловина, расположенная в верхней части бака и закрываемая пробкой заливной горловины нажимного типа;

— отстойник со сливным краном для сбора и слива отстоя;

— фланец топливометра, расположенный в верхней части бака, к которому крепится датчик топливометра СЭТС-170Б;

— заправочный кран (за исключением расходного бака № 5; централизованная заправка 3-х групп осуществляется через 5-е группы баков) с электромеханизмом МЗК-3 и предохранительный поплавковый клапан;

— топливоподкачивающий насос (агрегат 463), установленный за задним лонжероном крыла, а в баке № 5 (дежурных 3-х групп) — два насоса (агрегата 463) за задним и перед передним лонжеронами крыла.

Емкость групп баков

№ группы баков	№ баков, входящих в группу	Емкость групп баков при заправке ее по обреза заливной горловины, л	
		Левая группа	Правая группа
1	1, 2	1700	1800
2	3, 4	1840	1840
3	5	600	600
4	6, 7	1040	1040
5	8, 9, 10	1220	1220

Полная емкость топливной системы составляет:

— при заправке по обрезы заливных горловин 12 900 л;

— при централизованной заправке 12 100 л.

Топливо из баков подается подкачивающими насосами (агрегат 463) в трубопроводы, проложенные за задним лонжероном крыла и имеющие четыре выходных магистрали к переднему лонжерону крыла.

Выходные магистрали объединены в общий питающий трубопровод, от которого топливо подводится в гондолы к топливным насосам двигателей.

Контроль за работой подкачивающих насосов осуществляется установленными за каждым насосом датчиками сигнализаторов давления СДУ-2А-0,18, которые включают зеленые сигнальные лампочки на приборной доске летчиков. Для исключения перетекания топлива из одних групп баков в другие в трубопроводе после каждого подкачивающего насоса установлен обратный клапан тарельчатого типа.

Для перекрытия топливной магистрали, подводящей топливо к двигателям, установлены пожарные краны.

После пожарного крана топливо идет к фильтру грубой очистки агр. 52ТФ26-1 и далее к приводному подкачивающему насосу (агр. 707И) на двигателе.

От насоса (агр. 707И) топливо по трубопроводу идет к фильтру тонкой очистки топлива (агр. 12ТФ-29), затем через датчик расходомера РТМС-1,5-Б1 к основному топливному насосу двигателя (агр. 661А).

Указатели расходомеров установлены на приборной доске летчиков.

В питающем трубопроводе каждого двигателя перед форсунками установлен датчик ИД-100 (из комплекта ЭМИ-ЗРИ) для замера давления топлива. Указатели ЭМИ-ЗРИ установлены на приборной доске летчиков.

За фильтром грубой очистки на каждом двигателе для контроля за давлением топлива подключен датчик ДИМ-3; указатель давления (УИ2-3) установлен на приборной доске летчиков.

На самолете предусмотрено автоматическое (от сигнализаторов топливомера СЭТС-170Б) и ручное управление последовательностью выработки топлива из групп баков. При автоматическом управлении обеспечивается выработка топлива последовательно из 1, 2, 4, 5 и 3 групп баков; при ручном управлении может быть установлен любой порядок выработки.

Система дренажа топливных баков на самолете открытого типа.

Трубопроводы дренажной системы проложены над баками и соединены с заборником дренажа, расположенным в носовой части правой половины крыла вблизи нервюры № 2. Для предохранения от замерзания заборник дренажа обогревается горячим воздухом от противообледенительной системы крыла.

Для предохранения топливных баков от разрежения (при выходе из строя дренажного трубопровода или при случайном перекрытии заборника дренажа) в дренажном трубопроводе каждой половины крыла в районе гондолы двигателя установлен вакуумный клапан, который при наличии вакуума соединяет дренажный коллектор с атмосферой.

Заправка топливной системы топливом производится или через верхние заливные горловины групп баков или с помощью системы централизованной заправки с одной горловиной, установленной в передней части правого обтекателя шасси.

При централизованной заправке топливо под давлением подается по трубопроводам к заправочным кранам, установленным в расходных баках (кроме 3 групп).

Управление порядком централизованной заправки может быть ручное, когда открытие заправочных кранов производится от переключателей, установленных

на щитке заправки, и автоматическое, когда открытие и закрытие кранов заправки происходит от верхних сигналов в датчиках топливомера. При ручном управлении может быть выбрана любая последовательность заправки групп баков топливом, а при автоматическом управлении обеспечивается определенная последовательность, а именно: 5 и 3, 4, 2 и 1 группы баков.

Заправка дежурных 3 групп осуществляется одновременно с заправкой 5 групп, подкачивающие насосы которых перекачивают топливо по специальной магистрали (по трубопроводам подпитки) в 3 группы.

Выключение насоса 5 группы после окончания заправки 3 группы производится автоматически верхним сигналом датчика топливомера 3 группы, после чего продолжается заправка 5 группы.

Для предохранения баков от переполнения топливом на случай несрабатывания заправочного крана за каждым краном установлен поплавковый клапан, который при заполнении баков топливом перекрывает отверстие заправки.

В трубопроводе централизованной заправки вблизи заправочных кранов 5 группы установлены вакуумные клапаны, через которые сообщается трубопровод с атмосферой при откачке (сливе) топлива из трубопровода после заправки.

Для контроля за давлением в системе централизованной заправки в трубопроводе установлены два датчика сигнализатора: СД-29А-0,15, срабатывающий при давлении $0,15 \text{ кг/см}^2$ (на щитке заправки загорается зеленая лампочка), и СД-24А-3,5, срабатывающий при давлении $3,5 \text{ кг/см}^2$ (на щитке загорается красная лампочка).

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Масляная система (рис. 43) состоит из маслобака; маслорадиатора; системы маслопитания флюгерного насоса; системы дренажа; трубопроводов; контрольной аппаратуры; системы питания датчика измерителя крутящего момента.

Масляная система каждого двигателя выполнена по короткозамкнутой схеме, в которой нагнетаемое в двигатель и откачиваемое из двигателя масло непрерывно

циркулирует по замкнутому контуру, а первоначальное заполнение масломагистралей и пополнение масла, израсходованного в системе, производится из маслобака насосом подпитки.

Дренаж маслосистемы производится в атмосферу через дренажный бачок, который расположен над маслобаком. Дренажная трубка выведена в атмосферу с левой стороны гондолы двигателя.

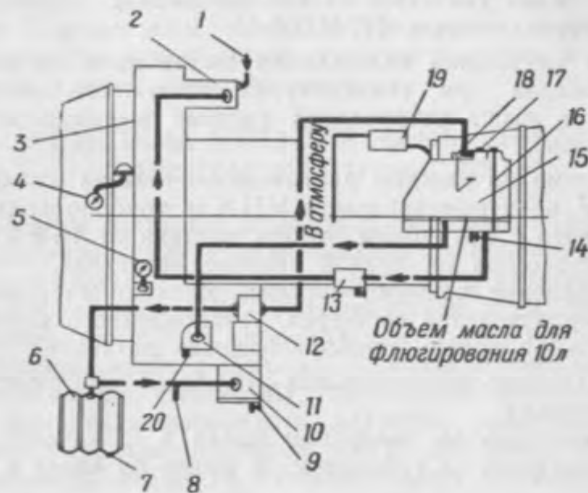


Рис. 43. Принципиальная схема маслопитания и флюгирования:

1 — аварийное флюгирование; 2 — регулятор оборотов; 3 — двигатель; 4 — датчик ИКМ; 5 — датчик давления; 6 — маслорадиатор; 7 — слив масла; 8 — датчик замера температуры масла на входе; 9 — кран слива; 10 — главный маслонасос; 11 — насос подпитки МНП-20; 12 — воздухоотделитель; 13 — флюгерный насос; 14 — кран слива; 15 — маслобак; 16 — мерная линейка; 17 — заливная горловина; 18 — масломер; 19 — дренажный бачок; 20 — кран слива

Рабочая емкость масляной системы каждого двигателя составляет около 90 л, из которых 30—42 л (полная емкость маслобака 46 л) масла находятся в баке, а остальная часть в маслосистемах двигателя и винта, а также в трубопроводах и радиаторе.

Для поддержания рекомендуемой температуры масла на входе в двигатель $70-80^\circ\text{C}$ и для предохранения маслорадиатора от действия повышенных давлений в

условиях эксплуатации на самолете установлен автоматический регулятор температуры масла (АРТМ).

В АРТМ входят:

- терморегулятор (агр. 1074);
- коробка управления (агр. 1100);
- электромеханизм МВР-2В управления заслонкой маслорадиатора;
- указатель положения заслонки маслорадиатора УЮЗ-4 (один указатель на два двигателя);
- переключатель П2-НПН-45.

Для улучшения охлаждения выходящего из двигателей масла при температурах наружного воздуха $+25^{\circ}\text{C}$ и выше установлена система эжекции маслорадиаторов.

Система на каждом двигателе состоит из эжектора, крана с электромеханизмом МП-5 и трубопровода, соединенного с патрубком отбора воздуха от 10-й ступени компрессора на правой стороне двигателя.

Управление кранами системы эжекции маслорадиаторов производится со щитка, установленного внизу на центральной панели приборной доски летчиков.

Контрольно-измерительные приборы маслосистемы обеспечивают:

- контроль за давлением масла в двигателе;
- контроль за температурой масла на входе в двигатель;
- контроль за количеством масла в баке.

Датчик масломера типа МЭС-1737А установлен на верхнем фланце маслобака, указатель на центральной панели приборной доски летчиков.

Датчик замера давления масла ИД-8 (из комплекта ЭМИ-ЗРИ) установлен на шпангоуте воздухозаборника с правой стороны внизу.

Датчик П-1 (из комплекта ЭМИ-ЗРИ) температуры масла, входящего в двигатель, установлен в трубопроводе подвода масла к главному масляному насосу.

Для контроля за крутящим моментом, передаваемым на воздушный винт, установлен измеритель крутящего момента с датчиком ДИМ-150, расположенным на шпангоуте воздухозаборника с левой стороны сверху.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Приборы и агрегаты пилотажно-навигационного оборудования размещены в основном в герметических кабинах на рабочих местах и приборных досках членов экипажа.

Приборные доски крепятся к конструкции самолета с помощью амортизационных узлов и для удобства монтажа и демонтажа приборов выполнены откидывающимися (за исключением приборной доски кормовой кабины и доски медработников).

СИСТЕМА ПИТАНИЯ МЕМБРАННО- АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ

Система питания мембранно-анероидных приборов предназначена для подачи полного и статического давлений в полете к следующим приборам и датчикам: указателям скорости КУС-1200, указателю числа М МС-1, высотомерам ВД-20, вариометрам ВАР-30-3, датчику воздушной скорости ДВС (из комплекта навигационного индикатора НИ-50БМ), корректору высоты КВ-11 (из комплекта автопилота АП-28В), указателям высоты и перепада давления УВПД-15, сигнализаторам давления СДУ-2А-0,18, бароспидографу и командно-топливным агрегатам КТА двигателей.

В систему входят:

— трубопроводы полного давления, подключенные к приборам командира экипажа, штурмана самолета и медработника, питаемые от приемника ТП-156М, расположенного на левом борту (между шпангоутами № 3 и 4) фюзеляжа;

— трубопроводы статического давления, подключенные к приборам командира экипажа, штурмана и медработника, питаемые от двух приемников статического давления, размещенных на левом и правом бортах (между шпангоутами № 3 и 4) фюзеляжа;

— трубопроводы полного давления, подключенные к приборам помощника командира экипажа и кормовой кабины, питаемые от приемника ТП-156М, расположенного на правом борту (между шпангоутами № 3 и 4) фюзеляжа;

— трубопроводы статического давления, подключенные к приборам помощника командира экипажа и кормовой кабины, питаемые от двух приемников статического давления, размещенных на левом и правом бортах (между шпангоутами № 3 и 4) фюзеляжа;

— трубопровод полного давления, подключенный к датчику воздушной скорости ДВС (из комплекта НИ-50БМ), питаемый от нижнего приемника ТП-156М, размещенного на левом борту (между шпангоутами № 3 и 4) фюзеляжа;

— трубопровод статического давления, подключенный к корректору высоты КВ-11 (из комплекта автопилота АП-28В), питаемый от приемника статического давления, размещенного на левом борту (между шпангоутами № 3 и 4) фюзеляжа;

— трубопровод статического давления, подключенный к КТА двигателей, питаемый от приемника статического давления, размещенного на правом борту (между шпангоутами № 3 и 4) фюзеляжа;

— трубопроводы резервной системы статического давления, питаемые от резервного приемника статического давления, расположенного в негерметичной части фюзеляжа (за шпангоутом № 13).

Система питания мембранно-анероидных приборов обеспечивает подключение приборов командира экипажа и штурмана самолета к трубопроводам систем полного и статического давления приборов помощника командира экипажа с помощью двух кранов, расположенных на левом борту кабины летчиков (между шпангоутами № 7 и 8). Кроме того, с помощью отдельного крана, расположенного рядом с указанными выше кранами, приборы командира экипажа и штурмана самолета могут подключаться к трубопроводам резервной системы статического давления.

С целью устранения случаев отказа мембранно-анероидных приборов из-за скопления влаги в нижних точках трубопроводов систем полного и статического давления установлены влагоотстойники.

Для исключения случаев отказа приемников полного и статического давления в полете при обледенении последние, за исключением резервного приемника статического давления, снабжены электрообогревательными элементами.

Включение электрообогревательных элементов приемников полного и статического давления производится переключателями, установленными на приборной доске помощника командира экипажа.

Контроль за исправностью электрообогревательных элементов приемников статического давления осуществляется по загоранию сигнальных лампочек, установленных на приборной доске помощника командира экипажа, при установке переключателей в положение «Проверка».

Контроль за исправностью обогревательных элементов приемников полного давления ТП-156М осуществляется по постоянному горению сигнальных лампочек, установленных на приборной доске летчиков.

При отказе в цепях питания обогревательных элементов приемников ТП-156М их сигнальные лампочки работают в мигающем режиме.

УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ КУС-1200

Комбинированный указатель скорости КУС-1200 предназначен для измерения истинной и приборной скоростей самолета относительно воздушной среды.

Принцип действия прибора основан на замере мембранными коробками разности между полным и статическим давлением в полете и преобразовании деформации мембранных коробок с помощью механизма в перемещение стрелок указателя истинной и приборной скоростей.

Диапазон измерения: приборная скорость 150—1200 км/час; истинная скорость 400—1200 км/час.

На самолете установлено пять указателей скорости КУС-1200: два на приборных досках летчиков и по одному прибору на приборных досках штурмана, медработника и на приборной доске кормовой кабины.

ВЫСОТОМЕР ВД-20

Двухстрелочный высотомер ВД-20 предназначен для измерения барометрической высоты полета в диапазоне от 0 до 20 000 м.

Принцип действия прибора основан на измерении блоком анероидных коробок статического давления и

преобразовании деформации анероидных коробок с помощью механизма в перемещение стрелок указателя.

Прибор ВД-20 имеет две стрелки, при этом большая стрелка показывает высоту в метрах и делает один оборот при изменении высоты на 1000 м, а малая стрелка показывает высоту в километрах и делает один оборот при изменении высоты на 20 км. Прибор имеет две шкалы: шкала для малой стрелки имеет цену деления 1000 м, а для большой стрелки цену деления 10 м.

На указателе высотомера имеется кремальера, с помощью которой стрелки прибора могут устанавливаться в нулевое положение, если высоту полета измерять относительно аэродрома вылета, или в положение, соответствующее барометрическому давлению на аэродроме посадки, если высоту полета измерять относительно конечного пункта маршрута.

На самолете установлено пять высотомеров ВД-20, размещенных по одному на приборных досках летчиков, штурмана, медработника и кормового стрелка.

ВАРИОМЕТР ВАР-30-3

Прибор ВАР-30-3 предназначен для определения вертикальной скорости подъема или снижения самолета.

Принцип действия прибора основан на измерении запаздывания изменения давления в герметическом корпусе прибора, сообщаемом через капиллярную трубку с системой статического давления, по отношению давления в анероидной коробке, помещенной внутри корпуса и соединенной с системой статического давления.

Шкала прибора на участке от 0 до 10 м/сек имеет цену деления 2 м/сек.

Два вариометра ВАР-30-3 размещены по одному на приборных досках летчиков.

УКАЗАТЕЛЬ ЧИСЛА М МС-1

Прибор предназначен для измерения числа М и осуществления сигнализации, когда в полете число М достигнет определенной величины для данного самолета.

Прибор работает на принципе измерения полного и статического давлений. Полное давление измеряется манометрической коробкой, а статическое — анероидной коробкой.

При достижении самолетом скорости, при которой число М (отношение истинной воздушной скорости полета к скорости звука) достигает предельно допустимой величины, замыкаются контакты внутри прибора, управляющие обмоткой реле, которое срабатывает и включает сигнальные лампочки «Скорость велика», расположенные на приборных досках летчиков.

Прибор питается от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 в.

ГИРОИНДУКЦИОННЫЙ КОМПАС ГИК-1М

Компас ГИК-1М предназначен для выдачи магнитного курса на указатели УК-4 летчиков, на указатель УШ-2 штурмана, на автомат курса АК-1 (НИ-50БМ) и в автопилот АП-28В.

В комплект компаса ГИК-1М входят:

- индукционный датчик ИД;
- гироагрегат Г-3М;
- коррекционный механизм КМ;
- усилитель У-6М;
- указатель штурмана УШ-2;
- указатели курса летчиков УК-4;
- кнопки быстрого согласования 5КС;
- соединительная коробка.

Компас питается постоянным током напряжением 27 в от бортовой сети самолета через АЗС-5, расположенный на щитке АЗС (шпангоут № 9), и переменным током от централизованной трехфазной сети напряжением 36 в, частотой 400 гц от основного или резервного преобразователя ПТ-500Ц. Компас включается выключателем 2В-45, расположенным на приборной доске командира экипажа.

С целью отключения коррекций гироагрегата Г-3М компаса при выполнении разворотов с угловой скоростью более 0,1 град/сек используется выключатель коррекции ВК-53РБ.

Индукционный датчик (ИД) предназначен для измерения величины магнитного курса в полете и обеспе-

чения непрерывной магнитной коррекции ухода гироскопа Г-3М по азимуту. Индукционный датчик размещен в правой отъемной части крыла у нервюры № 24.

На верхней части корпуса индукционного датчика установлен девиационный прибор, служащий для устранения полукруговой девиации (по указателю коррекционного механизма КМ).

Гироскоп Г-3М предназначен для обеспечения выдачи устойчивых осредненных значений магнитного курса как в установившемся режиме полета, так и при выполнении самолетом различных эволюций. Это достигается в основном благодаря наличию в гироскопе Г-3М трехстепенного гироскопа (с горизонтальной осью ротора) и использованию непрерывной магнитной коррекции от датчика ИД, а также благодаря отключению всех видов коррекций от гироскопа при выполнении разворотов с угловой скоростью более $0,1 \text{ град/сек}$ (при помощи ВК-53РБ). Гироскоп Г-3М расположен на этажерке под правым мостиком в кабине летчиков.

Коррекционный механизм КМ предназначен для обеспечения устранения с помощью лекального устройства девиационных, методических и инструментальных погрешностей компаса ГИК-1М. Коррекционный механизм расположен на левом борту кабины штурмана у шпангоута № 3.

Усилитель У-6М предназначен для преобразования и усиления сигналов в следящих системах компаса ГИК-1М. Усилитель расположен на этажерке под правым мостиком кабины летчиков.

Указатель курса штурмана УШ-2 в основном предназначен для регистрации магнитного или истинного курса самолета в полете и выдачи сигналов курса потребителям курса (на указатели УК-4 летчиков и в автопилот АП-28В). Для регистрации истинного курса штурман должен ввести в указатель УШ-2 величину магнитного склонения данной местности с помощью ручки, установленной на указателе УШ-2.

Указатель УШ-2 размещен на приборной доске штурмана.

Указатели УК-4 командира экипажа и его помощника являются повторителями (показаний курса) указателя УШ-2 и расположены на левой и правой панелях приборной доски летчиков. Кнопки 5КС предназна-

чены для включения всех следящих систем компаса ГИК-1М в режим быстрого согласования.

Кнопки 5КС расположены на приборных досках летчиков и штурмана. Погрешность определения величины магнитного курса по указателю УШ-2 не превышает $\pm 2^\circ$ при температурах окружающей среды от $+50^\circ \text{C}$ до -60°C . При этом время готовности компаса к работе с момента включения его питания не превышает 3 мин.

ГИРОПОЛУКОМПАС ГПК-52

Гирополукомпас ГПК-52 предназначен для обеспечения выполнения полета по ортодромии, выдерживания заданного курса полета самолета и выполнения точных разворотов на заданный курс.

Принцип действия прибора основан на использовании свойства трехстепенного свободного гироскопа сохранять неизменно положение горизонтальной оси вращения в пространстве.

В комплект гирополукомпаса входят гироскопический датчик ГПК-52, пульт управления, соединительная коробка, указатели курса УК-1, выключатель коррекции ВК-53РБ.

Гироскопический датчик ГПК-52 находится под столиком штурмана и является визуальным прибором, в котором направление продольной оси самолета и ее отклонение от заданного направления оцениваются по взаимному расположению шкалы (жестко укрепленной на вертикальной оси карданного подвеса) и индексу, укрепленному на корпусе прибора.

Шкала прибора на заданный курс устанавливается совместно с ротором сельсина датчика курса с помощью электродвигателя (ДИД-0,5), управляемого задатчиком курса с пульта управления ГПК-52.

С целью уменьшения послевиражных ошибок в приборе предусмотрено автоматическое отключение горизонтальной коррекции выключателем ВК-53РБ при выполнении самолетом виражей с угловой скоростью более $0,1 \text{ град/сек}$.

Пульт управления ГПК-52 размещен на приборной доске штурмана и предназначен для включения и выключения питания прибора, управления разворотом

шкалы гироскопического датчика ГПК-52 и для внесения широтных поправок в азимутальный корректор с помощью широтного потенциометра.

На пульте размещены: выключатель, ручка задатчика курса и ручка установки широтных поправок.

Указатели курса УК-1 являются повторителями гироскопического датчика ГПК-52 и представляют собой трехфазные магнитоэлектрические логометры, катушки которых соединены с соответствующими токоотводами кругового потенциометра датчика ГПК-52.

Указатели УК-1 размещены на левой и правой панелях приборной доски летчиков.

Соединительная коробка предназначена для обеспечения коммутации цепей ГПК-52 и размещена на левой этажерке в кабине штурмана у шпангоута № 3.

Величина ухода гироскопического датчика ГПК-52 по азимуту не должна превышать ± 2 град/час. Время готовности к работе с момента включения питания не более 20 мин.

Прибор ГПК-52 питается постоянным током напряжением 27 в $\pm 10\%$ и переменным током напряжением 36 в, частотой 400 гц.

АВИАГОРИЗОНТ АГБ-2

Авиагоризонт АГБ-2 с указателем скольжения предназначен для определения положения самолета в пространстве относительно истинного горизонта, величины тангажа, крена и направления скольжения самолета.

Принцип действия прибора основан на использовании свойства трехстепенного свободного гироскопа сохранять неизменно положение вертикальной оси вращения гироскопа в пространстве.

Гироскоп авиагоризонта снабжен продольной и поперечной (маятниковой) коррекцией, а с целью уменьшения последующих ошибок в АГБ-2 используется отключение поперечной коррекции выключателем ВК-53РБ при наличии угловой скорости разворота самолета более 0,1 град/сек.

Авиагоризонт АГБ-2 обеспечивает индикацию положения самолета относительно плоскости истинного горизонта по принципу «Наблюдатель на земле». На лицевой стороне прибора имеются: сферический экран

(связанный с гироскопом) со шкалой углов тангажа, линией горизонта и вертикальным индексом; силуэт самолета и шкала кренов, связанные с корпусом прибора; указатель скольжения, кнопка механизма пуска и рукоятка передвижения силуэта самолета.

Угол тангажа и угол крена определяются по положению силуэта самолета относительно линии горизонта. Точное значение угла крена определяется по положению вертикального индекса (нанесенного на сферическом экране) относительно шкалы кренов.

Цена деления шкалы кренов равна 15° , а шкалы тангажа — 5° .

Авиагоризонты АГБ-2 размещены по одному на приборных досках летчиков. Авиагоризонты питаются от централизованной сети переменного трехфазного тока напряжением 36 в, частотой 400 гц (от основного или резервного преобразователя ПТ-500Ц).

Цепи питания АГБ-2 включаются переключателем «АГБ основной — Резервный», расположенным на приборной доске командира экипажа.

Авиагоризонт АГБ-2 командира экипажа обеспечен резервным питанием от преобразователя ПАГ-1ФП, подключаемого к аварийной шине при обесточивании основной электросети самолета. Авиагоризонт АГБ-2 работает в диапазоне углов крена $\pm 80^\circ$ и углов тангажа $\pm 60^\circ$. Погрешность определения крена и тангажа в прямолинейном полете не более 1° . Погрешность показаний прибора после выполнения разворотов и виражей продолжительностью до 15 мин не более 5° . Время готовности авиагоризонта к использованию с момента его пуска не превышает 3 мин (при температуре окружающего воздуха от $+50^\circ\text{C}$ до -30°C).

АВТОПИЛОТ АП-28В (АП-28В1)

Электрогидравлический автопилот АП-28В* предназначен для автоматического пилотирования и стабилизации угловых положений самолета.

Автопилот АП-28В представляет собой автоматический регулятор, осуществляющий регулирование поло-

* Все сказанное в дальнейшем об автопилоте АП-28В относится и к автопилоту АП-28В1.

жения самолета в пространстве в зависимости от изменения угла и угловой скорости самолета в полете при наличии жесткой обратной связи от рулевых агрегатов автопилота.

Автопилот АП-28В имеет следующие сравнительно самостоятельные каналы регулирования:

- канал крена;
- канал тангажа;
- канал направления.

Сигналы, пропорциональные углам отклонения самолета, поступают для каналов тангажа и крена от центральной гировертикали ЦГВ-2, а для канала направления — от компаса ГИК-1М.

Сигналы, пропорциональные угловым скоростям самолета, в каналы крена, тангажа и направления поступают от гироскопического датчика угловых скоростей.

Кроме того, в канал тангажа поступает сигнал, пропорциональный изменению барометрической высоты от корректора высоты КВ-11.

Каждый из перечисленных каналов управления имеет:

- чувствительные элементы (указанные выше датчики, измеряющие положение самолета относительно трех осей пространства по углу и угловой скорости его движения);

- элементы управления (рукоятка управления летчиков, рукоятка штурмана, пульт управления), с помощью которых создаются электрические сигналы, необходимые для управления самолетом через автопилот;

- силовой следящий привод, осуществляющий отклонение рулей самолета на величину, пропорциональную суммарному сигналу, поступающему от чувствительных элементов и элементов управления.

В следящий силовой привод входят:

- агрегат управления, суммирующий и усиливающий все входные сигналы, поступающие от чувствительных элементов и датчиков обратной связи и элементов управления, а также содержащий следящие системы для автоматического обнуления сигналов по всем каналам автопилота с целью обеспечения автоматической подготовки автопилота к включению при любом положении самолета в пространстве (в пределах углов крена и тангажа не более $\pm 27,5 \pm 2,5^\circ$);

- рулевые электрогидравлические агрегаты, обеспечивающие силовой привод рулей и элеронов самолета;

- датчики обратной связи, обеспечивающие выдачу электрических сигналов в агрегат управления, пропорциональные отклонению выходного звена рулевых агрегатов.

Автопилот АП-28В работает в следующих режимах:

- режим согласования или режим автоматической подготовки автопилота к включению;

- режим управления самолетом;

- режим стабилизации заданного положения самолета.

Нормальное включение автопилота в режим согласования производится выключателем, расположенным на пульте управления автопилота. Загорание сигнальной желтой лампочки на пульте управления свидетельствует о том, что режим согласования окончен и все каналы автопилота подготовлены к включению.

Специальные блокировочные устройства в электро-схеме автопилота исключают возможность его включения, если не закончен режим согласования или нарушена нормальная работа хотя бы в одном из его каналов.

Включение следящего силового привода автопилота производится кнопками «Включение АП», расположенными на левом штурвале летчика и на боковой стенке правого пульта штурмана.

При нажатии указанных кнопок на пульте управления автопилота желтая сигнальная лампочка гаснет и загорается зеленая лампочка.

Примечания: 1. Управление автопилотом с рабочего места штурмана возможно только после установки переключателя «Летчик — Штурман» на пульте управления автопилота в положение «Штурман».

2. С целью предохранения giroагрегатов автопилота вырубание, взлет и посадку необходимо проводить при работающей ЦГВ-2 автопилота АП-28В, для чего выключатель «Вертикаль» должен быть включен, а выключатель «Питание» выключен на щитке управления автопилотом.

Автопилот АП-28В обеспечивает:

- стабилизацию самолета относительно трех основных осей;

- стабилизацию заданной высоты полета;
- выполнение координированных разворотов, набора высоты, снижения, восходящих и нисходящих спиралей в пределах рабочих углов крена и тангажа;
- полет по заданному курсу;
- сохранение эволюции самолета, соответствующей как моменту включения автопилота, так и заданной летчиком от рукоятки управления автопилотом;
- вывод самолета в горизонтальное положение при нажатии на кнопку «Приведение к горизонту».

При этом фиксируется курс самолета, крен самолета автоматически устраняется, а продольная ось приводится к заранее заданному для данного самолета углу тангажа и автоматически включается корректор высоты с целью выдерживания высоты полета.

Включение автопилота производится в установившемся режиме полета независимо от значения курса и при любых положениях продольной и поперечной осей самолета в зоне углов $\pm 30^\circ$. При этом крен, курс и тангаж сохраняются такими же, какими они были в момент включения автопилота.

Агрегат управления, в котором содержатся все усилители, механизмы согласования и органы настройки и регулирования автопилота, размещен на этажерке под мостиком командира экипажа.

Рулевой агрегат управления элеронами размещен на стенке заднего лонжерона центроплана в верхней части грузовой кабины самолета, а рулевые агрегаты управления рулем высоты и направления размещены в верхней части шпангоута № 48.

Датчики обратной связи размещены на кронштейнах у соответствующих рулевых агрегатов.

Вибратор размещен на этажерке под левым мостиком летчика.

Пульт управления автопилотом находится на средней панели приборной доски летчиков.

Рукоятка управления летчика размещена на специальном кронштейне у правого подлокотника кресла командира экипажа.

Рукоятка управления штурмана размещена на передней стенке правого пульта штурмана.

Кнопки приведения к горизонту размещены по одной

на приборной доске командира экипажа и на боковой стенке правого пульта штурмана.

Кнопки выключения автопилота размещены по одной на левом и правом штурвале и на боковой стенке правого пульта штурмана.

Автопилот питается от бортсети постоянным током (28 в) и переменным трехфазным током (36 в, 400 гц).

Основные данные автопилота АП-28В

Точность выдерживания курса	$\pm 2^\circ$
Точность выдерживания тангажа	$\pm 0,5^\circ$
Точность выдерживания крена	$\pm 0,5^\circ$
Точность выдерживания высоты	± 20 м

Пользование автопилотом допускается в диапазоне высот от 300 до 8000 м (при скорости по прибору не менее 300 км/час и при визуальной видимости земли и естественного горизонта на высотах от 1000 до 300 м).

НАВИГАЦИОННЫЙ ИНДИКАТОР НИ-50БМ

Навигационный индикатор предназначен для непрерывного определения места самолета методом счисления пройденного пути. С этой целью в НИ-50БМ автоматически вводятся курс самолета (от компаса ГИК-1М), истинная воздушная скорость (от датчика ДВС).

Истинная воздушная скорость (пропорциональная разности между полным и статическим давлением) преобразуется в датчике воздушной скорости ДВС в электрические сигналы и поступает в автомат курса, где с помощью синусного потенциометра (щетки которого приводятся в действие следящей системой ГИК-1М) происходит разложение электрической величины, пропорциональной вектору истинной скорости, по двум осям в системе прямоугольных координат. Кроме того, на датчике ветра параметры ветра, устанавливаемые вручную, преобразуются в электрические сигналы, пропорциональные составляющим вектора скорости ветра.

Суммирование и интегрирование по времени полета указанных выше электрических сигналов (пропорциональных составляющим векторам истинной воздушной скорости и скорости ветра) производится в счетчике координат двумя интегрирующими устройствами, электродвигателями, которые преобразуют электрические

суммарные сигналы в механическое движение двух стрелок («Север» и «Восток»), показывающих пройденный самолетом путь относительно двух осей системы прямоугольных координат.

Автомат курса, счетчик координат и датчик ветра расположены на приборной доске штурмана. Датчик воздушной скорости ДВС расположен у рабочего места штурмана.

Распределительная коробка расположена слева под столиком штурмана. Два приемника температуры П-1 расположены на обшивке носовой части фюзеляжа у шпангоута № 3 на левом борту самолета.

Навигационный индикатор питается от бортсети постоянного тока (27 в) и сети переменного тока (36 в, 400 гц). Диапазон шкал счетчика составляет по стрелке «С» 5000 км и по стрелке «В» — 1000 км.

Цена деления основной шкалы 10 км.

Погрешность дистанционной передачи курса от указателя штурмана УШ-2 до автомата курса (АК) не должна превышать $\pm 1^\circ$.

Погрешность в определении места самолета не должна превышать $\pm 6,5\%$ пройденного самолетом пути.

АСТРОКОМПАС ДАК-ДБ (ДАК-ДБ-5)

Астрокомпас ДАК-ДБ* предназначен для автоматического определения истинного курса самолета по Солнцу, а при совместной работе с перископическим секстантом СП-1 для определения истинного курса по планетам и звездам в ночных условиях полета.

Связь астрокомпаса с перископическим секстантом СП-1 предусмотрена в самой конструкции астрокомпаса ДАК-ДБ.

Астрокомпас ДАК-ДБ может использоваться в диапазоне широт от $+40^\circ$ до $+90^\circ$, а астрокомпас ДАК-ДБ-5 в диапазоне широт от -10° до $+90^\circ$.

При видимости Солнца (и при облачности менее 5 баллов) астрокомпас обеспечивает выполнение полетов по участкам ортодромии длиной до 1100 км (после

* В дальнейшем все сказанное о ДАК-ДБ относится и к ДАК-ДБ-5, кроме особо оговоренных случаев.

пролета пути 1100 км необходимо стрелку путевого корректора устанавливать в начальное положение).

Блоки астрокомпаса ДАК-ДБ размещены на самолете следующим образом:

— датчик ДКУ курсовых углов установлен по продольной оси самолета на верхней части обшивки фюзеляжа между шпангоутами № 20 и 20а;

— усилитель и вычислитель ДАК-ДБ размещены на левой этажерке штурмана;

— путевого корректора установлен на приборной доске штурмана;

— указатель истинного курса УК-1 размещен на приборной доске штурмана.

На самолете установлена система внутреннего обогрева датчика курсовых углов ДКУ теплым воздухом (с температурой от $+45^\circ\text{C}$ до $+70^\circ\text{C}$). Данная система самостоятельного управления не имеет и работает при подаче воздуха в гермокабины. Кроме того, в ДКУ и вычислителе установлены электрические обогревательные элементы, цепи питания которых включаются и выключаются автоматически биметаллическим терморегулятором. Для предотвращения поломок кинематических устройств в ДКУ и вычислителе при температурах внутри этих блоков ниже -15°C автоматически выключаются цепи питания всех электродвигателей следящих систем и загорается сигнальная лампочка «Прогрев», сигнализирующая о том, что прогрев указанных блоков не окончен.

Предупреждение. При выключенном питании астрокомпаса ДАК-ДБ, а также при включенной сигнальной лампочке «Прогрев» вращать ручки управления астрокомпасом **запрещается**.

Принцип работы астрокомпаса ДАК-ДБ основан на автоматическом определении разности между величиной азимута А и величиной курсового угла КУ светила ($A - КУ = ИК$), которая и равна истинному курсу.

Автоматическое определение текущего значения величины азимута светила производится вычислителем, а текущего значения его курсового угла производится датчиком курсовых углов ДКУ (периодически значение курсового угла светила может определяться также секстантом СП-1 вручную).

Текущее значение величин азимута и курсового угла светила подается с помощью сельсинной дистанционной передачи на соответствующие фазные обмотки ротора дифференциального сельсина, а статор этого сельсина с помощью специального электродвигателя в усилителе отрабатывается на угол, равный истинному курсу самолета ($ИК = А - КУ$).

Со статора дифференциального сельсина значения истинного курса передаются на сельсин-приемник (указатель курса УК-1) с помощью следящей сельсинной передачи.

Питание астрокомпас ДАК-ДБ осуществляется постоянным током напряжением 27 в и переменным током напряжением 115 в, частотой 400 гц.

Погрешность определения истинного курса при высоте солнца не более $70^\circ - (\pm 2^\circ)$. Значение истинного курса может выдаваться также на указатель командира экипажа УПДБ-2 (стрелка АРК-5 № 2).

АВИАЦИОННЫЙ ПЕРИСКОПИЧЕСКИЙ СЕКСТАНТ СП-1

Секстант СП-1 предназначен для измерения в полете из кабины экипажа высот и курсовых углов светил (Солнца, планет и звезд). Он представляет собой оптический угломерный прибор с пузырьковой вертикалью и осредняющим механизмом, с контактной системой, предназначенной для автоматического управления астрохронометром с целью осреднения полученных результатов измерения по времени.

По полученным осредненным значениям замеренных высот светил производится астрономическое определение географических координат (широты и долготы) места самолета.

Принцип работы панорамного секстанта СП-1 заключается в совмещении изображения пузырька уровня, проектируемого в основную оптическую систему перископа, с изображением светила. Данное совмещение осуществляется покачиванием корпуса секстанта в кардане и вращением рукояток курсового угла и угломерного механизма, по шкалам которых могут быть определены координаты светила.

Секстант имеет сельсин-датчик для обеспечения дистанционной передачи значения курсового угла светила в астрокомпас ДАК-ДБ.

На самолете установлена система обдува секстанта СП-1 теплым воздухом, который отбирается из трубы подвода горячего воздуха к турбохолодильнику. Температура подаваемого в авиасекстант воздуха регулируется на величину не более $+35^\circ\text{C}$, а давление — на величину 0,2—0,3 атм.

Подача теплого воздуха в авиасекстант должна включаться при подъеме на высоту 2000 м и выключаться при спуске по достижении этой высоты независимо от того, пользуется штурман авиасекстантом или нет.

Питание секстанта осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 в и сети переменного тока напряжением 115 в, частотой 400 гц.

Для работы с секстантом применяется подножка, крепящаяся в рабочем положении фиксаторами.

АСТРОХРОНОМЕТР

Астрохронометр предназначен для обеспечения точной отметки времени моментов измерения высот светил на самолете при совместной работе с секстантом СП-1.

Управление астрохронометром осуществляется автоматически от контактной системы осредняющего механизма и переключателя номеров светил секстанта СП-1.

В комплект астрохронометра входят:

- датчик астрохронометра 13ЧП;
- указатель астрохронометра 20ЧП;
- сетевой фильтр Ф-14А.

Датчик астрохронометра размещается на откидываемом кронштейне, расположенном у шпангоута № 9. Выше датчика астрохронометра размещается сетевой фильтр Ф-14А.

Указатель астрохронометра размещается на кронштейне, установленном между шпангоутами № 8 и 9 в верхней части кабины летчиков.

Датчик астрохронометра представляет собой пружинные часы (датчик времени), связанные дистанционной передачей с указателем. Указатель представляет собой три самостоятельных индикатора часов. Рядом с

указателем размещена панель для обеспечения записи показаний указателя астрохронометра.

Питание астрохронометра осуществляется от борт-сети постоянного тока напряжением 27 в.

УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53

Электрический указатель поворота ЭУП-53 предназначен для регистрации правильного координированного разворота без наличия скольжения самолета вокруг вертикальной оси с креном не более 45° . Прибор сочетает в себе гироскопический указатель поворота и указатель скольжения.

Ротор двухстепенного гироскопа приводится во вращение электродвигателем постоянного тока, якорь которого вмонтирован в полость ротора.

При повороте самолета вокруг вертикальной оси поворачивается корпус прибора, а с ним и ось ротора. Возникающий при этом гироскопический момент поворачивает ось ротора в плоскости, параллельной шкале прибора. Поворот ротора через рамку и поводок передается стрелке прибора, при отклонении которой влево регистрируется левый разворот, и наоборот.

В шариковом жидкостном указателе скольжения используется основное свойство маятника — устанавливаться в направлении действующей на него силы тяжести, а при действии посторонних сил — устанавливаться в направлении равнодействующей этих сил (или в направлении «кажущейся вертикали»). При горизонтальном прямолинейном полете шарик устанавливается в среднем положении (между метками на трубке).

Указатель поворота ЭУП-53 размещен на приборной доске командира экипажа. Указатель поворота питается от бортсети постоянного тока.

Прибор работает в диапазоне изменения температуры воздуха от $+50^\circ\text{C}$ до -55°C .

Несовпадение стрелки с нулевой отметкой шкалы $\pm 1^\circ$.

Погрешность прибора не более $\pm 1,5^\circ$ (при определении крена при развороте на скорости полета 500 км/час).

ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ВК-53РБ

Выключатель коррекции ВК-53РБ предназначен для отключения электроцепей маятниковых жидкостных

коррекционных устройств гироскопических приборов в процессе выполнения виражей и разворотов самолета с угловой скоростью более 0,1 град/сек. На самолете установлены два выключателя ВК-53РБ, которые размещены под левым мостиком кабины летчиков.

Выключатель коррекции питается постоянным током напряжением 27 в и переменным трехфазным током напряжением 36 в, частотой 400 гц. Действие выключателя ВК-53РБ основано на использовании свойства двухстепенного гироскопа стремиться к совмещению вектора угловой скорости собственного вращения гироскопа с вектором угловой скорости вращения самолета (т. е. основания, на котором укреплен гироскоп).

В выключателе коррекции гироскоп удерживается в среднем положении пружинами. При наличии угловой скорости разворота возникает гироскопический момент, который, преодолевая сопротивление пружин, отклоняет гироскоп от среднего положения и включает механизм задержки времени. Механизм задержки времени разрывает цепь коррекции через 5—15 сек после возникновения угловой скорости разворота самолета.

ФОТООБОРУДОВАНИЕ

На самолете установлены аэрофотоаппараты АФА-42/50, АФА-42/75, АФА-42/20 (АФА-33М/20) для дневного и НАФА-МК/25 для ночного фотографирования местности.

Аэрофотоаппараты крепятся на универсальной раме над фотолюком, расположенным на задней створке грузового люка самолета.

Аэрофотоаппараты устанавливаются один вместо другого на АКАФУ-33М на универсальной раме, закрепляемой на задней створке грузовика и обеспечивающей вертикальное положение оптической оси объективов фотоаппаратов с помощью регулируемой тяги.

Установка кассет аэрофотоаппаратов в горизонтальное положение осуществляется регулировочными винтами, расположенными на раме.

Одномаршрутная и двухмаршрутная аэрофото-съемка осуществляется с помощью автоматической ка-

чающейся фотоустановки АКАФУ-33М аэрофотоаппаратами АФА-42/50 и АФА-42/75.

Угол качания аэрофотоаппаратов равен:

— для АФА-42/50 — 13° ($+30'$ и -1°);

— для АФА-42/75 — $8^{\circ}30'$ ($+30'$ и -1°).

Максимальный угол наклона назад оптической оси объектива аэрофотоаппарата НАФА-МК/25 равен 10° .

Универсальная рама обеспечивает рабочее положение аэрофотоаппаратов в закрытом и открытом положениях створки грузолюка. Установка аэрофотоаппаратов в вертикальное положение осуществляется регулируемой тягой.

Аэрофотоаппараты устанавливаются в ложементы рамы и закрепляются с помощью барашковых винтов.

Командные приборы фотоаппаратов устанавливаются на левом борту кабины штурмана на специальной панели один вместо другого.

Открытие и закрытие створок фотолюка производится электромеханизмом УР-10, управление которым осуществляется переключателем, установленным на правом пульте штурмана. Открытое положение створок фотолюка определяется по горению зеленой сигнальной лампочки («Фотолюк открыт»), установленной рядом с переключателем.

Цепь управления командным прибором аэрофотоаппарата обесточивается концевым выключателем при закрытом положении створок фотолюка.

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

В электрооборудование входят: источники электроэнергии постоянного и переменного тока, бортовая электросеть постоянного и переменного тока, пускорегулирующая и коммутационная аппаратура, аппараты защиты сети постоянного и переменного тока от коротких замыканий, аппаратура защиты сети постоянного тока от перенапряжения, электростартеры, электролебедки, электромеханизмы, электронасосы, вентиляторы, система внутрикабинного светового освещения и световой и звуковой сигнализации, система внешней

световой сигнализации и посадочного освещения, электрические противообледенительные системы двигателей, стекло кабины экипажа и хвостового оперения самолета.

Электрооборудование обеспечивает:

— электрический запуск двигателей от бортовых и аэродромных источников электроэнергии;

— питание и управление всеми электрифицированными системами самолета: гидравлической, топливной и масляной системами двигателей, системами пожаротушения, высотного оборудования, стрелкового, бомбардировочного и транспортно-десантного оборудования, выпуска и уборки шасси, торможения колес, флюгирования винтов двигателей, открытия и закрытия створок грузолюка и бомболюка и т. д.;

— питание пилотажно-навигационного, радионавигационного, радиосвязного, радиолокационного оборудования и фотооборудования.

ЭЛЕКТРОСИСТЕМА ПОСТОЯННОГО ТОКА

Питание потребителей электроэнергии постоянным током на самолете осуществляется от основных источников электроэнергии: четырех стартер-генераторов СТГ-12ТМО (напряжением 28,5 в) и от аккумуляторных батарей 12САМ-28 (напряжением 24 в). Стартер-генераторы установлены попарно на каждом двигателе. На самолете устанавливаются семь аккумуляторных батарей 12САМ-28, размещаемых в левом обтекателе шасси.

Кроме того, на некоторых самолетах дополнительно установлено пять аккумуляторов 12САМ-28, размещенных в специальном контейнере в грузовой кабине по левому борту.

Стартер-генераторы работают при запуске двигателей в качестве электростартеров и автоматически переводятся в генераторный режим после запуска двигателей.

Электросеть постоянного тока (напряжением 28,5 в) однопроводная. В качестве второго (минусового) провода используется заземленный корпус самолета.

Для питания бортсети самолета постоянным током от наземных источников электроэнергии (АПА-2МП, АПА-35-2М) на левом обтекателе шасси установлены два разъема ШРАП-500. Все потребители постоянного тока самолета питаются от шин распределительных устройств, размещенных в кабине экипажа и в грузовой кабине. Питание каждой шины распределительных устройств осуществляется двумя проводами, которые с помощью контакторов двойного питания обеспечивают резервирование их питания от двух центральных распределительных устройств левого и правого ЦРУ, размещенных на потолке грузовой кабины. Шина левого ЦРУ питается от параллельно работающих левых генераторов СТГ-12ТМО № 1 и 3, а шина правого ЦРУ — от правых параллельно работающих генераторов СТГ-12ТМО № 2 и 4.

В случае выхода из строя генераторов одной группы питание шин распределительных устройств и, следовательно, потребителей, подключенных к этим шинам, автоматически переключается контакторами двойного питания на другую группу генераторов. Кроме того, имеется аварийная шина, питаемая при выключенных всех генераторах от аккумуляторов, в нормальных условиях подключена контактором двойного питания на шину правого ЦРУ. В случае выхода из строя всех стартер-генераторов СТГ-12ТМО или при необходимости выключить их в полете жизненно важные потребители электроэнергии на самолете могут быть подключены к аварийной шине.

Размещение агрегатов электрооборудования на самолете позволяет в случае необходимости производить их регулировку и настройку без снятия с самолета, а также замену этих агрегатов.

Трассы электропроводки электросистем постоянного и переменного тока проходят на потолке и по бортам кабины экипажа и по переднему и заднему лонжеронам крыла.

Предусмотрена необходимая экранировка электропроводки для устранения помех работе радиоприемных устройств самолета. Автоматы защиты сети (АЗС и АЗР) и коммутационная аппаратура размещены в распределительных и релейных коробках РК и на щитках автоматов защиты.

Щитки автоматов защиты сети (АЗС и АЗР) установлены в кабине летчиков на шпангоуте № 9 и в кабине штурмана.

ЭЛЕКТРОСИСТЕМА ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Основными источниками переменного тока (115 в, 400 гц) являются два генератора СГО-12, установленные по одному на каждом двигателе, и в качестве резервного источника один преобразователь ПО-750А. Преобразователь служит для поочередной проверки потребителей электроэнергии при неработающих двигателях и отсутствии аэродромного питания, а также для питания жизненно важных потребителей электроэнергии в полете при отказе генераторов переменного тока.

Для подключения наземного источника переменного тока к бортсети на левом обтекателе шасси установлен разъем аэродромного питания ШРА-200ЛК.

Нормальная работа генератора на однофазную сеть обеспечивается при эксплуатации его в комплекте со следующей аппаратурой:

- коробкой пуска и защиты КВП-1А;
- коробкой точного регулирования КРТ-1;
- регулятором напряжения РН-600;
- выносным сопротивлением ВС-33;
- программным механизмом ПМК-14.

Для питания потребителей переменным трехфазным током напряжением 36 в, частотой 400 гц на самолете установлены два преобразователя ПТ-500Ц, питающиеся от основной бортсети постоянного тока, один из которых является рабочим, а второй резервным, и один преобразователь ПАГ-1ФП, подключенный к аварийной шине постоянного тока и обеспечивающий питание основного авиагоризонта командира экипажа АГБ-2 при обесточивании основной бортсети постоянного тока.

Система питания трехфазным переменным током напряжением 36 в выполнена по схеме с обеспечением резервирования. При выходе из строя основного преобразователя ПТ-500Ц коробка переключения КПр-9 автоматически включает в работу резервный преобразователь ПТ-500Ц.

Управление всеми источниками электроэнергии и контроль за их работой осуществляется бортрадистом с помощью коммутационной аппаратуры и приборов (амперметров, вольтметров, частотомера). Управление потребителями осуществляется в основном с помощью коммутационной аппаратуры с рабочих мест соответствующих членов экипажа.

РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

СРЕДСТВА РАДИОСВЯЗИ

Средства радиосвязи на самолете состоят из ряда радиоустановок, обеспечивающих двухстороннюю УКВ и КВ связь самолета с землей, связь со стартом, связь с другими самолетами в строю, внутрисамолетную связь между членами экипажа и подачу сигналов бедствия.

Все средства радиосвязи питаются от бортовой сети переменного тока напряжением 115 в, частотой 400 гц и постоянного тока напряжением 28 в.

СВЯЗНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ Р-807

Связная радиостанция Р-807 с приемником УС-9 является приемно-передающей станцией дальнего действия, предназначенной для телефонно-телеграфной симплексной и полудуплексной связи самолета с землей, а при необходимости и с другими самолетами. Блок БСВ-70 служит для радиосвязи и для навигационных целей в высоких широтах. Управление работой и настройка передатчиков и приемника осуществляются бортовым радистом. Кроме того, управление передатчиком в телефонном режиме может осуществляться с рабочего места командира экипажа, его помощника и штурмана в положении «СР» переключателя рода работ абонентского аппарата СПУ.

Радиоприемник УС-9 работает в КВ диапазоне частот 1,5—18 Мгц и в СВ диапазоне частот 200—500 кгц.

Вся аппаратура радиостанции размещена в кабине экипажа на рабочем месте бортрадиста. Радиопередатчик Р-807 с блоком БСВ-70 имеет два диапазона частот: коротковолновый диапазон от 2000 до 18100 кгц и средневолновый диапазон от 200 до 1500 кгц.

Передатчик может быть предварительно настроен на одиннадцать различных частот: на десять любых частот КВ диапазона и одну любую частоту СВ диапазона. Двенадцатое положение переключателя выбора каналов служит для ручной настройки передатчика. Переход с одной фиксированной частоты на другую при заранее настроенных каналах осуществляется вращением переключателя выбора каналов на панели передатчика.

Время перехода на любую из одиннадцати заранее настроенных волн составляет не более 30 сек. Предусмотрен самоконтроль работы передатчика по высокой и низкой частоте.

Передатчик обеспечивает работу на высотах до 7000 м полной мощностью и от 7000 м и более пониженной мощностью (высота берется по давлению в кабине).

Нормальные режимы работы радиостанции:

- а) в КВ диапазоне 5 мин работы, 10 мин перерыв;
- б) в СВ диапазоне 30 мин работы, 1 час перерыв.

Радиостанция работает на правую жесткую антенну длиной 19 м.

КОМАНДНАЯ УКВ РАДИОСТАНЦИЯ Р-801В

Радиостанция Р-801В является УКВ приемно-передающей радиотелефонной станцией, обеспечивающей связь без поиска и без подстройки.

Радиостанция предназначена для командной связи самолета с наземными УКВ станциями, а также для обеспечения связи в полете между самолетами.

Радиостанция работает в диапазоне частот 100—150 Мгц и обеспечивает в этом диапазоне 601 волну связи с возможностью выбора шести волн, заранее настроенных перед полетом.

Выход на внешнюю УКВ радиосвязь с рабочих мест летчиков, штурмана и радиста обеспечивается при установке переключателя на абонентских аппаратах

в положение «УКР» и с целью прослушивания дополнительного приемника — в положение «ДР». В комплект радиостанции входят передатчик (блок «АБ»), дополнительный приемник (блок «Б»), блок выпрямителей В-2, пульты управления П-3 и П-2.

Передатчик работает на левую антенну АШС-1, а дополнительный приемник — на правую.

Передатчик, дополнительный приемник и блок выпрямителей размещены под мостиком помощника командира экипажа, пульты управления размещены на приборной доске летчиков.

САМОЛЕТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО

Самолетное переговорное устройство (СПУ) служит для внутрисамолетной телефонной связи между членами экипажа в любой из двух сетей и для выхода абонентов на внешнюю связь через две радиостанции и два радиокompаса.

Система СПУ обеспечивает:

- возможность ведения двухсторонней телефонной внутренней связи в одной из двух сетей через соответствующий усилитель СПУ;

- возможность ведения двухсторонней внешней связи через две радиостанции и приема сигналов от двух радиокompасов;

- осуществление любым членом экипажа циркулярного вызова голосом других членов экипажа;

- при переходе члена экипажа в сеть внутренней связи прослушивание с пониженной громкостью сигнала той радиостанции, на которую установлен переключатель радиосвязей;

- плавное регулирование уровня речи, подаваемой на телефон, по сетям как внутренней, так и внешней связи;

- прослушивание сигналов с выхода станции «Протон-М» в положении переключателя «КР» на абонентских аппаратах летчиков, штурмана и радиста.

Для обеспечения связи наземного технического состава с экипажем самолета в условиях наземного обслуживания на аварийном люке летчиков имеется разъем для подключения удлинительного шнура СПУ.

Абонентские аппараты размещены у обоих летчиков, у рабочих мест штурмана, бортрадиста, командира расчета, медработника и бортового техника, а также в грузовой кабине у шпангоута № 35.

Усилители СПУ размещены в кабине экипажа под мостиком помощника командира экипажа. Включение СПУ обеспечено с рабочего места бортрадиста.

АВАРИЙНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ АВРА-45

Радиостанция АВРА-45 служит для посылки сигналов бедствия или пеленга после разворачивания ее на земле или водной поверхности в случае аварии самолета.

Радиопередача телеграфных сигналов ведется по азбуке Морзе вручную или автоматически на одной фиксированной частоте 500 кГц.

При необходимости станция позволяет подавать с помощью сигнальной лампочки световые сигналы. При этом радиопередатчик выключается.

Антенна радиопередатчика поднимается с помощью воздушного шара, наполняемого водородным генератором, или воздушного змея. Питание радиостанции осуществляется от генератора с ручным приводом.

На самолете радиостанция применяется без парашюта. Станция в мягкой упаковке размещена около аварийного люка в верхней части грузовой кабины.

Упаковка обладает плавучестью.

В комплект станции входят передатчик, два шара, два генератора водорода с двумя трубками для наполнения шара, воздушный змей, сигнальная лампочка, запасная антенна и противовес.

РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

АВТОМАТИЧЕСКИЕ РАДИОКОМПАСЫ

АРК-5 № 1 и 2

Радиокompас АРК-5 служит для вождения самолетов по приводным и радиовещательным радиостанциям. Радиокompас обеспечивает получение непрерывного отсчета курсового угла радиостанции (КУР) и позволяет решать следующие навигационные задачи:

— выполнять полет пассивным и активным методами на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курса;

— автоматически определять пеленг на радиостанцию по указателю курса (с использованием прибора, указывающего компасный курс);

— выполнять совместно с другими приборами заход на посадку по системе ОСП.

Радиокомпас работает в диапазоне частот 150—1300 кГц.

На самолете установлены два радиокомпаса с электродистанционной настройкой частоты, из которых один радиокомпас (АРК-5 № 1) в двухщитковом варианте, а другой (АРК-5 № 2) — в однощитковом варианте. Приемники радиокомпасов отрегулированы для работы с кабелем рамки длиной 3 м.

В качестве ненаправленных антенн на самолете используются две шлейфовые антенны, размещенные на верхней обшивке фюзеляжа. Левая антенна обеспечивает работу АРК-5 № 1, а правая — АРК-5 № 2.

Приемники радиокомпасов размещаются в верхней части грузовой кабины, около приемников установлены их рамочные антенны.

Распределительная коробка и усилители ЭДУ размещены под мостиком командира экипажа.

Щитки управления АРК-5 № 1 размещены на каркасе фонаря летчиков и над столиком штурмана, щиток управления АРК-5 № 2 размещен над столиком штурмана.

Указатели радиокомпасов УПДБ-2 размещены на приборных досках летчиков, а указатель УШДБ-2 на приборной доске штурмана.

Радиокомпасы питаются от бортовых сетей постоянного тока (напряжением 28 в) и переменного тока (напряжением 115 в, частотой 400 Гц).

КУРСОВОЕ РАДИОПРИЕМНОЕ УСТРОЙСТВО КРП-Ф

Радиоприемник КРП-Ф служит для приема сигналов курсового маяка, указывающего направление средней линии взлетно-посадочной полосы.

Приемник работает на шести фиксированных частотах УКВ диапазона, стабилизированных кварцами. Индикатором выхода для приемников КРП-Ф и ГРП-2 служит прибор ПСП-48, вертикальная стрелка которого является индикатором курса, а горизонтальная — индикатором глиссады. Приборы ПСП-48 командира экипажа и его помощника имеют сигнализаторы аварии курса и глиссады, и в случаях пропадания сигналов или порчи приемников в окнах бланкеров появляется белый флажок.

Прибор ПСП-48 командира экипажа используется также для совместной работы со станцией «Протон-М». Переключение его осуществляется переключателем «Материк—Протон-М», размещенным на левом борту кабины летчиков.

Антенна приемника КРП-Ф установлена на верхней части фюзеляжа по оси самолета над кабиной экипажа. Питание приемников КРП-Ф и ГРП-2 осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 28 в.

Приемник КРП-Ф размещен за блоком БСВ-70 радиостанции Р-807 в кабине экипажа.

ГЛИССАДНОЕ ПРИЕМНОЕ УСТРОЙСТВО ГРП-2

Глиссадный радиоприемник ГРП-2 служит для приема сигналов глиссадных радиомаяков, указывающих траекторию планирования самолетов (линию глиссады). Глиссадный радиоприемник работает в дециметровом диапазоне волн на трех кварцованных фиксированных частотах. Управление приемником осуществляется с рабочего места командира экипажа со щитка М-50. Глиссадный радиоприемник работает от наклеенной на носовую часть фюзеляжа антенны. Приемник ГРП-2 размещен на этажерке справа по полету в кабине штурмана, там же размещается и распределительная коробка.

В связи с наличием паразитных излучений от передатчика 1-РСБ-70 возможно его влияние на приемники АРК-5, КРП-Ф, ГРП-2. Влияние наблюдается при совпадении частот гармоник передатчиков КВ и СВ диапазонов с частотами настройки указанных приемников.

При работе передатчика Р-807 с блоком БСВ-70 помехи приемникам могут быть во всем диапазоне их рабочих частот.

«Пораженные» взаимовлиянием частоты могут быть определены по следующим формулам:

$$F_{\text{УКВ}} = \frac{n}{m} f_{\text{КВ}} (\text{Р-807});$$

$$F_{\text{КРП-Ф}} = n f_{\text{КВ}};$$

$$F_{\text{ГРП-2}} = n f_{\text{КВ}};$$

$$F_{\text{АРК-5}} = \frac{f_{\text{КВ}} (\text{Р-807})}{m},$$

где n — целое число;

m — коэффициент умножения частоты задающего генератора передатчика Р-807, равный 2, 3, 4, 6, 9, 12 при положении ручки «А» соответственно на делениях 1—2; 3—7; 5—6; 9—10; 11—12.

Внимание. С целью исключения возможного нарушения нормальной работы приемников АРК-5, КРП-Ф и ГРП-2 после входа самолета в АДС вести длительную передачу по радиостанции Р-807 не рекомендуется. Работа разрешается по необходимости только командиру экипажа.

МАРКЕРНОЕ РАДИОПРИЕМНОЕ УСТРОЙСТВО МРП-56П

Маркерный радиоприемник МРП-56П служит для приема сигналов маркерных радиомаяков и позволяет определить момент пролета над ними. Момент пролета определяется световой и звуковой кодовой сигнализацией.

Радиоприемник МРП-56П работает на частоте 75 МГц. Внутрифюзеляжная антенна приемника МРП-56П размещена по оси самолета в нижней части фюзеляжа.

Приемник МРП-56П установлен под мостиком командира экипажа.

Включение питания приемника осуществляется автоматически при включении радиоконпасов.

Две сигнальные лампочки световой сигнализации размещены на приборных досках командира экипажа и его помощника. Блок звуковой сигнализации (звонок) размещен на шпангоуте № 9 в кабине экипажа.

РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-2

Радиовысотомер малых высот РВ-2 обеспечивает определение истинной высоты полета самолета над местностью в пределах от 0 до 1200 м. Работа радиовысотомера основана на измерении величины сдвига фаз между прямым сигналом и сигналом, отраженным от земли.

Несущая (средняя) частота передатчика, равная 444 МГц, модулируется по частоте частотой 124 гц. Измерение высоты происходит на I диапазоне (0—120 м) и на II диапазоне (0—1200 м). Переключение диапазонов и включение радиовысотомера осуществляется переключателями, установленными на приборе РВ-46, размещенном на приборной доске командира экипажа.

Радиовысотомер питается постоянным током напряжением 28 в.

ДЕСАНТНО-ТРАНСПОРТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА ДЛЯ ПАРАШЮТНОГО ДЕСАНТИРОВАНИЯ ЛЮДСКИХ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ

В парашютном варианте самолет может десантировать 40 десантников с оружием и снаряжением всех специальностей, размещаемых в самолете на десантных сиденьях в грузовой кабине. Десантные сиденья разделяются на два типа: несъемные бортовые и съемные центрального ряда.

Посадка парашютистов-десантников в самолет производится по трапам через грузовой люк. Выброска парашютистов-десантников производится также через грузовой люк. Для зацепления карабинов вытяжных

веревки парашютов вдоль грузовой кабины протянуты 4 троса — 2 вдоль бортов и 2 посередине кабины.

Для связи командира десанта с экипажем у разделителя потока установлен разъем самолетного переговорного устройства, а также имеются звуковая и световая сигнализации для подачи команд десанту.

Для уборки вытяжных веревок после покидания десантниками самолета предусмотрен электромеханизм уборки, дублированный ручным механизмом.

При транспортировке на самолете десантников на высотах свыше 3000 м используется система кислородного питания.

Для обеспечения нормальных условий полета десантников в самолете предусмотрено электрическое освещение, система отопления и вентиляции.

ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА ДЛЯ ПАРАШЮТНОГО ДЕСАНТИРОВАНИЯ БОЕВОЙ ТЕХНИКИ И ВОИНСКИХ ГРУЗОВ

Парашютное десантирование боевой техники с самолета Ан-8 производится на парашютных платформах типа ПП-127-3500. Платформы ПП-127-3500 устанавливаются на роликовой дорожке, монтируемой в этом случае на полу грузовой кабины самолета.

Загрузка платформ ПП-127-3500 с боевой техникой в самолет производится с помощью погрузочных лебедок БЛ-52. Выброска платформ из грузовой кабины производится вытяжными парашютами через грузовой люк. Управление замками сброса вытяжных парашютов производится штурманом со своего рабочего места. Сбрасывание может производиться как одиночно, так и серий. Система блокировки не допускает сбрасывания платформ при закрытом грузовом люке и сбрасывания второй платформы до сброса первой.

Аварийное сбрасывание парашютных платформ может производиться как штурманом, так и командиром экипажа, при этом происходит последовательное открытие створок грузового люка и автоматическое сбрасывание платформ.

Боевой расчет, размещенный в герметической кабине самолета и десантируемый вместе с боевой техникой, покидает самолет вслед за последней платформой.

Парашютное десантирование воинских грузов самолетом Ан-8 производится в парашютно-десантных тарах типа ПДММ-47, ПДТЖ-120, ПДУР-47, ПГС-500 и ПДСБ-1 посредством выброски их из самолета транспортером ТГ-8. Максимальная нагрузка на транспортер ТГ-8 в этом случае допускается до 7000 кг.

Транспортер ТГ-8 представляет собой конвейер цепного типа, состоящий из следующих основных агрегатов:

- грузовых магистралей;
- электропривода МПЗ-9А;
- механизма уборки швартовочных лямок с электромеханизмом МПШ-8;
- пультов управления транспортером и коробки контакторов.

Магистрали транспортера устанавливаются на пол грузовой кабины симметрично относительно продольной оси самолета и соединены между собой трансмиссионным валом. Электропривод и магистрали транспортера связаны между собой соединительным валом с шарнирным сочленением.

Для управления транспортером используется прибор группового сбрасывания грузов ПГС-24, установленный на рабочем месте штурмана. Кроме того, управление транспортером может осуществляться с пульта техника по АДО, находящегося в грузовой кабине самолета.

ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА ДЛЯ ПОСАДОЧНОГО ДЕСАНТИРОВАНИЯ БОЕВОЙ ТЕХНИКИ И ВОИНСКИХ ГРУЗОВ

Десантно-транспортное оборудование самолета для посадочного десантирования боевой техники и воинских грузов состоит из погрузочного и швартовочного оборудования.

В погрузочное оборудование входят:

- два основных грузовых трапа и дополнительный средний трап;

- удлинитель трапов;
 - система электрифицированных лебедок БЛ-52;
 - система погрузочных тросов и блоков;
 - упорный домкрат, устанавливаемый под шпангоут № 35;
 - фанерные и веревочные настилы.
- В швартовочное оборудование входят:
- швартовочные узлы (48 шт.), расположенные на полу грузовой кабины в четыре ряда;
 - швартовочные тросы для крепления в самолете всех видов транспортируемой техники;
 - швартовочные сетки для крепления в самолете мелких воинских грузов;
 - колодки-распределители для ограничения перемещения техники вперед по полету и грузовые распределители рассредоточения нагрузки от колес на панели пола;
 - домкраты выключения подрессоривания.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

Для защиты от обледенения самолет Ан-8 оборудован воздушно-тепловыми противообледенительными системами крыла, воздухозаборников и входных направляющих аппаратов (ВНА) двигателей, электротепловыми противообледенительными системами хвостового оперения и остекления (смотровых стекол летчиков и рабочего стекла штурмана), электрообогревом заборников динамического и статического давления воздуха (ПВД и КТА) и жидкостной противообледенительной системой воздушных винтов.

Противообледенительная система крыла состоит из направленных по профилю носка нагревательных воздушных каналов, образованных наружной обшивкой и гофрами внутренней обшивки носков, трубопроводов подачи к носкам крыла горячего воздуха, эжекторов и двух запорных кранов, открывающих подачу воздуха в каждое полукрыло к эжекторам и приводимых в действие электромеханизмами МП-5, которые управляются выключателем на приборной доске помощника командира экипажа. После включения системы горячий воздух, отбираемый за 10-й ступенью компрессора каж-

дого двигателя, из общей с системой кондиционирования магистрали поступает к эжекторам и из них — в переднюю камеру носка крыла, откуда по гофрированным каналам перетекает в заднюю камеру, нагревая при этом носки крыла, а из нее через щелевые вырезы на концах крыла выбрасывается в атмосферу. С помощью эжекторов температура воздуха перед поступлением на обогрев носков крыла снижается до безопасной (около 100°С) во избежание коробления обшивки.

При включенной противообледенительной системе крыла горячим воздухом, отбираемым от двигателей, обогреваются также носки воздухозаборников системы вентиляции и кондиционирования.

Открытое положение заслонки каждого из кранов контролируется концевыми выключателями, включающими при этом сигнальные лампочки на приборной доске помощника командира экипажа.

Противообледенительная система воздухозаборников и ВНА двигателей (автономная для каждого двигателя) состоит из трубопроводов отбора воздуха от 10-й ступени компрессора, двух кранов, приводимых в действие электромеханизмами МП-5, эжектора, кольцевой камеры по носку воздухозаборника двигателя и туннеля маслорадиатора, имеющей перегородку между расположенными рядом входом и выходом воздуха, и трех сопел дополнительной подачи в нее горячего воздуха.

После включения системы часть горячего воздуха, отбираемого от двигателя, через открытый кран, находящийся на корпусе двигателя, поступает на обогрев воздушнонаправляющих лопаток (ВНА) компрессора двигателя, а другая часть идет к эжектору, где смешивается с теплым подкапотным воздухом, и из него — в камеру носка воздухозаборника. Для необходимого нагрева обшивки носков по ходу воздуха расположены три сопла, через которые дополнительно подводится горячий воздух от 10-й ступени компрессора. Воздух к этим соплам поступает по второму трубопроводу со своим запорным краном с электромеханизмом МП-5. Электромеханизмы обоих кранов управляются одним выключателем (для данного двигателя), расположенным на приборной доске помощника командира экипажа.

При включенной противообледенительной системе ВНА часть воздуха, идущего от эжектора, поступает также на обогрев носка воздухозаборника обдува генераторов.

Противообледенительная система хвостового оперения состоит из проволочных нагревательных элементов циклического обогрева и нагревательных элементов постоянного обогрева передней кромки носков и мест стыков нагревательных элементов циклического обогрева, программного механизма, силовых контакторов, термовыключателей, предназначенных для защиты нагревателей от случайного перегрева, и лампочек контроля за работой программного механизма.

Нагревательные элементы циклического обогрева сведены в четыре секции, к каждой из которых электроэнергия от генераторов постоянного тока СТГ-12ТМО с помощью программного механизма и силовых контакторов подается поочередно 40-секундными периодами.

Нагревательные элементы постоянного действия находятся под током в течение всего времени включенного состояния противообледенительной системы.

Для проверки исправности нагревательных элементов по потребляемому ими току на РК противообледенения хвостового оперения, расположенной в хвостовом отсеке грузовой кабины, имеются выключатели по-секционного включения нагревателей циклического обогрева, а также отдельного и общего включения нагревательных элементов постоянного обогрева.

Противообледенительная система остекления состоит из нагревательного элемента из прозрачной токопроводящей пленки и термистора на каждом электрообогреваемом стекле, автомата обогрева стекол, повышающего трансформатора (одного для каждого электрообогреваемого стекла), контактора и выключателя для управления обогревом.

Для обогрева стекла используется переменный ток напряжением 115 в, повышаемый трансформатором до напряжения 190—250 в (в зависимости от сопротивления нагревательного элемента), необходимого для получения заданной удельной мощности обогрева (0,48—0,7 вт/см²).

Автомат обогрева стекол предназначен для автоматической регулировки температуры обогрева стекол и

настраивается на отключение обогрева при температуре наружной поверхности стекла (без обдува) $35 \pm 5^\circ\text{C}$.

Приемники статического и полного воздушных давлений оборудованы электрообогревом с использованием постоянного напряжения 28,5 в.

Для обогрева заборника воздушного давления для КТА используется обогрев воздухозаборника двигателя.

Противообледенительная система воздушных винтов состоит из бака емкостью 55 л для противообледенительной жидкости, насоса с электроприводом, коллекторов (на втулке каждого воздушного винта) с трубопроводами подачи жидкости в канавки на носках лопастей, реостата и выключателя управления системой. Регулировочной иглой, имеющейся на насосе, на земле устанавливается расход жидкости на винты 0,5 л/мин. Реостат на пульте помощника командира экипажа служит для уменьшения подачи жидкости в полете при слабой интенсивности льдообразования. В качестве противообледенительной жидкости используются этиловый спирт-ректификат или его заменители и спиртоглицериновая смесь (85% по объему этилового спирта-ректификата и 15% глицерина).

Сигнализация летчика о входе самолета в зону обледенения осуществляется двумя сигнализаторами обледенения СО-4А дифференциально-манометрического принципа действия, датчики которых установлены в воздухозаборном канале каждого двигателя и включают световую сигнализацию на приборной доске помощника командира экипажа при наличии обледенения. Для сигнализации о наличии обледенения самолета в носке крыла установлен сигнализатор обледенения (изделие 102) такого же принципа действия.

В связи с весьма неудовлетворительной работой последнего сигнализатора обледенения пользоваться им в эксплуатации не рекомендуется.

СИСТЕМА НАДДУВА ГЕРМЕТИЧЕСКОЙ КАБИНЫ

Система наддува герметической кабины на самолете обеспечивает:

— вентиляцию герметической кабины воздухом, отбираемым от компрессоров двигателей;

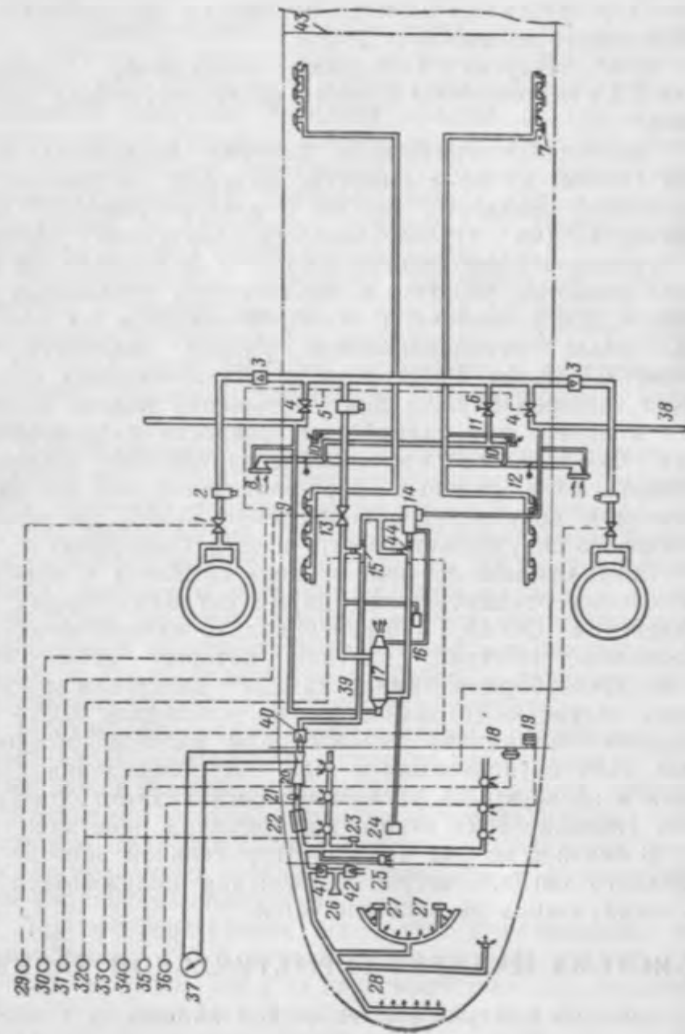


Рис. 44. Принципиальная схема системы кондиционирования;

1 — запорный кран; 2 — ограничитель абсолютного давления (агр. 503); 3 — обратный клапан; 4 — запорный кран; 5 — регулятор абсолютного давления (агр. 644В); 6 — запорный кран эжекторов отопления грузовой кабины; 7 — жалюзи обогрева и вентиляции грузовой кабины; 8 — воздухозаборник; 9 — магистраль обогрева воздухозаборников; 10 — эжектор; 11 — магистраль отопления грузовой кабины; 12 — заслонка подачи атмосферного воздуха; 13 — запорный кран; 14 — турбохолодильник (агр. 519Б); 15 — распределительные краны; 16 — обогрев датчика астрокомпы; 17 — воздухо-воздушный радиатор (агр. 906); 18 — регулятор давления (агр. АД-54); 19 — предохранительный клапан (агр. 438Д); 20 — трубка Вентури; 21 — биметаллический ограничитель температуры; 22 — глушитель шума; 23 — автоматический регулятор температуры ТРТВК-45М; 24 — обогрев винтсистента СР-1; 25 — заслонка обдува ног летчиков; 26 — заслонки обдува штурмана; 27 — жалюзи обдува ног летчиков; 28 — заслонки обдува противоблокажения крыла; 29 — тумблер запорного крана гермокабины; 30 — тумблер запорных кранов противоблокажения крыла; 31 — тумблер запорного крана турбохолодильника; 32 — переключатель регулятора температуры ТРТВК-45М; 33 — выключатель турбохолодильника; 34 — тумблер запорного крана левого двигателя; 35 — переключатель боевого режима; 36 — тумблер аварийного сброса давления; 37 — указатель расхода воздуха УРВК; 38 — магистраль противоблокажения крыла; 39 — шпангоут № 35; 40, 41, 42 — обратные клапаны; 43 — шпангоут № 35; 44 — кран выключения турбохолодильника

— поддержание повышенного давления в кабине относительно наружного атмосферного давления;

— поддержание температуры воздуха в кабине в пределах от $+16$ до $+26^{\circ}\text{C}$.

Поддержание температуры и давления в кабине осуществляется автоматически.

Для наддува герметической кабины самолета отбор воздуха производится от 10-х ступеней компрессоров двигателей с температурой до 280°C и давлением 4—6 атм через патрубки отбора, термокомпенсаторы, запорные краны 1 (рис. 44), управляемые электромеханизмами МП-5 и переключателями 29 и 34. Далее воздух поступает к ограничителям абсолютного давления 2, которые снижают давление воздуха до $3,5^{+0,2}_{-0,3}$ ата.

Затем воздух через обратные клапаны 3 по общему для двух двигателей воздухопроводу поступает к регулятору абсолютного давления 5, поддерживающему давление воздуха $3,2 \pm 0,2$ ата. После регулятора воздух через запорный кран 13, управляемый электромеханизмом МП-5, поступает в воздухо-воздушный радиатор 17 и турбохолодильник 14. В зависимости от положения заслонок распределительного крана 15 и крана выключения турбохолодиль-

ника 44 воздух может направляться в герметическую кабину следующими путями.

1. Минуя воздухо-воздушный радиатор и турбохолодильник.

2. Минуя турбохолодильник.

3. Частично через турбохолодильник и воздухо-воздушный радиатор, а частично минуя их.

4. Через воздухо-воздушный радиатор и турбохолодильник.

Заслонки распределительного крана 15 управляются электромеханизмом МПК-1, электрически связанным с регулятором температуры воздуха ТРТВК-45М 23. При установке переключателя 32 в положение «Автомат» регулировка температуры осуществляется автоматически. При этом регулятор температуры ТРТВК-45М подает соответствующие импульсы электрического тока на электромеханизм МПК-1, который поворачивает заслонки распределительного крана 15. В случае отказа ТРТВК-45М или при необходимости температуру воздуха в кабине можно регулировать вручную, для чего переключатель 32 установить в положение «Тепло» или «Холод». При этом электромеханизм МПК-1, поворачивая заслонки крана 15, изменяет температуру подаваемого в кабину воздуха.

Переключатель заслонок распределительного крана 15 из одного крайнего положения в другое осуществляется за 20—50 сек. На высотах более 7000 м турбохолодильник рекомендуется выключать для экономии его ресурса, так как на этих высотах практически достаточно охлаждения воздуха только в воздухо-воздушном радиаторе.

При установке переключателя 33 в положение «Турбохолод. выкл.» электромеханизм МПК-1 поворачивает заслонки распределительного крана 44, перекрывая канал входа воздуха в турбохолодильник. Для включения турбохолодильника необходимо поставить переключатель 33 в положение «Турбохолод. вкл.».

Таким образом, распределительные краны, меняя количество проходящего воздуха через воздухо-воздушный радиатор и турбохолодильник, регулируют температуру воздуха, поступающего в гермокабину.

После распределительных кранов 15 и 44 воздух по магистрали 39 через обратный клапан 40, трубку Вен-

тури 20, к которой подключен указатель УРВК-37, через глушитель шума 22 по воздухопроводам распределяется для отопления, вентиляции кабин экипажа и расчета, а также для обдува стекол кабин летчиков и штурмана в целях предохранения их от запотевания.

Воздух, поступающий в переднюю гермокабину из системы надува при закрытых и загерметизированных люках кабины, создает повышенное давление, величина которого регулируется автоматическим регулятором давления АРД-54, который имеет два режима работы: нормальный и боевой. Переключение режимов работы регулятора производится переключателем 35.

Регулятор АРД-54 обеспечивает давление в кабине в следующих пределах.

1. На высотах от земли до 2000 м осуществляется свободная вентиляция кабины. При этом избыточное давление воздуха в кабине не более $0,034 \text{ кг/см}^2$ (25 мм рт. ст.).

2. На высотах от 2000 до 7100 м (норм. режим) и от 2000 до 4300 м (боевой режим) создается постоянное абсолютное давление в кабине $0,81 \pm 0,02 \text{ кг/см}^2$ ($596 \pm 18 \text{ мм рт. ст.}$).

3. На высотах с 7100 м создается постоянный перепад давления между кабиной и атмосферой $0,4 \pm 0,02 \text{ кг/см}^2$ ($294 \pm 15 \text{ мм рт. ст.}$) — нормальный режим, а для боевого режима с высоты 4300 м и выше создается перепад $0,2 \pm 0,02 \text{ кг/см}^2$ ($147 \pm 15 \text{ мм рт. ст.}$).

В случае отказа АРД-54 безопасное избыточное давление $0,44 \pm 0,01 \text{ кг/см}^2$ ($325 \pm 10 \text{ мм рт. ст.}$) поддерживается в кабине предохранительным клапаном 438Д. Аварийный сброс давления осуществляется открытием клапана 438Д переключателем 36.

При достижении в кабине величины давления выше заданной клапан регулятора АРД-54 под действием повышенного давления открывается и часть воздуха стравливается в атмосферу.

При полетах на высоте до 2000 м в теплое время года вентиляцию гермокабины можно осуществить атмосферным воздухом, подводимым через воздухозаборник 26. От воздухозаборника атмосферный воздух под действием скоростного напора по воздухопроводу

через обратный клапан 41 поступает в магистральный трубопровод системы наддува. Воздухозаборник открывается и закрывается вручную.

СИСТЕМА ВЕНТИЛЯЦИИ И ОТОПЛЕНИЯ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ

Система обеспечивает нормальные условия в грузовой кабине самолета для перевозки в ней людей и техники. При полетах в холодное время года система поддерживает в кабине температуру до $+20^{\circ}\text{C}$, что исключает необходимость специального прогрева техники в полете.

Отопление кабины осуществляется горячим воздухом, поступающим от магистрального воздухопровода системы наддува гермокабины.

По воздухопроводу 11 (см. рис. 44) воздух подается вниз под пол грузовой кабины. На этом участке воздухопровода установлен запорный кран 6 дроссельного типа, при помощи которого можно включать систему и регулировать ее работу. Под полом грузовой кабины расположены два эжектора 10. В них горячий воздух смешивается с атмосферным, поступающим через воздухозаборники 8. Температура воздуха на выходе из эжекторов $70-80^{\circ}\text{C}$. От эжекторов теплый воздух по трубам подается в грузовую кабину через жалюзи 7, которые расположены на полу кабины у бортов. Из кабины воздух отсасывается через два выдвижных лючка, расположенных в ее хвостовой части на потолке между шпангоутами № 46 и 47. При полетах на малых высотах в теплое время года кабина вентилируется атмосферным воздухом через каналы системы отопления, количество которого регулируется вручную дроссельными заслонками 12.

ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

ПУШЕЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ

Система пушечного вооружения ПВ-23У предназначена для защиты задней полусферы самолета и состоит из кормовой башни ДБ-65У, прицельной станции КПС-53И

с вычислителем воздушной стрельбы ВБ-257-1* и агрегатов дистанционного управления.

Кормовая башня ДБ-65У с двумя пушками АМ-23 калибра 23 мм представляет собой пушечную установку с электрическим следящим приводом.

Прицельная станция КПС-53И (КПС-53А) предназначена для управления кормовой башней и совместно с вычислительным блоком ВБ-257-1 обеспечивает ведение прицельного огня с башни. В конструкцию прицельной станции входят коллиматорный прицел с оптическим внешнебазовым дальномером и фотопулемет ПАУ-457.

В системе пушечного вооружения автоматизированы следующие процессы:

- перезаряжание оружия при задержках в стрельбе;
- прекращение стрельбы при положении оружия на концевых выключателях, ограничивающих углы поворота башни;

- включение механизмов подтяга патронных лент;
- возвращение оружия в походное положение.

Боезапас 700 патронов (по 350 на пушку), что составляет 140% при расчете центровки.

Вес одного патрона со звеном около 385 г.

Питание оружия ленточное. Стреляные гильзы и звенья отводятся наружу за борт самолета.

Конструкция кормовой башни обеспечивает следующие углы обстрела:

а) в горизонтальной плоскости:

- вправо 70° ;

- влево 70° ;

б) в вертикальной плоскости:

- вверх $+60^{\circ}$;

- вниз -40° .

Стрелок управляет прицельной станцией вручную, а оружие автоматически перемещается в соответствии с движением прицельной станции при помощи системы дистанционного управления, которая состоит из двух основных частей: следящей системы сельсинного типа и электрического привода установки. Следящая система при помощи электронно-магнитного усилителя и башенного агрегата управляет работой приводных электромо-

* На первых трех сериях самолетов установлен вычислительный блок ВБ-155.

торов установки, которые вращают установку в горизонтальной и вертикальной плоскостях на заданные углы.

При обнаружении цели стрелок, установив размер ее, выполняет слежение за целью, управляя при этом прицельной станцией так, чтобы центр кольца коллиматорного визира совпадал с центром цели, а светящиеся точки дальномерного кольца обрамляли цель.

Следящая сельсинная система обеспечивает параллельное перемещение оси оружия при перемещении оси коллиматорного визира прицельной станции, а решающие механизмы вычислителя по вводимым параметрам воздушной стрельбы автоматически вводят в следящую сельсинную систему необходимые поправки во взаимное расположение оси коллиматорного визира и оси оружия. Воздушная скорость, высота полета и температура наружного воздуха устанавливаются стрелком на задатчике ДСП-257, температура заряда и настрел оружия — на задатчике ДТЗ-157.

БОМБАРДИРОВОЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ

Бомбардировочное вооружение самолета Ан-8 предназначено для сбрасывания с самолета фотоавиабомб ФОТАБ-100-80 и цветных ориентирно-сигнальных авиабомб ЦОСАБ-10.

Бомбовая нагрузка самолета составляет:

- 4 авиабомбы ФОТАБ-100-80;
- 6 авиабомб ЦОСАБ-10.

Бомбовая нагрузка размещается:

- 4 авиабомбы ФОТАБ-100-80 на двух кассетных держателях КД2-353А внутренней подвески, расположенных в передних бомбоотсеках обтекателей шасси;
- 6 авиабомб ЦОСАБ-10 в двух ящичных держателях ДЯ-СС-А, расположенных в задних бомбоотсеках обтекателей шасси.

Кассетные держатели КД2-353А в бомбоотсеках устанавливаются на приклепанные к фюзеляжу ушки-кронштейны и закрепляются морскими болтами. Ящичные держатели ДЯ-СС-А в бомбоотсеках крепятся с помощью двух балочек. Впереди держатель своими штырями входит в отверстия передней балочки, а сзади ушко держателя стыкуется с ушком задней балочки морским болтом.

Подвеска авиабомб ФОТАБ-100-80 на кассетные держатели КД2-353А* и ящичных держателей ДЯ-СС-А, снаряженных авиабомбами ЦОСАБ-10, осуществляется ручной бомбовой лебедкой БЛ-47, устанавливаемой на раме подъема, которая крепится специальными узлами к правому или левому борту обтекателя шасси и фюзеляжа.

В комплект бомбардировочного вооружения самолета входит одна лебедка БЛ-47, которая после подвески на самолет авиабомб ФОТАБ-100-80 и держателя с авиабомбами ЦОСАБ-10 в бомбоотсеки одного обтекателя шасси переставляется на другой борт самолета.

Боевое сбрасывание авиабомб осуществляет штурман, аварийное — командир экипажа и штурман.

Аварийное сбрасывание можно произвести:

- авиабомб ЦОСАБ-10 только на «Взрыв»;
- авиабомб ФОТАБ-100-80 как на «Взрыв», так и на «Невзрыв».

Боевое сбрасывание авиабомб ФОТАБ-100-80 и ЦОСАБ-10 осуществляется только на «Взрыв».

Основное и аварийное управление створками бомбоотсеков электрогидравлическое.

Для прицеливания при бомбометании у штурмана установлены оптический коллиматорный прицел НКПБ-7 и радиолокационный прицел РБП-3 с блоком ЗОД.

РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ПРИЦЕЛ РБП-3

Радиолокационный прицел РБП-3 предназначен для поиска и обнаружения наземных и надводных объектов, обладающих контрастностью в радиолокационном отношении, в простых и сложных метеоусловиях, а также для выполнения прицельного воздушного десантирования (бомбометания) на площадки, имеющие характерные радиолокационно-контрастные ориентиры или обозначенные радиолокационными маяками.

Кроме того, прицел РБП-3 позволяет осуществлять

* Бомбы ФОТАБ-100-80 подвешиваются только на верхний и нижний замки кассетных держателей КД2-353А, средние замки не используются.

ориентировку по радиолокационному изображению местности и специальным импульсным маякам-ответчикам и решать ряд навигационных задач (определение высоты полета, путевой скорости, угла сноса и др.).

Максимальная дальность действия при обнаружении объектов около 100 км и зависит от характера наземных ориентиров.

Диапазон истинных скоростей и высот боевого применения соответствует диапазону скоростей и высот полета самолета Ан-8. Все блоки прицела, за исключением антенного устройства, расположены в кабине штурмана и под мостиком командира экипажа. Антенное устройство размещено в специальном отсеке снаружи фюзеляжа перед передней стойкой шасси самолета.

Все органы управления прицелом РБП-3 сосредоточены на щитке дистанционного управления и блоке ввода данных прицеливания, расположенных в кабине штурмана.

Питание прицела переменным током напряжением 115 в, частотой 400 гц и постоянным током напряжением 28,5 в осуществляется:

— на земле — от специального аэродромного источника питания;

— в воздухе — от самолетных генераторов.

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЕТА Ан-8

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Военно-транспортный самолет Ан-8 предназначен для транспортировки войск и различных воинских и гражданских грузов, для десантирования парашютным и посадочным способами воздушно-десантных войск, артиллерийской, инженерной и другой боевой техники, а также для перевозки раненых и больных на унифицированных армейских носилках.

Самолет Ан-8 представляет собой цельнометаллический моноплан с высоко расположенным прямым крылом, приподнятой хвостовой частью фюзеляжа, одно-

килевым вертикальным оперением и убирающимся в полете шасси с носовым колесом.

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

В соответствии с этим самолет имеет низко расположенный фюзеляж с большим объемом грузовых кабин и формой миделя в виде прямоугольника с закругленными углами и высоко расположенное крыло и оперение. Низкое расположение фюзеляжа обеспечивает быструю загрузку и разгрузки самолета при посадочном десантировании и улучшает условия сброса грузов при парашютном десантировании. Высокое расположение крыла предохраняет воздушные винты и двигатели от повреждения песком, мелкими камнями и другими предметами при эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах, что увеличивает безопасность полета и удлиняет срок службы силовой установки. Высокое расположение крыла улучшает условия вынужденной посадки с убраным шасси как на сухопутный аэродром, так и на воду.

Высокое расположение крыла улучшает также характеристики продольной устойчивости на больших углах атаки и позволяет получить достаточно высокое аэродинамическое качество.

Крыло большого удлинения ($\lambda=11,7$) с прямолинейной задней кромкой составлено из набора аэродинамических профилей С-5-18, С-3-16 и С-3-14, обладающих хорошими несущими свойствами при относительно небольшом лобовом сопротивлении, что обеспечивает достаточно высокое аэродинамическое качество ($K_{\max}=15,9$) до числа $M=0,62$.

Размещение более несущих профилей С-3-14 на конце крыла улучшает характеристики поперечной устойчивости и управляемости самолета при больших углах атаки. Благодаря началу срыва потока в средней части крыла с постепенным распространением срыва к концам самолет при сваливании опускает нос (с одновременным неинтенсивным кренением).

Крыло оборудовано двухщелевыми выдвижными закрылками большой площади, что обеспечивает получение относительно малой посадочной скорости самолета

(165—190 км/час) и связанной с этим малой дистанции пробега при посадке.

Для сокращения пробега при посадке предусмотрено торможение воздушными винтами переводом их лопастей на малый угол установки. Использование отклонения закрылков на 25° при взлете в сочетании с относительно малой удельной нагрузкой на крыле, значительным влиянием обдувки крыла винтами, повышающим коэффициент подъемной силы при взлете на 20—25%, обеспечивает малую дистанцию разбега при взлете. Перечисленные мероприятия и низкое давление в пневматиках колес (5 атм) обеспечивают возможность эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах малых размеров.

Для улучшения маневренности самолета на земле предусмотрено управление носовым колесом шасси. Система ножного взлетно-посадочного управления передними колесами от педалей обеспечивает выдерживание направления движения самолета в процессе разбега и пробега при сильном боковом ветре и при наличии асимметричной тяги.

Рули самолета имеют аэродинамическую компенсацию, обеспечивающую приемлемые усилия на штурвале и педалях управления на всех режимах полета при прямом знаке усилий (без перекомпенсации). Все рули снабжены триммерами, позволяющими сбалансировать усилия на штурвале и педалях управления.

Эффективность рулей достаточна для удержания самолета в прямолинейном полете без крена при отказе одного двигателя и для посадки самолета с одним работающим двигателем и зафлюгированным или авторотирующим винтом второго двигателя.

Обеспечен горизонтальный полет на одном двигателе, работающем на номинальном режиме, до высоты 4800 м (при полетном весе 34 000 кг и зафлюгированном винте отказавшего двигателя).

Для повышения безопасности полета имеется система автоматического флюгирования винта, которая срабатывает при отказе двигателя на режимах выше 65° по УПРТ. Кроме того, имеются система принудительного флюгирования винта и система аварийного флюгирования.

ТАБЛИЦА ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ И ВЕСОВЫХ ДАННЫХ САМОЛЕТА

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Крыло		
Размах крыла	$l, \text{ м}$	37
Площадь крыла	$S, \text{ м}^2$	117,2
Геометрическое удлинение . .	λ	11,7
Сужение крыла	η	2,75
Угол установки крыла	$\varphi_{\text{кр}}, \text{ град}$	4
Угол поперечного V крыла по задней кромке	$\phi_{\text{кр}}, \text{ град}$	0
Стреловидность по 25% хорд САХ крыла	$b_{\Lambda}, \text{ м}$	6,83
	$\chi, \text{ град}$	3,4
Профиль крыла в корне . .	ЦАГИ С-5-18	
Профиль крыла в сечении $\bar{Z}=0,675$	ЦАГИ С-3-16	
Профиль крыла на конце . .	ЦАГИ С-3-14	
Хорда центроплана (корневая)	$b_{\text{корн}}, \text{ м}$	4,65
Хорда концевая	$b_{\text{конц}}, \text{ м}$	1,69
Размах центроплана	$l_{\text{ц}}, \text{ м}$	3,6
Размах консоли	$l_{\text{к}}, \text{ м}$	16,7
Тип закрылка	Двухцелевой выдвижной	
Размах одного закрылка . .	$l_{\text{закр}}, \text{ м}$	10,567
Площадь закрылков	$S_{\text{закр}}, \text{ м}^2$	25,9
Площадь закрылков относительная	$\bar{S}_{\text{закр}} = \frac{S_{\text{закр}}}{S_{\text{кр}}}$	0,222
Хорда закрылка в % от хорды крыла	%	35
Относительная площадь крыла, обдуваемая винтами . .	σ	0,334
Отклонение закрылков:		
— на взлете	$\delta_{\text{з}}, \text{ град}$	25
— на посадке	$\delta_{\text{з}}, \text{ град}$	35

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Элероны		
Площадь элеронов	$S_{\text{э}}, \text{м}^2$	7,84
Площадь элеронов относительная	$\bar{S}_{\text{э}} = \frac{S_{\text{э}}}{S}$	0,0672
Относительное плечо элеронов	$\bar{Z}_{\text{э}} = \frac{2Z_{\text{эср}}}{l}$	0,838
Размах одного элерона	$l_{\text{э}}, \text{м}$	5,79
Относительный размах элерона	$\bar{l}_{\text{э}} = \frac{2l_{\text{э}}}{l}$	0,313
Хорда элерона в процентах от хорды крыла	%	31
САХ элерона	$b_{\text{Аэ}}, \text{м}$	0,69
Предельные углы отклонения элерона:		
— вверх	$\delta_{\text{э}}, \text{град}$	25
— вниз	$\delta_{\text{э}}, \text{град}$	15
Относительная хорда осевой компенсации	$\bar{b}_{\text{о.к.}}, \%$	29
Коэффициент передачи от элеронов к штурвалу	$k_{\text{ш.э}}, \frac{1}{\text{м}}$	0,83
Форма осевой компенсации элерона	Окружность	
Площадь триммера-сервокомпенсатора элерона	$S_{\text{с-кэ}}, \text{м}^2$	0,84
Площадь триммера-сервокомпенсатора элерона относительная	$\bar{S}_{\text{с-кэ}} = \frac{S_{\text{с-кэ}}}{S_{\text{э}}}$	0,107
Коэффициент связи между отклонением элерона и сервокомпенсатора	$k_{\text{с-кэ}} = \frac{d\tau_{\text{с-кэ}}}{d\delta_{\text{э}}}$	-0,65
Максимальное отклонение сервокомпенсатора элерона	$\tau_{\text{с-к макс}}, \text{град}$	$\begin{cases} +16^{\circ},6 \\ -9^{\circ},7 \end{cases}$
Отклонение триммера элерона	$\tau_{\text{э макс}}, \text{град}$	± 8

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Фюзеляж		
Длина фюзеляжа	$L_{\text{ф}}, \text{м}$	30,74
Максимальная высота фюзеляжа (с форкилем)	$h_{\text{ф}}, \text{м}$	4,8
Максимальная ширина фюзеляжа по обтекателям шасси	$C_{\text{фс.о}}, \text{м}$	5,12
Максимальная ширина фюзеляжа без обтекателей шасси	$C_{\text{фб.о}}, \text{м}$	3,8
Расстояние от носа фюзеляжа до Ц. Т. самолета при $\bar{X}_T = 0,25$	$L_{\text{пер}}, \text{м}$	12,3
Мидель фюзеляжа	$S_{\text{м.ф}}, \text{м}^2$	12,54
Площадь боковой проекции	$S_{\text{фбок}}, \text{м}^2$	80
Площадь боковой проекции фюзеляжа от носа до центра тяжести самолета ($\bar{X}_T = 0,25$)	$S_{\text{п.ф}}, \text{м}^2$	35,8
Удлинение фюзеляжа	$\lambda_{\text{ф}}$	7,69
Расстояние от пола грузового люка до земли	$h, \text{м}$	1,2
Угол атаки крыла при касании хвостовой части фюзеляжа о землю:		
— при необжатых амортизаторах и пневматиках	$\alpha, \text{град}$	17,3
— при полном обжатии амортизаторов и пневматиков		15
Внутренние размеры грузовой кабины:		
— длина	м	11,04
— ширина (между нишами шасси)	м	2,50
— высота (под центропланом)	м	2,42

Продолжение

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Ширина грузового люка (между шпангоутами № 35—43)	<i>м</i>	2,85
Длина грузового люка . . .	<i>м</i>	7,64
Объем передней герметической кабины	<i>м³</i>	39
Объем задней герметической кабины	<i>м³</i>	2,8
Шасси		
Колея шасси:		
— по наружным колесам	<i>м</i>	4,45
— по осям амортизационных стоек	<i>м</i>	3,80
База шасси	<i>м</i>	8,65
Угол поворота колес передней стойки	φ , град	35
Размеры переднего пневматика	<i>мм</i> × <i>мм</i>	900 × 300
Максимальное обжатие переднего амортизатора	<i>м</i>	0,42
Максимальное обжатие переднего пневматика	<i>м</i>	0,187
Число колес на передней стойке	шт.	2
Число колес на тележке основной стойки	шт.	4
Размеры основного пневматика	<i>мм</i> × <i>мм</i>	950 × 350
Максимальное обжатие основного амортизатора	<i>м</i>	0,34
Максимальное обжатие основного пневматика	<i>м</i>	0,186
Силовая установка		
Число двигателей	АИ-20Д	2
Тип двигателей	Турбовинтовой	

Продолжение

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Длина гондолы с коком . . .	<i>L_{мг}</i> , <i>м</i>	7,59
Ширина гондолы	<i>C_{мг}</i> , <i>м</i>	1,2
Угол установки двигателя (по отношению к крылу) . . .	$\varphi_{дв}$, град	—4
Расстояние от плоскости вращения винта до Ц. Т. самолета при $\bar{X}_T=0,25$	$-X_B$, <i>м</i>	4,186
Плечо тяги винта по вертикали	<i>Y_в</i> , <i>м</i>	0,3
Плечо тяги винта в горизонтальной плоскости:		
— абсолютное	<i>Z_T</i> , <i>м</i>	4,705
— относительное	$\bar{Z}_T = \frac{2Z_T}{l}$	0,254
Обороты ротора двигателя:		
— на режиме малого газа	<i>n</i> , об/мин	10400 ± 200
— на рабочих режимах .	<i>n</i> , об/мин	12300 ± 90
Передаточное число от двигателя к винту		0,08732
Тип винта	АВ-68Д	Тянущий
Число лопастей	шт.	4
Диаметр винта	<i>м</i>	5
Покрытие винта	σ	0,32
Углы установки лопастей на контрольном сечении $R=1600$ мм:		
— минимальный угол . .	φ , град	3
— угол промежуточного упора	$\varphi_{у.п.}$, град	12
— угол флюгера	$\varphi_{фл.}$, град	86
Обороты винта на рабочих режимах	<i>n</i> , об/мин	1075
Зазор между винтом и фюзеляжем	<i>м</i>	0,3

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Мидель мотогондолы	m^2	1,13
Направление вращения винта (если смотреть сзади)	Левое	
Время непрерывной работы двигателя:		
— на взлетном режиме	мин	5
— на максимальном режиме	мин	15
— на номинальном режиме (не более 33% ресурса)	мин	Без ограничения
— на крейсерских режимах	мин	Без ограничения
— на малом газе	мин	30
Ресурс двигателя	час	300
Расстояние от конца лопасти винта до земли при стоянке самолета	м	1,04
Горизонтальное оперение		
Площадь горизонтального оперения	$S_{г.о}, m^2$	27,7
Относительная площадь горизонтального оперения	$\bar{S}_{г.о}$	0,286
Удлинение	$\lambda_{г.о}$	5,56
Сужение	$\gamma_{г.о}$	2,84
Размах (в плоскости хорд)	$l_{г.о}, m$	12,4
САХ горизонтального оперения	$b_{A_{г.о}}, m$	2,4
Угол поперечного $V_{г.о}$	$\psi_{г.о}, град$	0
Стреловидность горизонтального оперения по линии 0,25 хорд	$\alpha_{г.о}, град$	9,93

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Плечо горизонтального оперения (расстояние от 0,25 САХ крыла до 0,25 САХ горизонтального оперения)	$L_{г.о}, m$	14,5
Относительное плечо горизонтального оперения	$\bar{L}_{г.о} = \frac{L_{г.о}}{b_A}$	4,25
Коэффициент статического момента площади	$A_{г.о}$	1,005
Профиль горизонтального оперения	NACA 0012M	Симметричный
Угол установки стабилизатора относительно хорды крыла	$\varphi_{ст}, град$	-3
Хорда горизонтального оперения по оси симметрии самолета	м	3,32
Концевая хорда	м	1,165
Максимальное отклонение руля высоты:		
— вверх	$\delta_{в}, град$	28
— вниз	$\delta_{в}, град$	15
Площадь руля высоты	$S_{в}, m^2$	7,52
Относительная площадь руля высоты	$\bar{S}_{в}, m^2$	0,27
САХ руля высоты	$b_{в}, m$	0,843
Относительная хорда осевой компенсации руля высоты	%	29
Форма осевой компенсации	Верх — эллипс; низ — парабола	
Передаточное число от руля высоты к штурвалу	$K_{ш.в}, \frac{1}{m}$	1,44
Площадь двух триммеров руля высоты	$S_{тр.в}, m^2$	0,87
Относительная площадь двух триммеров руля высоты	$\bar{S}_{тр.в}$	0,116
Максимальное отклонение триммера руля высоты	$\tau_{в\max}, град$	± 12

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Расстояние оперения от оси винта	$Y, м$	0,61
Относительная площадь оперения, обдуваемого винтами	K_v	0,485
Вертикальное оперение		
Площадь вертикального оперения (без форкиля) . . .	$S_{в. о}, м^2$	20,934
Относительная площадь вертикального оперения	$\bar{S}_{в. о}$	0,1785
Размах вертикального оперения	$l_{в. о}, м$	5,72
Удлинение вертикального оперения (геометрическое) . .	$\lambda_{в. о}$	1,57
Сужение вертикального оперения	$\gamma_{в. о}$	3,23
Стреловидность вертикального оперения по линии 0,25 хорд	$\alpha_{в. о}, град$	15,5
Корневая хорда вертикального оперения	$b_{корн. в. о}, м$	5,59
Концевая хорда вертикального оперения	$b_{конц. в. о}, м$	1,73
САХ вертикального оперения	$b_{А. в. о}, м$	4
Плечо вертикального оперения (расстояние от 0,25 САХ крыла до 0,25 САХ вертикального оперения)	$L_{в. о}, м$	13,87
Относительное плечо вертикального оперения	$\bar{L} = \frac{L_{в. о}}{l}$	0,374
Коэффициент статического момента вертикального оперения (без форкиля)	$B_{в. о}$	0,0663
Площадь форкиля	$S_{ф. к}, м^2$	4,57
Расстояние от 0,25 САХ вертикального оперения до скоростной оси X при $\alpha=0^\circ$. .	$Y_{в. о}, м$	4,83

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Расстояние от верхнего торца вертикального оперения до плоскости хорд горизонтального оперения	$h_1, м$	6,02
Расстояние от верхнего торца вертикального оперения до строительной горизонтали самолета	$h_2, м$	7,52
Расстояние от верхнего торца вертикального оперения до земли (высота самолета) .	$h, м$	10,045
Профиль вертикального оперения:		
— по корневой нервюре	NACA 0012M	Симметричные
— по концевой нервюре	NACA 0010M	
Предельные углы отклонения руля направления	$\delta_{н макс}, град$	± 25
Площадь руля направления .	$S_n, м^2$	6,58
Относительная площадь руля направления	$\bar{S}_n$	0,312
САХ руля направления . . .	$b_{А. р. н}, м$	1,63
Относительная хорда осевой компенсации	$b_{о. к. н}, \%$	32
Передаточное число от руля направления к педалям . .	$K_{шн}, \frac{1}{м}$	3,96
Сервокомпенсация	Пружинная	
Площадь сервокомпенсатора .	$S_{с-к н}, м^2$	0,446
Относительная площадь сервокомпенсатора	$\bar{S}_{с-к н}$	0,0682
Максимальное отклонение сервокомпенсатора руля направления	$\tau_{с-к макс}, град$	$\pm 13,5$
Площадь триммера руля направления	$S_{тр. н}, м^2$	0,27
Относительная площадь триммера руля направления . .	$\bar{S}_{тр. н}$	0,0415
Максимальное отклонение триммера руля направления	$\tau_{н макс}, град$	± 15

Наименование величин	Обозначение и размерность	Значение
Средняя хорда сервокомпенсатора	$b_{с-к\text{ ср}}$, м	0,2565
Жесткость пружины пружинного сервокомпенсатора . .	λ , кг/мм	20
Хорда триммера руля направления	$b_{тр. р. н}$, м	0,19
Весовые, центровочные и инерционные данные		
Нормальный (он же максимальный) взлетный вес . .	$G_{взл}$, кг	38000
Нормальный (средний) полетный вес	$G_{пол. ср}$, кг	34000
Нормальный посадочный вес . .	$G_{пос}$, кг	33940
Максимальный посадочный вес	$G_{пос. макс}$, кг	38000
Вес пустого самолета	$G_{пуст}$, кг	24600
Вес служебной нагрузки	$G_{служ}$, кг	1000
Вес самолета без топлива и груза (неизменный)	$G_{без т. и гр}$, кг	25600
Максимальный вес десантной нагрузки	$G_{гр. макс}$, кг	11000
Максимальный вес топлива ($\gamma = 775 \text{ кг/м}^3$)	$G_{т. макс}$, кг	9700
Полная заправка топлива (97% полной емкости) . .	$G_{топл. макс}$, л	12500
Момент инерции относительно: ($G_{сам} = 38000 \text{ кг}$)		
— оси X	I_X , кгм сек ²	$0,92 \cdot 10^5$
— оси Y	I_Y , кгм сек ²	$2 \cdot 10^5$
— оси Z	I_Z , кгм сек ²	$1,2 \cdot 10^5$
Центровка пустого самолета . .	$\bar{X}_{т.}$, % САХ	$27,7 \div 28,7$
Предельно передняя эксплуатационная центровка	$\bar{X}_{т. п.}$, % САХ	18
Предельно задняя эксплуатационная центровка	$\bar{X}_{т. з.}$, % САХ	33,5

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Поляра самолета $c_y(c_x, \delta_z)$ и зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки крыла $c_y(\alpha, \delta_z)$ при малых числах M вдали от земли на режиме малого газа при разных положениях закрылков приведены на рис. 45, 46. Влияние работающих двигателей на вели-

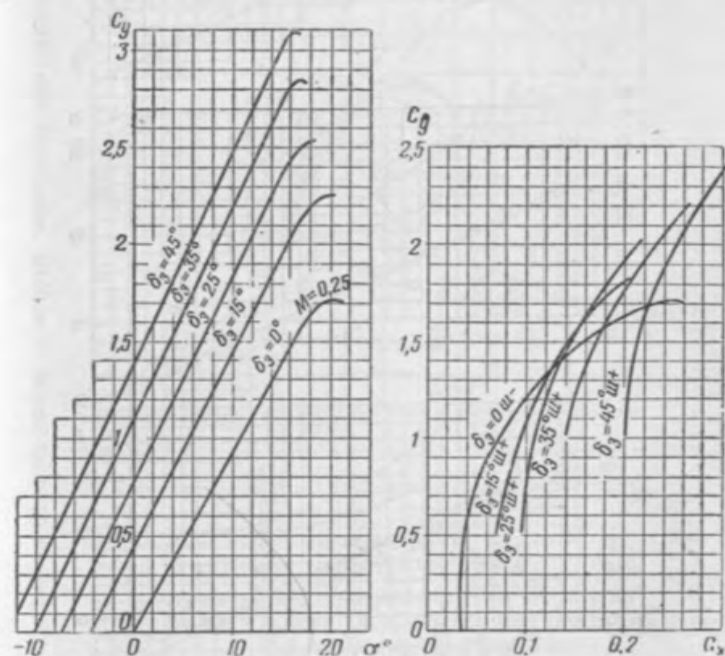


Рис. 45. Поляры и кривые $c_y(\alpha)$ самолета Ан-8 при $M=0,15$ вдали от земли на режиме малого газа ($B \approx 0$). (Коэффициент сопротивления выпущенного шасси $\Delta c_{x_{ш}} = 0,011$, $\delta_n = \delta_z = 0$)

чину $c_y(\alpha)$ и близости земли на поляру и величину $c_y(\alpha)$ при $\delta_e = -16^\circ$ показано на рис. 46. Аэродинамическое качество самолета при разных положениях закрылков приведено на рис. 47. Работающие двигатели практически не влияют на качество самолета. Убранному положению закрылков на графиках соответствует

Наименование характеристик	Вдали от земли ($h^* = \infty$)				Вблизи земли ($h^* = 1,6$)			
	0	25	35	45	0	25	35	45
$\delta_{\text{э}}$	0	25	35	45	0	25	35	45
$k_{\text{макс}}$	15,3	10,3	8,9	8	18	13,4	11,3	10,5
α° при $k_{\text{макс}}$	7—8	5—8	4—7	5—9	10	7—9	6—8	7—10
$c_{y\text{макс}}$	1,71	2,54	2,85	3,1	1,65	2,45	2,75	3
$\alpha^\circ_{\text{макс}}$	20,5	18	16,5	16	19	16,5	15	14,5

(h^* — относительное расстояние от конца бортовой хорды крыла до земли)

Угол атаки α_0 (при $c_y = 0$), величины c_y^* , $\alpha_{\text{крит}}$ и $c_{y\text{макс}}$ в зависимости от положения закрылков приведены на рис. 48.

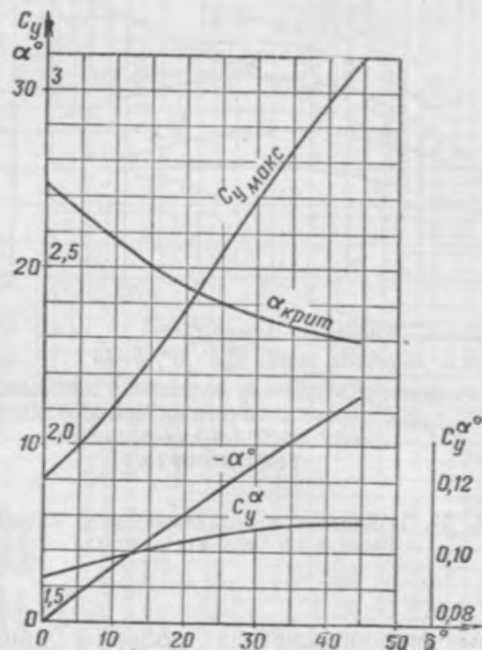


Рис. 48. Зависимости $c_{y\text{макс}}$, $\alpha_{\text{крит}}$, α_0 и c_y^* от угла отклонения закрылков вдали от земли при $M=0,15$

Аэродинамические поправки указателя скорости и барометрического высотомера самолета Ан-8 приведены в следующей таблице:

$V_{\text{пр}}, \text{ км/час}$	240	260	280	300	320	340	360	380	400	420	440
δV_a при $\delta_{\text{э}} = 0 \text{ км/час}$	+7	+6	+5	+4	+3	+2	+1	0	-1	-2	-3
δH_a при $\delta_{\text{э}} = 0$ на высоте от 0 до 500 м	+15	+14	+12	+10	+8	+6	+3	0	-3	-6	-10

Примечание. При выпуске закрылков в посадочное положение аэродинамические поправки указателя скорости, а также барометрического высотомера уменьшаются и на приборных скоростях полета 240—280 км/час практически равны нулю.

Сопротивление выпущенного шасси составляет $\Delta C_{x\text{ш}} = 0,011$, т. е. приблизительно 33% минимального сопротивления самолета с убранными шасси и закрылками.

На рис. 49 и 50 приведены кривые $c_y(\alpha, M)$, $\alpha_{\text{макс}}(M)$, $\alpha_{\text{доп}}(M)$, $c_{y\text{макс}}(M)$, $c_{y\text{доп}}(M)$, α , $c_y^*(M)$, $c_x(M, c_y)$.

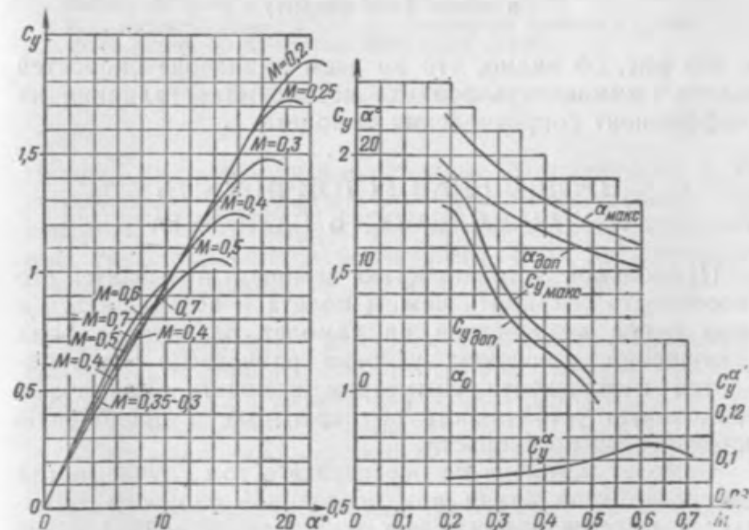


Рис. 49. Зависимости $c_y(\alpha, M)$; $c_y^*(M)$; $c_{y\text{макс}}(M)$; $c_{y\text{доп}}(M)$; α ; $\alpha_{\text{макс}}(M)$; $\alpha_{\text{доп}}(M)$ на режиме малого газа при убранных закрылках

Из этих графиков видно, что $c_{у\max}$ и $c_{удоп}$ сильно зависят от числа M , достигая довольно высоких значений при малых числах M . Например, $c_{у\max}=1,91$ при $M=0,15$.

Максимальное качество на крейсерском режиме при $M=0,415$ равно 15,9 при $c_y=0,75$ (см. рис. 47).

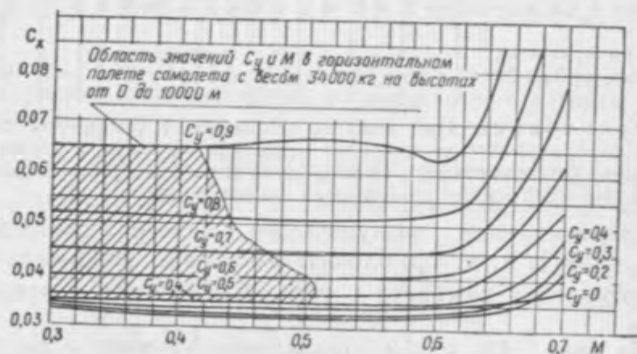


Рис. 50. Кривые $c_x(M, c_y)$ при убранных закрылках и шасси (люк закрыт)

Из рис. 50 видно, что во всем диапазоне скоростей полета сжимаемость воздуха не оказывает влияния на коэффициент сопротивления самолета.

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Продольной устойчивостью самолета называется его способность сохранять режим полета и возвращаться к нему после воздействия на самолет различного рода возмущений, меняющих условия равновесия сил и моментов в плоскости симметрии самолета. Различают продольную устойчивость по перегрузке и продольную устойчивость по скорости.

Самолет устойчив по перегрузке в том случае, когда изменение угла атаки при постоянной скорости вызывает появление момента сил относительно центра тяжести, стремящегося устранить изменение угла атаки. Самолет устойчив по скорости в том случае, когда изме-

нение скорости полета при постоянной перегрузке вызывает появление момента сил относительно центра тяжести, стремящегося устранить изменение исходной скорости.

Основным фактором, определяющим продольную устойчивость самолета как по перегрузке, так и по скорости, является координата центра тяжести самолета относительно средней аэродинамической хорды или так называемая центровка, выражаемая в процентах средней аэродинамической хорды (в % САХ). Задняя цен-



Рис. 51. Схема сил и моментов от винта

товка, соответствующая границе устойчивости и неустойчивости, называется нейтральной центровкой. При центровке самолета, расположенной впереди нейтральной, самолет является устойчивым. Если же центровка самолета расположена позади нейтральной, самолет неустойчив.

На нейтральную центровку самолета оказывают влияние следующие дополнительные силы и моменты, возникающие при работе двигателей (рис. 51):

- от винтовой и реактивной тяги;
- от изменения скорости и схода потока в области крыла и оперения;
- от вертикальной силы на винте при кривой обдувке его.

При даче газа самолет имеет тенденцию к подъему носа и набору высоты, а при уборке газа самолет

имеет тенденцию к опусканию носа и снижению. Увеличение тяги винта уменьшает продольную устойчивость самолета. Кроме того, дача или уборка газа соответственно увеличивает или уменьшает подъемную силу самолета, что способствует набору или снижению.

Нейтральная центровка самолета по перегрузке при фиксированном управлении с убранной механизацией на режиме горизонтального полета составляет 48—

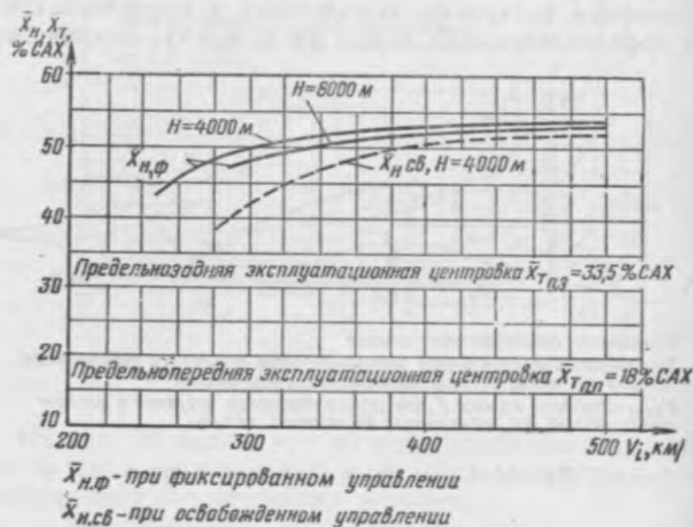


Рис. 52. Центровки, соответствующие нейтральности для устойчивости по перегрузке. Шасси и закрылки убраны. (По материалам испытаний.)

54% САХ в зависимости от скорости и высоты полета (рис. 52). Освобождение управления смещает нейтральную центровку на 5—8% САХ вперед. Нейтральная центровка по скорости (статическая нейтральная центровка) на режиме полетного малого газа и на номинальном режиме с зафиксированным управлением приведена на рис. 53. Из этого графика видно, что изменение режима работы двигателей с полетного малого газа до номинального режима смещает нейтральную статическую центровку на 5—6% САХ вперед.

Предельно задняя эксплуатационная центровка самолета принята равной 33,5%, при этом, как видно из

рис. 52, запас устойчивости по перегрузке с зажатым управлением во всем диапазоне скоростей не менее 10% САХ, и лишь на малых скоростях при освобожденном управлении запас устойчивости несколько ниже 10% САХ.

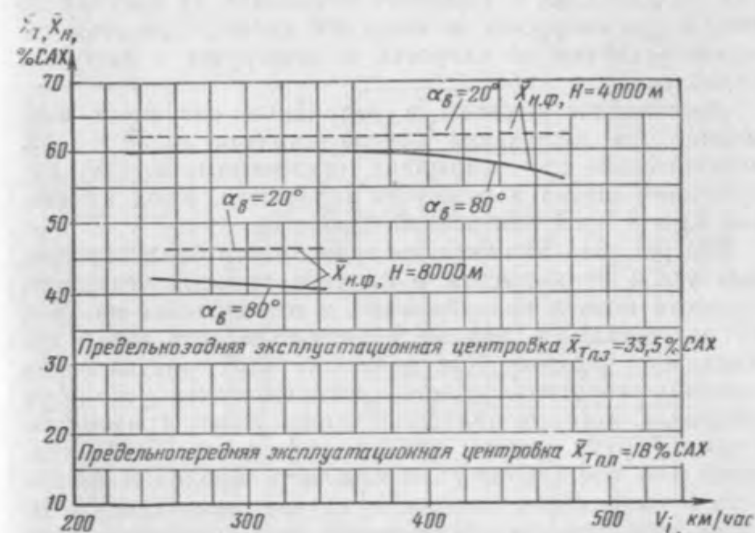


Рис. 53. Центровки, соответствующие нейтральности по скорости (для продольной статической устойчивости) с зафиксированным управлением. Шасси и закрылки убраны. (По материалам испытаний.)

Предельная передняя центровка самолета определяется возможностью получения посадочного угла атаки при отклонении руля высоты вверх на 20° (на 8° меньше максимального) и равна 18% САХ.

Вторым условием, определяющим предельную переднюю центровку, является усилие на штурвале управления при посадке, которое не должно превышать 25 кг. Это условие в настоящее время строго не выполняется, и усилия при посадке с центровкой 18% САХ при посадочном весе примерно 36 т больше нормы (до 45 кг).

С учетом указанных небольших отступлений от требуемого запаса устойчивости при предельной задней

центровке и от требуемого значения усилия на штурвале при посадке с предельной передней центровкой диапазон эксплуатационных центровок самолета составляет 18—33,5% САХ. Продолжение полета в аварийных ситуациях возможно при положениях центра тяжести до 40% САХ и убранных закрылках на высотах до 8000 м при скоростях не ниже 300 км/час. При этом самолет устойчив по скорости и перегрузке с зажатым управлением.

Выполнение посадки в аварийных ситуациях возможно при положении центра тяжести до 38% САХ включительно при закрылках, отклоненных на 35°, выпущенном шасси и открытом грузолуке. Уход на второй круг с этой центровкой безопасен.

На рис. 54—56 показаны зависимости балансировочных углов руля высоты и балансировочных усилий от скорости полета при убранных и отклоненных на 25 и 45° закрылках на режиме полетного малого газа и номинальном режиме. Как видно из этих рисунков, на больших скоростях существуют значительные усилия на штурвале, которые полностью можно снять триммером. Триммер руля высоты весьма эффективен. Эффективность его обеспечивает возможность продолжения полета и выполнения посадки в случае рассоединения по какой-либо причине механической связи штурвала с рулем высоты.

Показателями продольной управляемости самолета являются величина усилия и угол отклонения руля высоты, необходимые для изменения перегрузки на одну единицу. Эти критерии самолета Ан-8 приведены на рис. 57. Из этого рисунка видно, что на пониженных скоростях значение критерия $\frac{dP_a}{dn_y}$ мало при центровках, близких к предельно задней. Это требует повышенного внимания при пилотировании самолета в наборе и заходе на посадку с задними центровками.

Уборка УПРТ в полете с 20 до 0° (например, при экстренном снижении) при убранных закрылках практически не изменяет критериев $\frac{dP_a}{dn_y}$ и $\frac{d\delta_a}{dn_y}$, а также балансировочных кривых $P(V)$ и $\delta(V)$ (рис. 58). Аналогичная уборка УПРТ с 20 до 0° на режиме посадки в конце выравнивания с отклоненными до 35° закрыл-

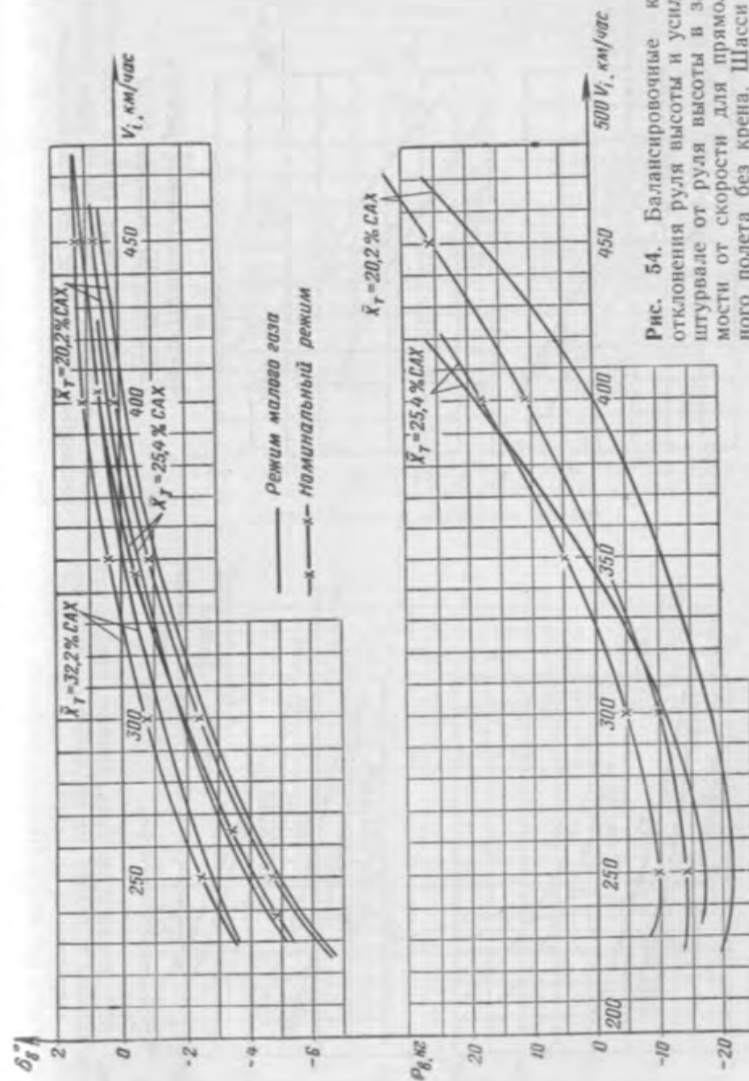


Рис. 54. Балансировочные кривые отклонения руля высоты и усилий на штурвале от руля высоты в зависимости от скорости для прямой и заднего полета без крена. Шасси и закрылки убраны, $H_{ор} = 4000$ м, $G = 32-33$ т

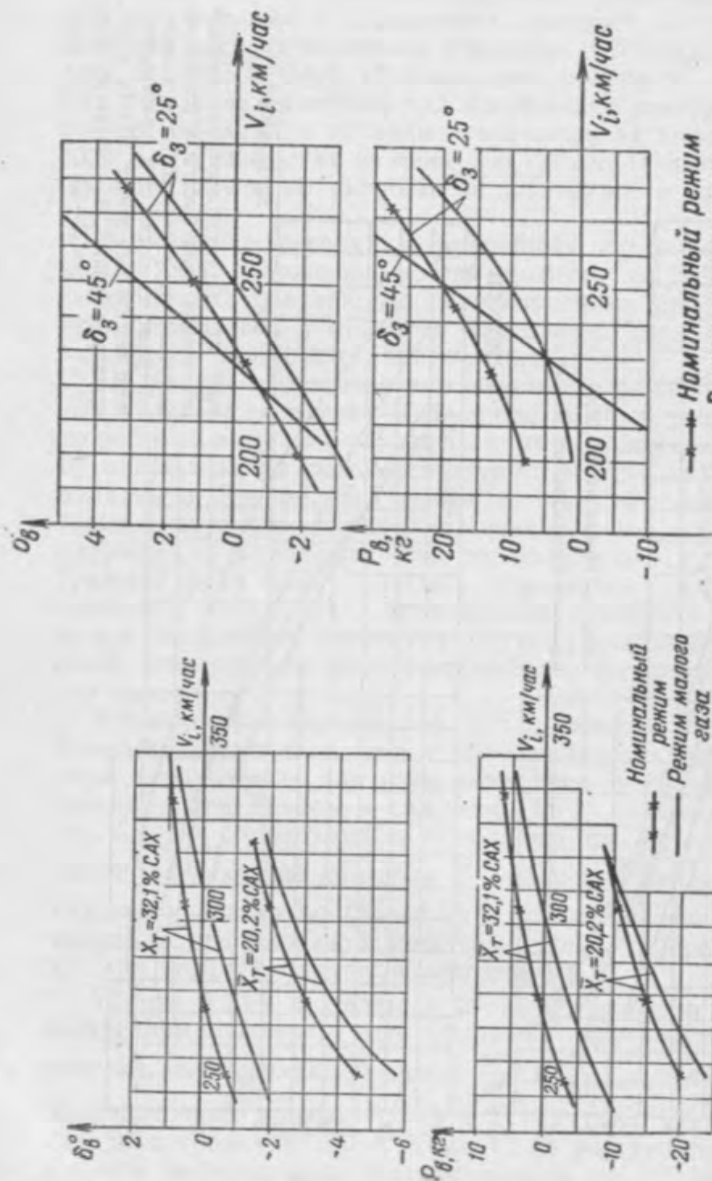


Рис. 55. Балансировочные кривые отклонения руля высоты и усилий на штурвале от руля высоты в зависимости от скорости для прямолинейного полета без крена. Шасси и закрылки убраны, $H_{cp} = 8000$ м, $G = 31-33$ т

Рис. 56. Балансировочные кривые отклонения руля высоты и усилий на штурвале от руля высоты в зависимости от скорости для прямолинейного полета без крена. Шасси выпущено, $G = 31$ т, $X_r = 25.2\%$ CAX, $\delta_3 = 25^\circ$ и 45° , $H = 4000$ м

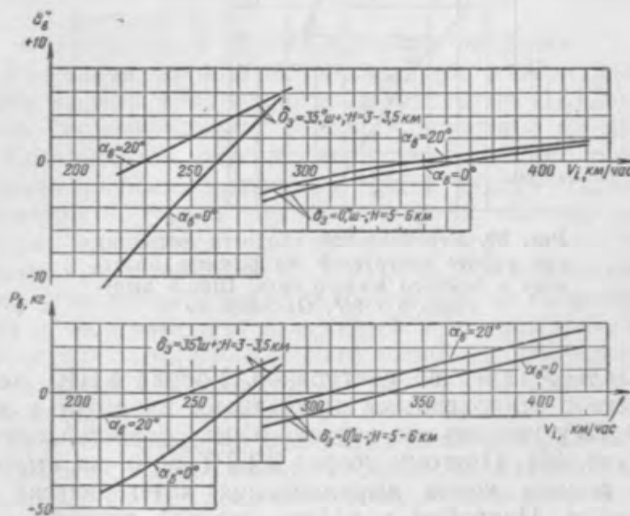


Рис. 58. Балансировочные кривые P_a и δ_a в зависимости от индикаторной скорости в полете без крена $X_r = 25\%$ CAX, $\delta_3 = 35^\circ$

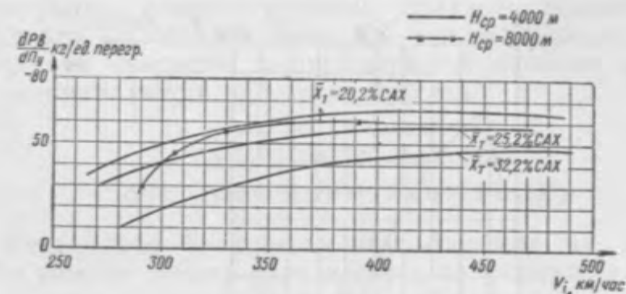


Рис. 57. Изменение усилий на штурвале и отклонений руля высоты, потребных для создания единицы перегрузки в зависимости от индикаторной скорости полета. Шасси и закрылки убраны

ками приводит к появлению значительных тянущих усилий на штурвале (около 20—45 кг). Происходит общее затяжение продольного управления с уменьшением его эффективности. Поэтому для облегчения нормальной посадки перед выравниванием или перед уборкой РУД до $\alpha_{\text{в}}=0$ необходимо создать триммером руля высоты небольшое усилие на себя, особенно при посадке

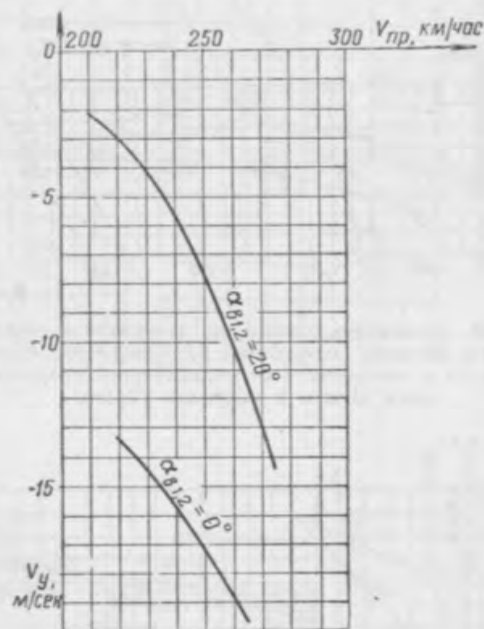


Рис. 59. Вертикальные скорости снижения при работе двигателей на режиме полетного и земного малого газа. Шасси выпущено, $\delta_{\text{в}}=35^\circ$, $G=34000$ кг

с предельно передней центровкой. Уборка УПРТ до 0° в полете с отклоненными закрылками приводит к значительному увеличению вертикальных скоростей снижения (рис. 59). Поэтому уборка УПРТ до 0° на высотах более высоты конца выравнивания категорически запрещается. Подробно о работе силовой установки на режиме УПРТ=0 описано в разделе «Особенности работы винта на самолете».

Отклонение закрылков приводит к значительному увеличению подъемной силы и сопротивления при исходном угле атаки при незначительном изменении продольного момента самолета. Время выпуска закрылков от 0 до 35° составляет 18—20 сек, что исключает искривление траектории полета при выпуске закрылков. Возникающие при выпуске закрылков небольшие продольные моменты и стремление к «вспуханию» легко парируются соответствующим плавным отклонением штурвала. Для выдерживания рекомендованных инструкцией скоростей планирования необходимо иногда увеличивать режим работы двигателей.

ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Угол атаки горизонтального оперения на каком-либо режиме полета определяется по формуле

$$\alpha_{\text{г.о}} = \alpha - \varepsilon + \varphi_{\text{ст}},$$

где α — угол атаки крыла;

$\varphi_{\text{ст}}$ — угол установки горизонтального оперения по отношению к крылу (для самолета Ан-8 $\varphi_{\text{ст}} = -3^\circ$);

ε — угол скаса потока в районе оперения.

Рассчитанные по этой формуле (по материалам продувок модели в аэродинамической трубе ЦАГИ) углы атаки горизонтального оперения показаны на рис. 60.

Критический угол атаки горизонтального оперения с симметричным профилем NACA 0012M составляет примерно 16° (при отклонении руля высоты $\alpha_{\text{кр}}$ несколько изменяется). По этому графику видно, что на режимах горизонтального полета с убранными закрылками угол атаки крыла в зависимости от скорости, высоты и веса самолета изменяется в пределах $\alpha = 3 \div 10^\circ$, а угол атаки горизонтального оперения изменяется соответственно в пределах $\alpha_{\text{г.о}} = -2 \div +3^\circ$ и далек от критического.

Другое положение будет при полете самолета с отклоненными закрылками, особенно на предпосадочном планировании при повышенной скорости полета. Картина обтекания горизонтального оперения в этом случае резко отличается от предыдущей. Например, при посадочном

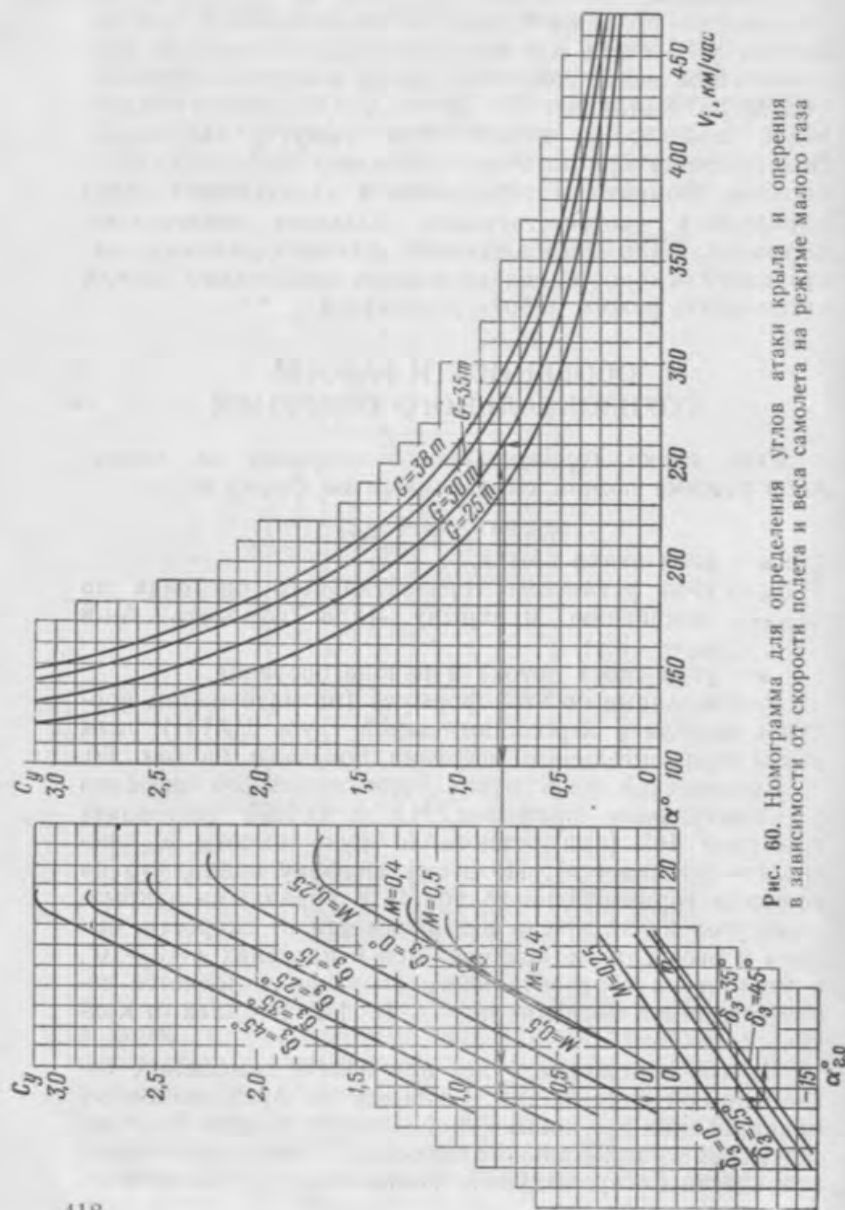


Рис. 60. Номограмма для определения углов атаки крыла и оперения в зависимости от скорости полета и веса самолета на режиме малого газа

весе самолета 30 т и скорости планирования 260 км/час с закрылками, отклоненными на 35° , угол атаки крыла отрицательный и составляет примерно -3° , а на оперении отрицательный угол атаки достигает в этом случае величины -11° за счет малого угла атаки крыла и значительного скоса потока у оперения при отклонении мощной механизации крыла, какой являются установленные на самолете двухшелевые выдвижные закрылки. К тому же резкая «дача» штурвала от себя с перегрузкой до $n_y=0,5-0,7$ при довыпуске закрылков, вызывающая вращение самолета относительно поперечной оси, и дополнительное уменьшение угла атаки крыла увеличивают отрицательный угол атаки горизонтального оперения дополнительно еще на $2-4^\circ$ в зависимости от величины перегрузки при «даче». При этом угол атаки у оперения может оказаться близким к критическому.

При приближении к отрицательному критическому углу атаки оперения на нижней (несущей) поверхности оперения возникают местные срывы потока, что приводит к уменьшению степени продольной устойчивости по перегрузке при освобожденном управлении, но, как показали специальные летные испытания, управляемость при этом сохраняется полностью. Поэтому при взятии штурвала на себя самолет без затруднений выходит из пикирования, потеряв при этом 80—100 м высоты (чем больше была перегрузка, до которой штурвал был отдан от себя при парировании «вспухания» самолета, тем больше будет суммарная потеря высоты на ввод и вывод даже при мгновенной реакции летчика).

Выпуск закрылков на самолете производится медленно, за 18—20 сек, а возникающие при этом силы и моменты парируются плавным движением штурвала; резкое движение штурвала не рекомендуется. Также не рекомендуется на предпосадочном планировании выпускать и довыпускать закрылки на небольшой высоте.

Наиболее простым средством уменьшения угла атаки горизонтального оперения является понижение скорости предпосадочного планирования (рис. 60).

Скорости предпосадочного планирования в инструкции по технике пилотирования подобраны в зависимости от посадочных весов таким образом, чтобы угол

атаки оперения не превосходил -8 , -9° , что вполне обеспечивает безопасность нормальной посадки.

Увеличение скорости предпосадочного планирования нежелательно из-за увеличения угла атаки оперения и ухудшения посадочных характеристик и характеристик устойчивости и управляемости самолета, значительное же уменьшение скорости недопустимо из условия сваливания (скорость сваливания при $\delta_z = 35^\circ$ 135—150 км/час в зависимости от веса самолета, следовательно, при рекомендованной скорости планирования 240—260 км/час запас скорости до сваливания составляет около 100 км/час).

При полете в условиях обледенения с выключенной или неисправной системой противообледенения при отрицательных температурах наружного воздуха возможно нарастание льда на внешних поверхностях самолета. Скорость нарастания льда в исключительных случаях доходит до 25 мм/мин. Особенно опасно нарастание льда на горизонтальном оперении (на передней кромке стабилизатора).

Из предыдущего ясно, что при выпуске закрылков происходит значительное увеличение отрицательного угла атаки горизонтального оперения по сравнению с углами атаки при гладком крыле, что смещает точку раздела потока на носовой части стабилизатора. Поэтому лед, образовавшийся на носике в районе точки раздела потока, соответствующей углам атаки горизонтального оперения крейсерских режимов, оказывается в зоне очень больших скоростей поджатого потока вблизи профиля и срывает поток с самого носика стабилизатора, уменьшая тем самым критический угол последнего на $4-6^\circ$ по сравнению со стабилизатором без льда. Этим объясняется тот факт, что даже небольшое льдообразование может дать полный срыв потока с нижней поверхности горизонтального оперения в условиях довыпуска закрылков до посадочного положения на повышенных скоростях полета и при резких «дачах» штурвала от себя на создание перегрузок ниже единицы. Если произойдет срыв потока на нижней поверхности оперения, то отрицательная подъемная сила, которая была на оперении, существенно уменьшится. Это даст большой пикирующий момент.

Как показали специальные исследования на моделях

в аэродинамических трубах ЦАГИ, обледенение передней кромки стабилизатора существенно ухудшает продольную устойчивость самолета только в полете на отрицательных углах атаки крыла, а на всех положительных углах атаки характеристики продольной устойчивости и управляемости практически не изменяются. Из этого следует, что для вывода самолета из прогрессирующего неуправляемого снижения необходимо увеличить угол атаки крыла, что достигается уменьшением отклонения закрылков до 20° . При уборке закрылков до 20° угол атаки крыла становится положительным и стремление самолета к пикированию исчезнет. «Дача» газа дает значительный кабрирующий момент и поэтому способствует выводу самолета из снижения.

Поэтому в случае обледенения или отказа противообледенительной системы оперения предпосадочное планирование и посадку следует выполнять при закрылках, отклоненных на угол не более 20° . Скорость планирования при $\delta_z = 20^\circ$ выдерживать 240—260 км/час и не допускать резких маневров в вертикальной плоскости.

ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Под большими углами атаки следует понимать углы атаки крыла, близкие к критическому $\alpha_{кр}$.

Обычный полет самолетов Ан-8 на больших углах атаки запрещен. Знание характера поведения самолета на этих углах атаки необходимо потому, что самолет может выйти на большие углы атаки в результате допущенных летчиком грубых ошибок или в результате воздействия возмущенных потоков при полетах в чрезвычайно сильной болтанке. Анализ полученных при специальных летных испытаниях данных показывает, что на всех режимах полета имеется значительный запас по скорости (не меньше 90—140 км/час) до скорости сваливания. Следовательно, непреднамеренное сваливание самолета вследствие потери скорости при нормальном пилотировании самолета практически исключено.

Во всем диапазоне эксплуатационных центровок и скоростей полета характеристики устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки как с

убранными, так и выпущенными закрылками и шасси вполне удовлетворительные.

При выходе на большие углы атаки самолет не имеет тенденций самопроизвольно увеличивать угол атаки. Пропадания усилий, заброса перегрузок и других ненормальностей при выходе на большие углы атаки, включая и режимы сваливания, на самолете не наблюдаются. Эффективность продольного и поперечного управления на всех режимах в начале сваливания вполне достаточна для прекращения развития кризисных явлений на крыле и для вывода самолета в нормальный полет.

Ненормальностей в работе силовых установок не наблюдается.

ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ В ДИАПАЗОНЕ МИНИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

С УБРАННЫМИ ШАССИ И ЗАКРЫЛКАМИ

При пилотировании самолета не рекомендуется уменьшать скорость полета по прибору в горизонтальном полете ниже 280 км/час, в режиме набора — ниже 270 км/час. При приближении скорости самолета Ан-8 к минимальной (соответствующей началу сваливания) возникает слабая тряска. Эта тряска («зуд») появляется за 10—15 км/час до начала сваливания. К этому моменту несколько уменьшается поперечная устойчивость и появляется стремление к накренению, которое довольно легко парируется отклонением элеронов и руля направления. Иногда перед сваливанием наблюдается энергичное подергивание штурвала, обусловленное срывом потока на элеронах. При подходе к скорости сваливания руль направления и элероны сохраняют достаточную эффективность. Достигнув минимальной скорости полета, самолет вяло сваливается на крыло, преимущественно на правое, с одновременным опусканием носа.

Удерживание самолета от накренения на скоростях, близких к сваливанию, при дальнейшем выборе штурвала на себя приводит к энергичному сваливанию на крыло с интенсивным опусканием носа. Если появившийся перед сваливанием крен не устранять, то са-

молет плавно свалится в сторону опущенного крыла. Высота полета существенных изменений в характер сваливания не вносит. Усилия на штурвале прямые. В режиме торможения с малым газом скорость сваливания возле земли составляет 165—190 км/час в зависимости от полетного веса самолета. Вплоть до скоростей сваливания самолет в продольном отношении

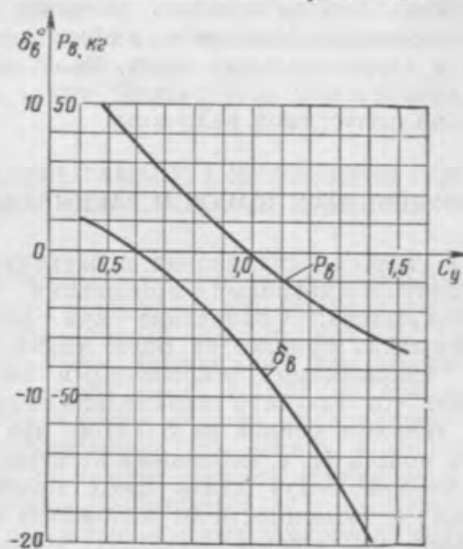


Рис. 61. Зависимость балансирующего угла отклонения руля высоты и усилий на штурвале от C_y для самолета с убранными шасси и закрылками; $\bar{X}_r = 30,1\%$ САХ, $M = 0,34—0,5$

устойчив по скорости и перегрузке; более того, при приближении к углам атаки, соответствующим началу сваливания, степень устойчивости увеличивается (рис. 61).

При работе двигателей на номинальном и максимальном режимах торможение при летных испытаниях производилось до скоростей, при которых на режиме малого газа происходило сваливание. В этом случае сваливание не наблюдалось. При подходе к критическим углам атаки наблюдается колебание стрелки указателя скорости.

Вывод самолета в горизонтальный полет после сваливания трудностей не представляет. Для этого необходимо отдать штурвал в нейтральное положение или просто отпустить его при положении элеронов и руля направления, близком к нейтральному. После этого самолет в зависимости от характера сваливания может оказаться в пологом пикировании с креном $\gamma = 30-80^\circ$. Во всех случаях вывода самолет уверенно набирает скорость до эволютивной, после чего обычным способом переводится в горизонтальный полет. Необходимо лишь следить за скоростью и перегрузкой, чтобы не превысить предельно допустимой величины.

С ВЫПУЩЕННЫМИ ШАССИ И ЗАКРЫЛКАМИ

Подход к скорости сваливания происходит с более слабыми предупреждающими признаками, чем при убранных закрылках. Сваливание при выпущенных шасси и закрылках происходит более резко. При торможении с закрылками, отклоненными на 25° , за $50-70$ км/час до скорости сваливания наблюдается уменьшение тянущих усилий на $5-10$ кг при уменьшении скорости полета (т. е. небольшая неустойчивость по скорости). Усилия могут стать даже противоположными по знаку в зависимости от положения триммера. Незначительное уменьшение тянущих усилий проявляется и при $\delta_z = 35^\circ$. Закрылки, выпущенные на 35° , уменьшают скорость сваливания на малом газе до 140 км/час при полетном весе самолета $G = 32$ т. На этой скорости наблюдалось падение оборотов двигателя до $92-93\%$, так как при $\alpha_n = 20^\circ$ винт при этих скоростях становится на упор.

Вывод самолета из режима сваливания производится так же, как и при убранных закрылках.

С АСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЕЙ

В полете на одном двигателе при убранных закрылках с зафлюгированным или авторотирующим винтом уменьшение скоростей до $V_i = 210$ км/час не сопровождается никакими отрицательными явлениями. При ра-

боте одного двигателя на номинальном режиме и авторотирующем на промежуточном упоре винте остановленного двигателя была достигнута скорость 200 км/час (при $\delta_n = 16^\circ$ и $\delta_z = 11^\circ$). При уменьшении скорости ниже 210 км/час на педалях появляется тряска, растущая по мере падения скорости. Эта тряска, возникающая при подходе к скорости сваливания за $10-15$ км/час, является естественным признаком выхода самолета на недопустимые углы атаки.

ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ В ДИАПАЗОНЕ БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Выход самолета на критические углы атаки на большой скорости происходит при наличии перегрузки и сопровождается сильной тряской, которая растет по амплитуде с ростом перегрузки. При резком отклонении штурвала на себя через $1-1,5$ сек возникает слабая тряска руля высоты, быстро переходящая в интенсивную тряску хвостового оперения и всего самолета. Одновременно с началом сильной тряски перегрузка начинает медленно уменьшаться и происходит сваливание самолета. Сваливание носит спокойный характер; обычно самолет сваливается на левое крыло, при этом левый крен достигает $15-20^\circ$, после чего увеличение крена прекращается. На скоростях более 300 км/час иногда сваливание не происходит, несмотря на сильную тряску всего самолета.

На высоте $8000-8500$ м и $V_i = 230-340$ км/час перегрузка ограничивается появлением срыва на крыле, а также большими усилиями на штурвале даже при задних центровках. В этих условиях практически невозможно превысить перегрузку, допускаемую прочностью самолета.

Вывод самолета из сваливания при создании перегрузок, соответствующих $c_{y \max}$, легко выполняется отдачи штурвала от себя за нейтральное положение. Отклонение штурвала от себя приводит к быстрому прекращению тряски. Во всех случаях самолет быстро восстанавливает исходные углы атаки.

Перегрузки сваливания на виражах достигаются легче, чем в горизонтальном полете.

Перегрузки меньше единицы тряской не сопровождаются.

ДОПУСТИМЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ, ПЕРЕГРУЗКИ И ВЕРТИКАЛЬНЫЕ ПОРЫВЫ ВЕТРА

Полученные при специальных летных испытаниях зависимости $c_{y\text{доп}}$ (M) и $c_{y\text{свал}} = c_{y\text{макс}} = f(M)$ на режиме малого газа приведены на рис. 49. Допустимый коэффициент подъемной силы ($c_{y\text{доп}}$) введен из условия обеспечения запаса по углу атаки до сваливания; $\Delta\alpha = \alpha_{\text{св}} - \alpha_{\text{доп}} \approx 3^\circ$ при крейсерском числе $M = 0,415$ ($H = 8000$ м) и $\Delta\alpha = 4-4,5^\circ$ при малых числах M (в наборе). Увеличение режима работы двигателей несколько увеличивает $c_{y\text{доп}}$ и $c_{y\text{макс}}$. Изменение центровки самолета практически не влияет на эти величины.

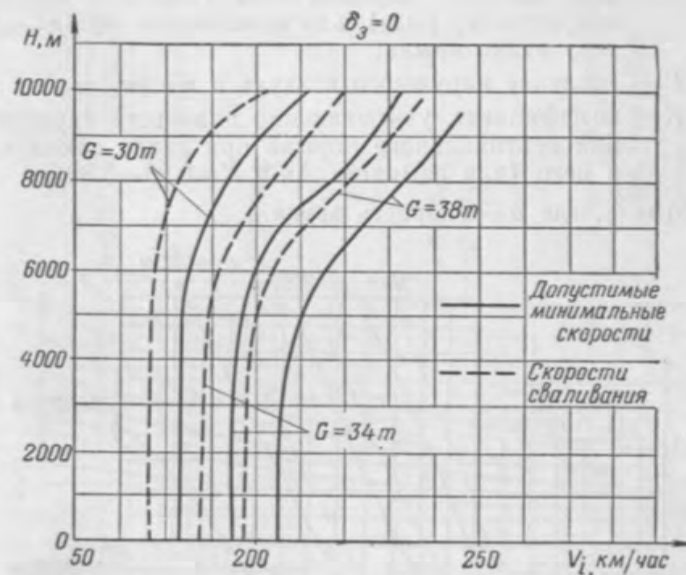
По кривым $c_{y\text{доп}}$ и $c_{y\text{макс}}$ определяют минимальные скорости полета по высотам, а также допустимые перегрузки и перегрузки сваливания (максимальные) при полете на разных высотах (рис. 62, 63).

На рис. 49 приведены $\alpha_{\text{доп}}$ и $\alpha_{\text{макс}}$, соответствующие $c_{y\text{доп}}$ и $c_{y\text{макс}}$. Эти данные используют для определения эффективных индикаторных скоростей восходящего потока, выводящие самолет на $c_{y\text{доп}}$ и $c_{y\text{макс}}$.

Понятия «допустимый c_y » и соответствующие ему «минимально допустимые скорости полета» (рис. 62) являются условными. Летному составу категорически запрещается не только полет на этих скоростях, но и приближаться к ним. Из условия обеспечения возможности полета в болтанку при величине нормированного вертикального порыва скорость самолета на всех этапах полета (исключая режимы взлета и посадки) не должна быть меньше установленной в гл. V настоящей Инструкции — 280 км/час по прибору.

Значения $W_{i_{\text{э. доп (макс)}}$ рассчитаны по формуле

$$W_{i_{\text{э. доп (макс)}}} = \frac{12,35 (\alpha_{\text{доп (макс)}} - \alpha_{\text{г. п}})}{K} M V P,$$



Скорости сваливания при выпущенных закрылках

G, m	30	34	38
δ_z°	25°		
$V_i \text{ свал, км/час}$	144	154	163
δ_z°	35°		
$V_i \text{ свал, км/час}$	136	145	154
δ_z°	45°		
$V_i \text{ свал, км/час}$	132	140	148

Рис. 62. Допустимые минимальные скорости и скорости сваливания

где α — угол атаки крыла в радианах, соответствующий данному режиму полета ($\alpha_{г.п}$), а также допустимому ($\alpha_{доп}$) или максимальному ($\alpha_{макс}$) углу атаки крыла;

P — давление наружного воздуха в мм рт. ст.;

K — коэффициент, учитывающий плавность нарастания вертикального порыва при входе самолета в него (для самолета Ан-8 $K=0,86-0,89$);

$M = \frac{V}{a}$, где a — скорость звука.

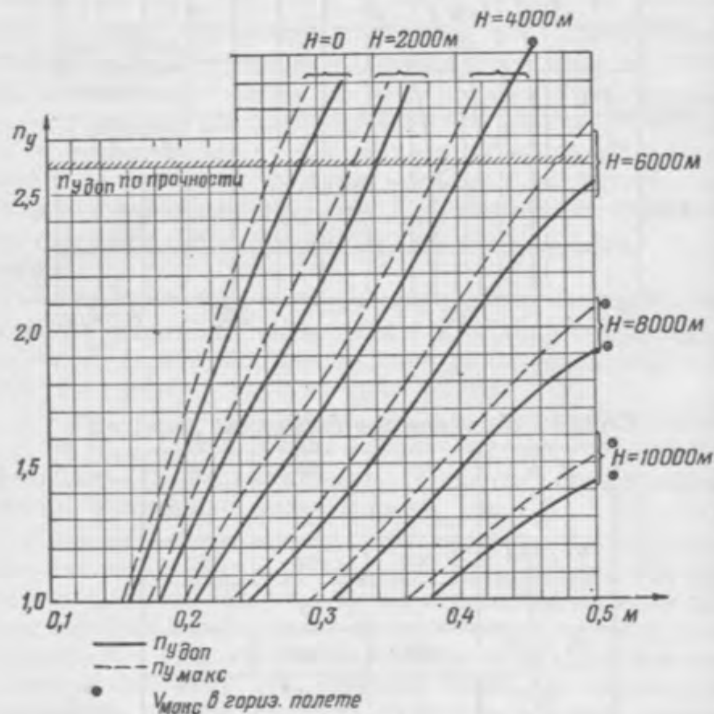


Рис. 63. Перегрузки, выводящие самолет на $c_{у доп}$ и $c_{у макс}$ при полете на режиме малого газа

Результаты расчета показаны на рис. 64, 65.

Выход самолета на углы атаки, соответствующие $c_{у доп}$ и $c_{у макс}$ для взлетного веса 38 т с режима крей-

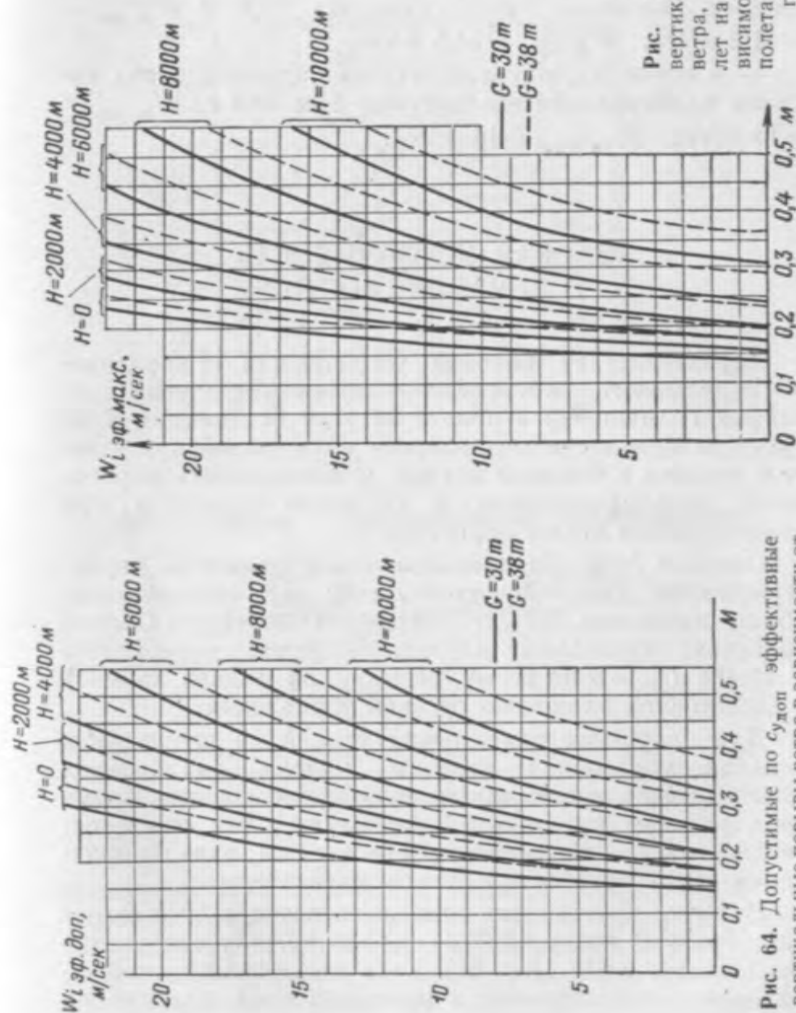


Рис. 65. Эффективные вертикальные порывы ветра, выводящие самолет на сваливание, в зависимости от числа М полета на режиме малого газа $\delta_3=0$

Рис. 64. Допустимые по $c_{у доп}$ эффективные вертикальные порывы ветра в зависимости от числа М полета на режиме малого газа $\delta_3=0$

серского полета, возможен при следующих значениях скоростей восходящего потока:

— в начале полета на дальность на высоте 8000 м при полетном весе 37,25 т $W_{i9, доп} = 10$ м/сек, $W_{i9, макс} = 13,3$ м/сек;

— на середине маршрута полета на дальность при среднем полетном весе самолета 33,6 т $W_{i9, доп} = 11,2$ м/сек, $W_{i9, макс} = 14,5$ м/сек;

— в конце маршрута полета на дальность перед началом планирования при полетном весе 30,0 т $W_{i9, доп} = 13$ м/сек, $W_{i9, макс} = 16$ м/сек.

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

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

Самолет Ан-8 обладает удовлетворительными характеристиками боковой устойчивости и управляемости, обеспечиваемыми достаточной площадью вертикального оперения, правильно выбранным углом поперечного V крыла ($\phi_{кр} = 0$ по всему размаху по задней кромке) и достаточной площадью органов управления.

Для получения приемлемых усилий на штурвале и педалях управления элероны и руль направления имеют осевую аэродинамическую компенсацию. Кроме того, элероны имеют комбинированный (на одной поверхности) триммер-сервокомпенсатор, а руль направления имеет пружинный сервокомпенсатор.

Наличие пружинного сервокомпенсатора определяет своеобразный ход усилий на педали по углу отклонения руля направления (рис. 66). Тяга управления рулем направления присоединена к промежуточной качалке на

руле, соединенной жесткой тягой с кабанчиком управления сервокомпенсатором и пружиной (со значительным усилием предварительной затяжки) с рулем на-

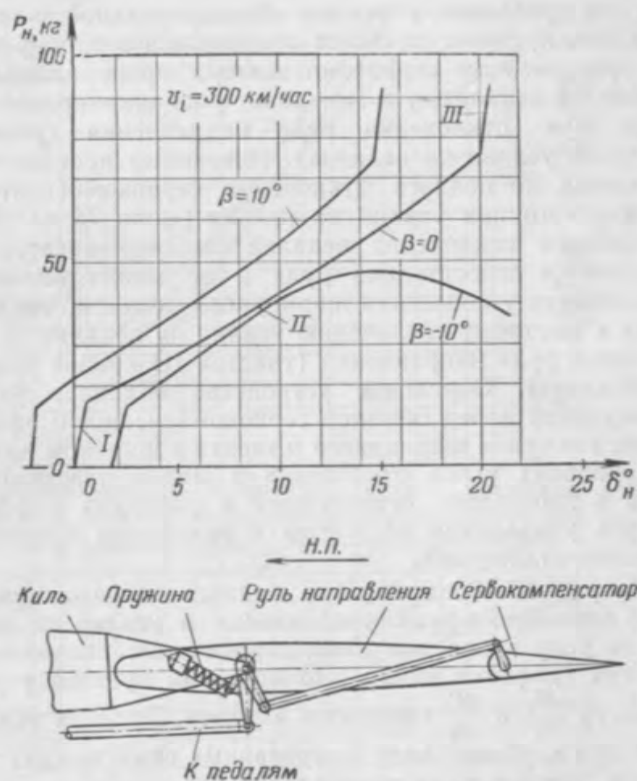


Рис. 66. Схема пружинного сервокомпенсатора руля направления и типовая диаграмма изменения усилия на педалях по углу отклонения руля направления δ_H и углу скольжения β

правления. При отклонении педалей управления и небольших шарнирных моментах усилие в тяге управления рулем недостаточно для преодоления усилия предварительной затяжки пружины, руль направления отклоняется вместе с сервокомпенсатором, как одно целое,

и сервокомпенсатор не оказывает никакого действия на шарнирный момент (участок I кривой усилия на педалях).

При достижении усилия на педалях 15 кг, достаточного для преодоления усилия предварительной затяжки пружины, пружина начинает обжиматься с одновременным отклонением сервокомпенсатора пропорционально усилию на педалях, что замедляет рост шарнирного момента при отклонении руля направления (участок II кривой усилия на педалях). Описанный процесс продолжается до полного отклонения сервокомпенсатора, достигаемого при усиллии на педали около 75 кг. При дальнейшем отклонении педалей сервокомпенсатор не отклоняется относительно руля и не может вызывать дальнейшего уменьшения шарнирного момента, что приводит к быстрому увеличению усилия на педалях по отклонению руля направления (участок III кривой усилия на педалях). Описанное устройство обладает рядом преимуществ перед обычной сервокомпенсацией: эффективное снижение шарнирного момента в широком диапазоне рабочих углов отклонения и малая чувствительность к небольшим отклонениям в размерах и форме органов управления от нормы в результате производственных отклонений.

На рис. 67, 68 приведены балансировочные кривые углов отклонения руля направления и усилий на педалях по углу крена для координированных скольжений. Из этих графиков видно, что критерии путевой управляемости $\frac{d\delta_H}{d\gamma}$ и $\frac{dP_H}{d\gamma}$ находятся в норме. Падения усилий даже при глубоких координированных скольжениях при полном расходе руля направления нет.

Триммер руля направления обеспечивает полное снятие усилий на педалях на всех эксплуатационных режимах полета.

На элеронах установлены совмещенные на одной поверхности триммеры-сервокомпенсаторы. Триммер-сервокомпенсатор, как обычный кинематический сервокомпенсатор, кинематически связан с элеронами и отклоняется в противоположную отклонению элерона сторону на угол, пропорциональный углу отклонения элерона, уменьшая его шарнирный момент. Передаточное отно-

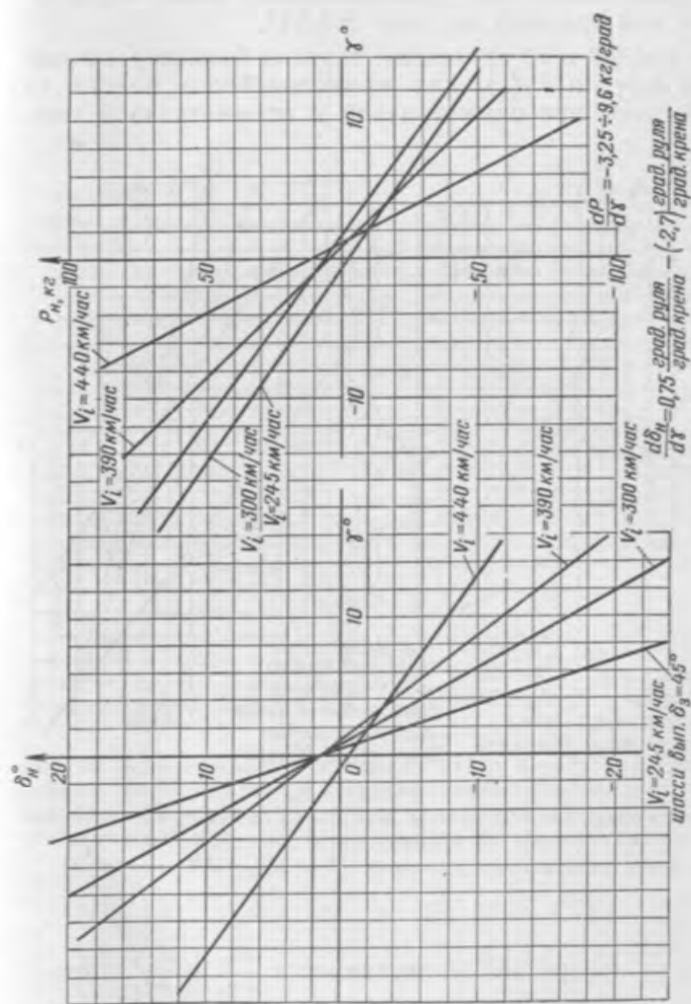


Рис. 67. Балансировочные кривые (зависимости углов отклонения руля направления и усилий на педалях по углу крена) для координированных скольжений с симметричной тягой ($H_{ср} = 5000 \text{ м}$, $\bar{X}_T = 25\%$ САХ, $\tau_n = 0$, $G = 31^\circ$, $\delta_s = 0$)

На рис. 69 и 70 приведены типовые балансировочные кривые $\delta_0(\gamma)$ и $P_0(\gamma)$ для прямолинейного полета со скольжением при симметричной и асимметричной тяге.

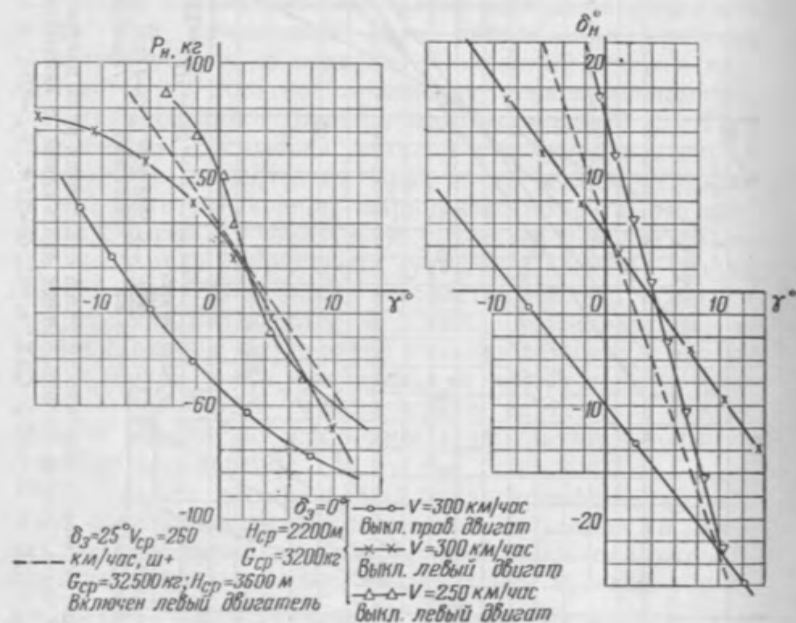


Рис. 68. Балансировочные кривые δ_H и $P_H = f(\gamma)$ для прямолинейного полета со скольжением на асимметричной тяге при зафлюгированном винте отказавшего двигателя ($X_T = 25\%$ САХ, $\tau_H = \text{const}$)

Критерии поперечной управляемости $\frac{d\delta_y}{d\omega_x}$ и $\frac{dP_y}{d\omega_x}$ приведены на рис. 71. Из этих графиков видно, что критерии поперечной управляемости находятся в норме. Некоторое уменьшение усилий на штурвале при глубоких координированных скольжениях не влияет на безопасность полетов.

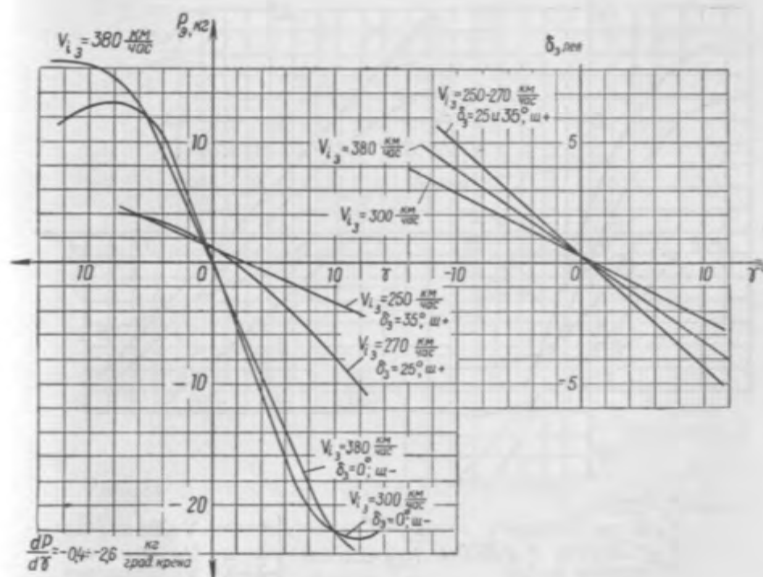


Рис. 69. Балансировочные кривые $P_g = f(\gamma)$; $\delta_g = f(\gamma)$ для прямолинейного полета, снятые на координированных скольжениях: $G_{\text{сам}} = 34-35$ г; $\bar{X}_T = 24-25\%$ САХ; $K_{c-k_g} = -0,65$; $\delta_g = 0$. (По материалам испытаний.)

Эффективность руля направления и элеронов достаточна для уравнивания возмущающих моментов при одностороннем отказе двигателя (рис. 72, 73).

Как видно из этих рисунков, в самых неблагоприятных условиях (скорость полета 200 км/час, левый двигатель работает на номинальном режиме, а правый

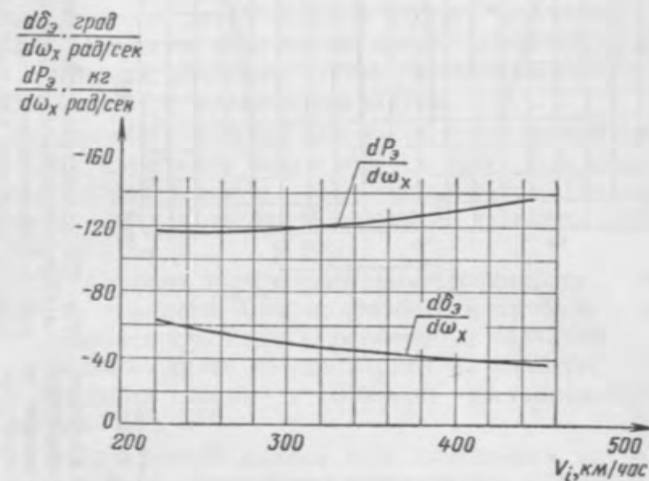


Рис. 71. Критерии поперечной управляемости $\frac{dP_3}{d\omega_x}$ и $\frac{d\delta_3}{d\omega_x}$.
Закрылки и шасси убраны

авторотирует с положением винта на упоре) потребные отклонения органов управления не превышают 75% полного их отклонения при приемлемых усилиях на педалях (45 кг) и штурвале (15—20 кг).

Характеристики боковой динамической устойчивости обеспечивают уменьшение амплитуды (затухание) колебаний угловых скоростей крена и рысканья за один период в три раза.

Соотношение между путевой и поперечной устойчивостью определяется отношением максимальной угловой скорости крена к максимальной угловой скорости рысканья при колебаниях, так называемой величиной

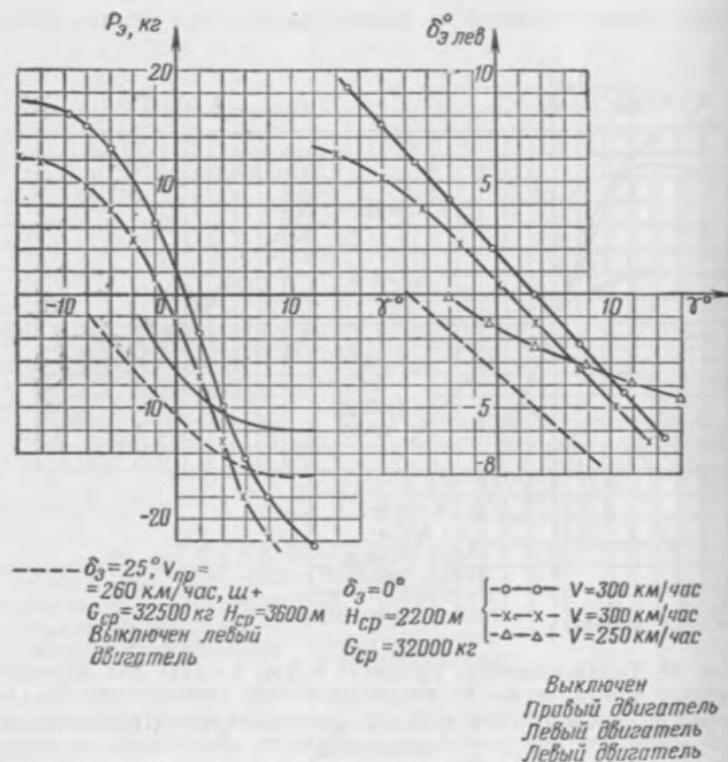


Рис. 70. Балансировочные кривые δ_3 и $P_3=f(\gamma)$ для прямолинейного полета со скольжением на асимметричной тяге при зафлюгированном винте отказавшего двигателя, $\bar{X}_T=25\%$ САХ

При сильном боковом ветре целесообразно разбег производить на трех точках вплоть до скорости отрыва. Это повышает безопасность взлета также и в случае отказа двигателя.

ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Силовые установки самолета Ан-8 оборудованы одновальными турбовинтовыми двигателями (ТВД) АИ-20Д (АИ-20ДК) с воздушными винтами изменяемого шага АВ-68Д. По принципу и схеме работы винты АВ-68Д на взлете, в наборе высоты и в крейсерском полете не отличаются от винтов, установленных на самолетах с поршневыми двигателями (ПД). Однако работа винтов на ТВД в некоторых случаях отличается от работы винтов на ПД. Отличия работы винтов на ТВД определяются особенностями характеристик этих двигателей.

Особенностью ТВД является то, что двигатель работает на всех режимах с постоянными оборотами 12 300 об/мин, что соответствует числу оборотов винта 1075 об/мин, за исключением режима земного малого газа, при котором обороты двигателя равны 10 400 об/мин.

Функцию поддержания заданного числа оборотов ротора двигателя АИ-20Д ($n = 12\,300$ об/мин) выполняет регулятор Р-68ИА, который действием на лопасти винта приводит в соответствие мощность на валу двигателя с мощностью, потребляемой винтом.

Особенностью ТВД является то, что мощность холодной прокрутки на режимных оборотах без подачи топлива очень велика и в 4—5 раз превышает мощность холодной прокрутки ПД той же мощности.

Одна из особенностей ТВД заключается в том, что нормальный запуск и устойчивая работа двигателя обеспечиваются только при условии незначительной затраты мощности на вращение винта. Для обеспечения таких условий лопасти винта АВ-68Д устанавливаются в положение $\varphi_0 = 3^\circ$, соответствующее минимальному сопротивлению вращения.

Следовательно, в отличие от силовой установки с ПД, на которых минимальный угол установки лопасти винта $18-22^\circ$, винты на ТВД имеют возможность рабо-

тать в более широком диапазоне малых углов установки лопастей.

На малых углах установки в полете винт имеет большое сопротивление, называемое в практике отрицательной тягой. Эта отрицательная тяга на некоторых режимах полета может быть настолько значительной, что затрудняет пилотирование.

Отрицательная тяга винта возникает и на самолетах с ПД, но, так как углы установки винтов ПД не бывают меньше $18-22^\circ$, величина ее небольшая и не оказывает существенного влияния на поведение самолета.

Остановимся подробнее на причинах возникновения отрицательной тяги, для чего обратимся к основным положениям работы воздушного винта и ТВД.

ОСНОВНЫЕ РЕЖИМЫ РАБОТЫ ВИНТА

Режим работы винта в полете характеризуется шагом винта H и поступью винта H_g или углом установки лопастей φ и относительной поступью винта λ .

Шагом винта называется расстояние, пройденное винтом за один оборот вдоль оси его вращения в неподвижной среде. Шаг винта определяется по формуле

$$2\pi r \operatorname{tg} \varphi,$$

где r — радиус сечения лопасти;

φ — угол установки лопастей.

Вследствие различия углов по длине лопасти (крутка лопастей) шаг винта является величиной переменной по радиусу.

Для замера углов лопастей винта АВ-68Д принято контрольное сечение лопастей на радиусе 1,6 м от оси вращения винта.

Поступью винта называется действительно пройденное винтом расстояние за один оборот вдоль оси его вращения.

Поступь винта определяется по формуле

$$H_g = \frac{V}{n_s},$$

где V — скорость полета, м/сек;

n_s — обороты винта, сек.

Относительная поступь винта определяется по формуле

$$\lambda = \frac{V}{n_s D} \left[\frac{\text{м/сек}}{\text{об/сек} \cdot \text{м}} \right],$$

где D — диаметр винта.

Разность между шагом и поступью винта называется скольжением и обозначается буквой h ($h = H - H_g$).

При положительном скольжении ($H > H_g$, рис. 74) получается положительный угол атаки лопасти и создается положительная подъемная сила ΔR_α ; при отрицательном скольжении ($H < H_g$) получается отрицательный угол атаки и создается отрицательная подъемная сила $-\Delta R_\alpha$.

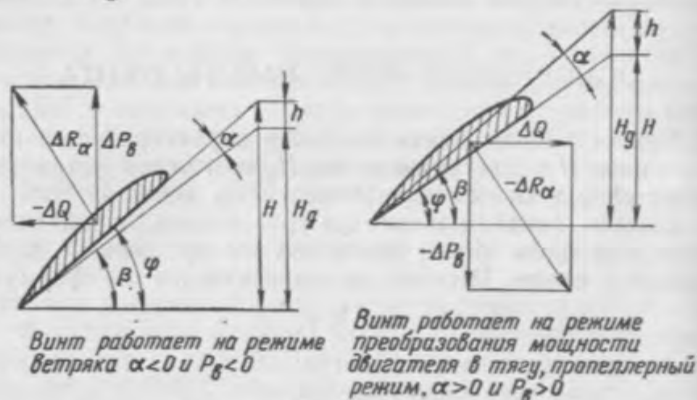


Рис. 74. Режимы работы винта

Разложим подъемную силу ΔR_α по направлению движения самолета и по касательной к окружности в плоскости вращения винта.

При положительном угле атаки элемента лопасти получается сила ΔP_ϕ , направленная по направлению скорости полета, а сила сопротивления $-\Delta Q$ в сторону, противоположную вращению винта, которая преодолевается мощностью, выдаваемой двигателем на винт. В этом случае режим работы винта называется режимом пропеллера.

При отрицательном угле атаки элемента лопасти после разложения получается сила $-\Delta P_\phi$, направленная

против скорости полета, а сила сопротивления ΔQ направлена в сторону вращения винта. Сила ΔQ создает дополнительный крутящий момент от винта на валу двигателя. В этом случае режим работы винта называется режимом ветряка (ветряной мельницы).

Обычно на практике этот режим называют режимом авторотации.

При переходе винта с режима пропеллера на режим ветряка или обратно встречается такой режим, при котором отрицательное скольжение получается незначительным. В этом случае сила сопротивления элемента лопасти ΔQ и сила тяги $-\Delta P_\phi$ незначительны. Этот режим, называемый режимом чистой авторотации, можно осуществить рассоединением привода винта от двигателя или установкой такого расхода топлива, при котором располагаемая мощность турбины будет равна потребляемой мощности компрессора.

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ТВД

Двигатель АИ-20Д имеет мощный компрессор, потребляющий примерно две трети мощности, развиваемой турбиной на взлетном режиме.

Располагаемая мощность турбины при уменьшении расхода топлива уменьшается значительно быстрее, чем потребная мощность компрессора, и при определенном расходе топлива эти мощности становятся равными, а мощность на валу винта получается равной нулю. При дальнейшем снижении расхода топлива потребная мощность компрессора становится больше располагаемой мощности турбины. Для того чтобы обороты двигателя не уменьшались, необходимо дополнить недостающую мощность турбины до потребной мощности компрессора. Эта дополнительная мощность может быть выдана либо за счет увеличения расхода топлива как на земле, так и в полете, что всегда возможно при отсутствии неисправностей, либо за счет работы винта в полете на режиме ветряка, что не всегда возможно. Величина выдаваемой винтом мощности зависит от скорости полета и угла установки лопастей и при малом значении мощности винта может оказаться для этой цели недостаточной.

Обороты могут сохраняться только до определенной скорости, ниже которой винт не может выдавать необходимую мощность, и тогда обороты уменьшаются. Нужно отметить, что чем больше величина отдаваемой винтом мощности, тем до больших отрицательных углов атаки облегчается винт и тем большую отрицательную тягу он развивает.

СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Работой силовой установки управляет командно-топливный агрегат КТА-5Д и регулятор винта Р-68ИА, который устанавливает и поддерживает постоянные обороты турбины, изменяя шаг лопастей винта.

При случайном увеличении числа оборотов против нормального регулятор увеличивает угол установки лопастей винта — винт потребляет большую мощность, и число оборотов двигателя понижается до нормы. При числе оборотов ниже нормального регулятор уменьшает угол установки лопастей винта — винт потребляет меньшую мощность, число оборотов двигателя повышается до нормы. Мощность двигателя при этом определяется количеством расходуемого топлива, зависящим от положения рычага управления двигателем и от поправок, вводимых имеющимися в КТА автоматическими корректорами и зависящих от температуры и давления воздуха на входе в двигатель и атмосферного давления на высоте.

Описанный принцип регулирования двигателя, как указано выше, основан на том, что при увеличении угла установки лопастей воздушный винт потребляет при прочих равных условиях большую мощность, а при уменьшении угла установки лопастей меньшую мощность. Устойчивая работа винта с регулятором обеспечивается только на пропеллерном режиме (рис. 75). На режиме авторотации есть участок устойчивой, нейтральной ($\frac{dN}{d\varphi} = 0$) и неустойчивой ($\frac{dN}{d\varphi} < 0$) работы винта.

Действительно, при уменьшении угла установки лопастей мощность, потребляемая винтом, уменьшается, причем одновременно уменьшается и тяга, развиваемая

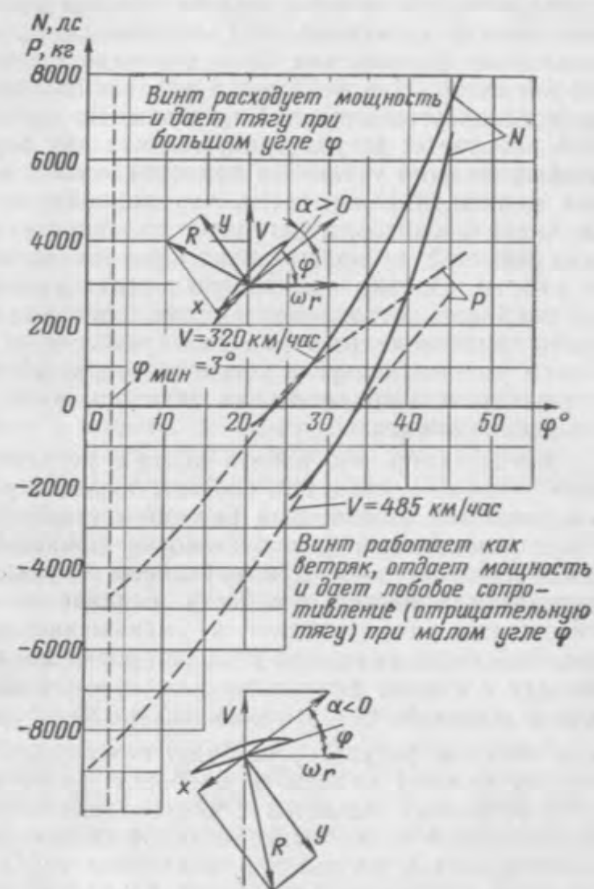


Рис. 75. Изменение тяги винта АВ-68Д и расходуемой мощности по углу установки лопастей ($H=4000 \text{ м}$, $V=320$ и 485 км/час , $n_1=12300 \text{ об/мин}$)

винтом. При некотором значении угла установки лопастей, зависящем от скорости полета и числа оборотов винта, мощность, расходуемая винтом, становится равной нулю; приблизительно при том же угле установки

становится равной нулю и тяга винта. При дальнейшем уменьшении угла установки лопастей винт начинает работать, как ветряной двигатель, отдавая мощность двигателю, например, на режиме малого расхода топлива. При этом вместо тяги винт дает лобовое сопротивление, называемое обычно, как было отмечено выше, отрицательной тягой. При небольшой отдаваемой мощности и небольшой отрицательной тяге винт по-прежнему устойчиво работает с регулятором, так как при случайном уменьшении угла установки лопастей мощность, отдаваемая винтом, увеличивается, что приводит к увеличению числа оборотов, и регулятор увеличивает угол установки лопастей, возвращая винт к первоначальному режиму работы. Однако при меньших углах установки лопастей мощность, отдаваемая винтом, достигает максимального значения (нейтральный участок) и при дальнейшем уменьшении угла установки лопастей начинает уменьшаться. Отрицательная тяга при этом продолжает увеличиваться.

Нетрудно заметить, что работа винта с регулятором при углах установки лопастей, соответствующих уменьшению отдаваемой мощности, в режиме ветряного двигателя при уменьшении угла установки лопастей неустойчива. Действительно, при случайном уменьшении угла установки лопастей мощность, отдаваемая винтом, уменьшится, что приведет к уменьшению числа оборотов. Регулятор уменьшит угол установки лопастей, что приведет к новому уменьшению отдаваемой винтом мощности и дальнейшему уменьшению числа оборотов.

Таким образом, регулятор не будет возвращать винт к исходному режиму работы, а наоборот, будет изменять угол установки лопастей с возрастающей скоростью, ограниченной только максимальной скоростью перестановки лопастей, до тех пор, пока лопасти не придут в крайнее положение (для винта АВ-68Д при угле установки $\varphi_{уп} = 12^\circ$ с включенным упором и $\varphi_{мин} = 3^\circ$ при выключенном упоре).

Важно отметить, что описанный процесс уменьшения угла установки лопастей, как видно из рис. 75, сопровождается непрерывным увеличением отрицательной тяги винта, достигающей при крайнем положении лопастей очень больших значений.

Наличие неустойчивого режима работы винта с регулятором в области отрицательных тяг очень опасно в связи с тем, что при постепенном уменьшении подачи топлива в двигатель происходит постепенное уменьшение тяги винта до нуля, перемена знака тяги и постепенное увеличение отрицательной тяги (рис. 76, 77). Но после достижения неустойчивого режима работы регулятора происходит быстрое (за 1—2 сек) и внезапное уменьшение угла установки лопастей винта до $\varphi_{мин} = 3^\circ$, сопровождающееся столь же быстрым и внезапным увеличением отрицательной тяги винта до очень больших значений, что приводит к торможению самолета, опасному уменьшению подъемной силы и резкому ухудшению управляемости самолета.

Для того чтобы описанное явление не могло произойти в полете, в конструкции винта предусмотрен промежуточный гидравлический упор, ограничивающий уменьшение угла установки лопастей значением $\varphi_{уп} = 12^\circ$. Промежуточный упор всегда должен быть включен при всех режимах полета во избежание случайного перехода на неустойчивый режим работы силовой установки с быстрым (1—2 сек) появлением большой отрицательной тяги.

Вторым защитным устройством от перехода винта на режим неустойчивой работы является проходная защелка, соответствующая углу 20° поворота валика КТА и ограничивающая его ход в сторону малых расходов топлива (полетный малый газ). Расход топлива при положении РУД на проходной защелке является таким, при котором сохраняются устойчивые обороты двигателя, а угол установки винта далек от промежуточного упора вплоть до приземления самолета. Тяга винта небольшая и положительная. Винт становится на упор на истинной скорости, примерно 150 км/час, тяга винта после этого возрастает (рис. 77 при $G_m = 530—550$ кг/час).

На рис. 76 показано изменение числа оборотов турбины, угла установки лопастей и тяги винта при постепенном уменьшении скорости при полете с $\alpha_0 = 20^\circ$.

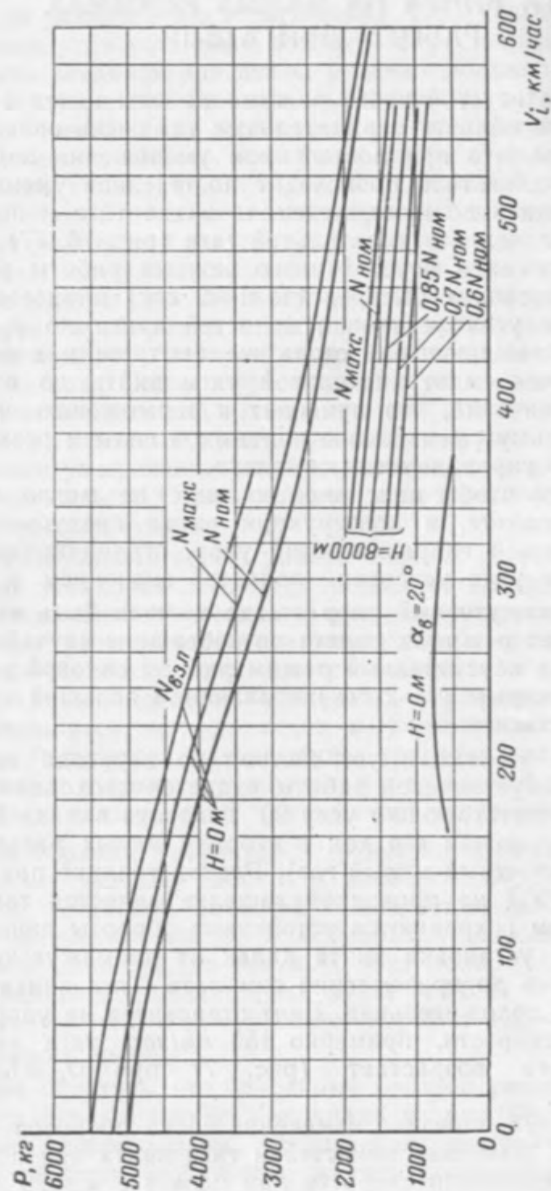


Рис. 76. Зависимость полной тяги одного двигателя с винтом АВ-68Д от скорости полета и режима работы двигателя, атмосферные условия стандартные; $H=0$ и 8000 м

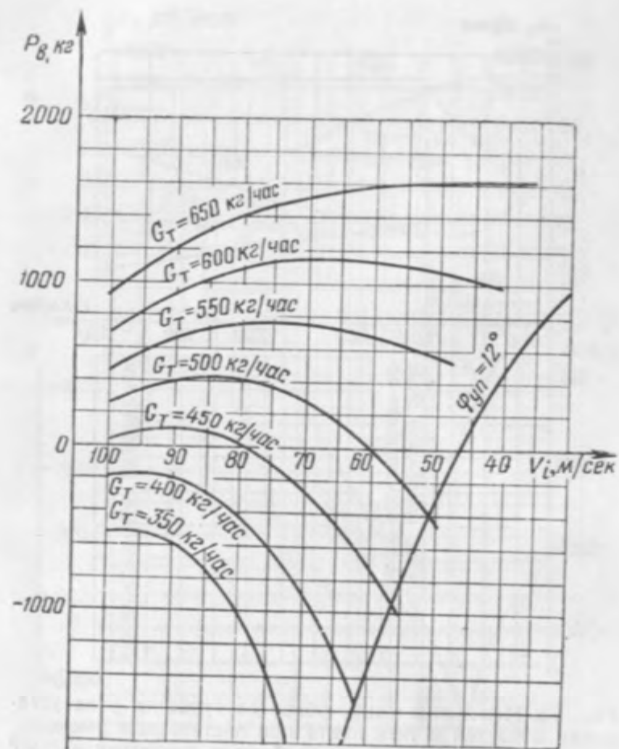


Рис. 77. Изменение тяги $P_{\text{в}}$ винта в зависимости от скорости полета у земли ($P_n=760$ мм рт. ст.; $t=15^\circ\text{C}$; $n_{\text{т}}=12\,300$ об/мин)

При уборке газа за проходную зашелку (на $\alpha_a = 0^\circ$), что разрешается в полете только при экстренном снижении до высоты не ниже 1000 м, мощность двигателя значительно уменьшается, винт переходит на меньшие углы установки, развивая отрицательную тягу

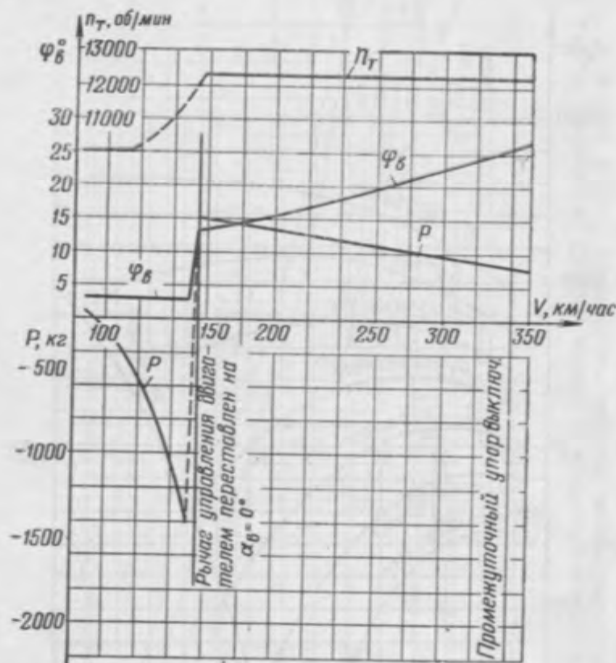


Рис. 78. Изменение числа оборотов турбины, угла установки лопастей и тяги винта при постепенном уменьшении скорости. (Промежуточный упор выключен $\alpha_a = 20^\circ$ с переходом на $\alpha_a = 0^\circ$, $H=0$, $P_{тр} = 752$ мм рт. ст., $t_{тр} = 43,5^\circ \text{C}$)

(рис. 79). На упор винт становится при уменьшении истинной скорости уже до 280 км/час, а отрицательная тяга на этой скорости достигает своего максимума.

Отрицательная тяга винта при $\alpha_a = 0^\circ$ (режим земного малого газа) используется, кроме экстренного снижения, также для уменьшения длины выдерживания и пробег при посадке, для чего в конце выравнивания

на высоте 0,5—1 м над землей РУД переводится на $\alpha_a = 0^\circ$. Более ранняя уборка РУД до 0° запрещается, так как самолет при $\alpha_a = 0^\circ$ приобретает скорость снижения (на скоростях выравнивания) до 15 м/сек при одновременном значительном повышении тянущих усилий на штурвале.

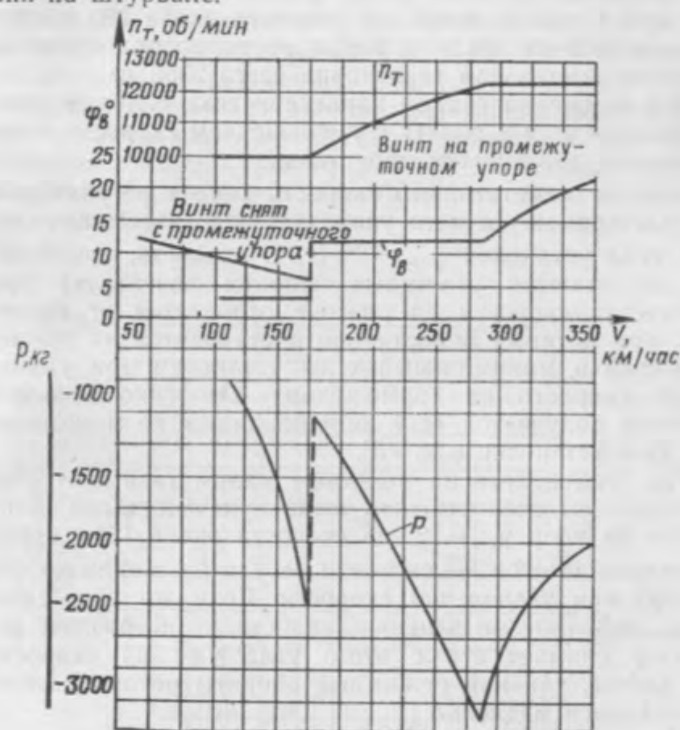


Рис. 79. Изменение числа оборотов турбины, угла установки лопастей и тяги винта при постепенном уменьшении скорости ($H=0$, режим работы двигателя $\alpha_a = 0^\circ$, $P_{тр} = 752$ мм рт. ст., $t_{тр} = 44^\circ \text{C}$)

Уменьшение скорости полета влияет на уменьшение отрицательной тяги, и начиная со скорости около 140 км/час ($\alpha_a = 0^\circ$, $n_T = 10400$ об/мин, $\phi_a = 12^\circ$) винт дает положительную тягу. Снятие винта с промежуточного упора возможно, если винт вышел из-под контроля регулятора и находится на упоре ($V \leq 150$ км/час при

$\alpha_s = 20^\circ$ и $V \leq 280$ км/час при $\alpha_s = 0^\circ$). Это значительно увеличивает отрицательную тягу по сравнению с винтом на упоре, особенно на повышенных скоростях, а поэтому снятие винта с упора для торможения самолета рекомендуется только после приземления (рис. 79).

Максимальной величины отрицательная тяга достигает при $\alpha_s = 0^\circ$ и $\varphi_s = 0^\circ$ на скорости около 280 км/час и равна 5000 кг. На этой же скорости, но при винте на упоре отрицательная тяга равна всего 2350 кг.

Все вышеприведенные характеристики силовой установки относятся к полету с уменьшением скорости с постоянными режимными оборотами.

Следует отметить, что скорость снятия регулятором винта с промежуточного упора $\varphi_{уп} = 12^\circ$ и с минимального угла установки $\varphi_{мин} = 3^\circ$ (т. е. скорость, при которой достигаются режимные обороты двигателя) при увеличении скорости на разгоне отличается от скоростей, при которых лопасти винта становятся на промежуточный и минимальный углы установки при уменьшении скорости на торможениях. Особенно большое различие получается, если винт находится на минимальном угле установки $\varphi_{мин} = 3^\circ$.

Так, при полете на полетном малом газе $\alpha_s = 20^\circ$ с уменьшением скорости, как было отмечено выше, винт уходит на упор $\varphi_{уп} = 12^\circ$ на скорости около 150 км/час. Примерно на этой же скорости регулятор и снимает его с упора при увеличении скорости. Если же винт ушел на $\varphi_{мин} = 3^\circ$ при уменьшении скорости, то на разгоне регулятор снимает его с этого угла уже на скорости 300 км/час, так как режимные обороты ротора восстанавливаются медленно.

При полете на земном малом газе ($\alpha_s = 0^\circ$) на торможении винт становится на упор $\varphi_{уп} = 12^\circ$ на скорости 280 км/час. При увеличении скорости (т. е. на разгоне) регулятор снимает его с упора уже на скорости около 300 км/час.

Если же винт при $\alpha_s = 0^\circ$ достигает минимального угла $\varphi_{мин} = 3^\circ$ при уменьшении скорости до $V = 280$ км/час, то регулятор снимает его с этого угла на разгоне уже на скорости более 360 км/час.

Необходимо отметить, что мощность турбовинтового двигателя на режиме малого расхода топлива сильно

зависит от температуры окружающего воздуха, уменьшаясь при понижении температуры в связи с увеличением массового расхода воздуха через компрессор и увеличением мощности, расходуемой на сжатие воздуха. Результатом этого может быть переход лопастей винта на промежуточный упор при низких температурах воздуха до уборки рычага управления двигателем за проходную защелку ($\alpha_s = 20^\circ$) и появление довольно значительной отрицательной тяги.

В связи с этим при низкой температуре воздуха следует устанавливать на предпосадочном планировании несколько больший режим работы двигателя. Кривые изменения тяги винта в зависимости от скорости полета при различных температурах воздуха приведены на рис. 80.

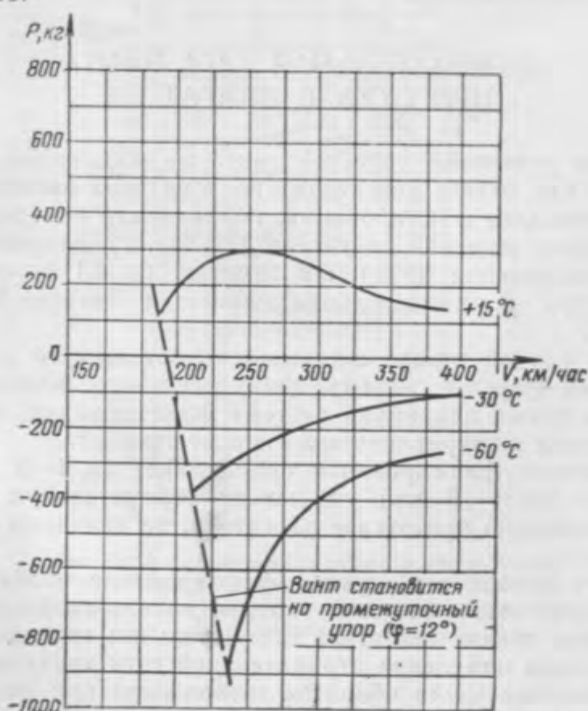


Рис. 80. Тяга винта при расходе топлива $G_T = 550$ кг/час ($\alpha_s = 22^\circ$) и различных температурах воздуха ($H = 0$, $n_T = 12\ 300$ об/мин)

В связи с невозможностью использования регулятора винта при малых углах установки лопастей в КТА предусмотрен центробежный регулятор предельных оборотов. Этот регулятор поддерживает постоянное число оборотов двигателя 10 400 об/мин на режиме земного малого газа при $\alpha_0 = 0^\circ$. При всех других положениях рычага управления двигателем этот регулятор уменьшает подачу топлива при достижении двигателем предельных оборотов ($12\,850^{+50}$ об/мин), предохраняя его от чрезмерного увеличения числа оборотов в случае неисправности центробежного регулятора винта. Для той же цели в конструкции винта имеется центробежный фиксатор шага (ЦФС), не допускающий уменьшения угла установки лопастей при числе оборотов турбины выше предельных.

ОТРИЦАТЕЛЬНАЯ ТЯГА ВИНТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ

Для установки лопастей винта во флюгерное положение при отказе двигателя предусмотрена система автоматического флюгирования, управляемая измерителем крутящего момента двигателя (ИКМ), срабатывающая при уменьшении крутящего момента до 0,1 номинального при режимах работы двигателя больше 70° по УПРТ.

На случай отказа системы автоматического флюгирования имеется система принудительного флюгирования, а также аварийная система флюгирования, присоединенная к гидравлической системе самолета.

Система флюгирования срабатывает за 1—2 сек и быстро (за 5—6 сек) уменьшает отрицательную тягу, возникающую при отказе двигателя, до величины около 150 кг.

При отказе всех систем флюгирования необходимо выяснить, каким закономерностям подчинена возникающая при отказе двигателя отрицательная тяга винта.

Кривые изменения отрицательной тяги винта и установившегося числа оборотов авторотации при фиксированном положении угла установки лопастей с исключенным из работы регулятором оборотов при нескольких значениях скорости приведены на рис. 81, 82. По

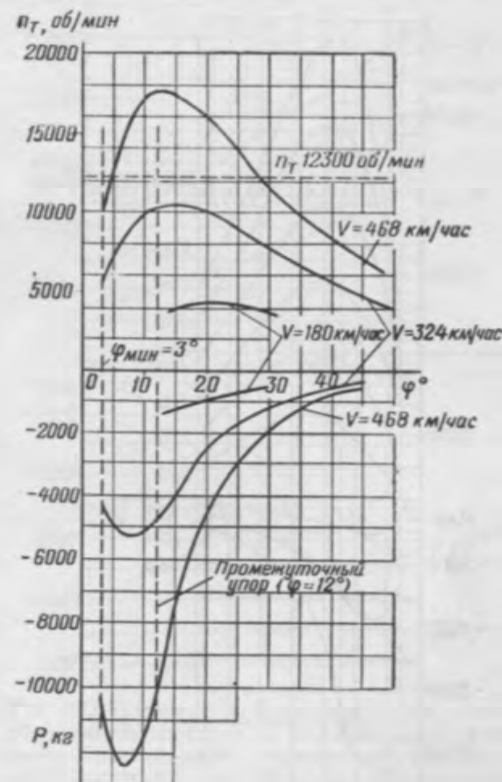


Рис. 81. Установившиеся обороты авторотации и тяга винта отказавшего двигателя: $H=0$, стандартные условия (с фиксированными лопастями)

этим кривым видно, что при авторотации на угле установки лопастей $\varphi = 12^\circ$ (соответствует промежуточному упору) отрицательная тяга больше, чем при $\varphi = 3^\circ$

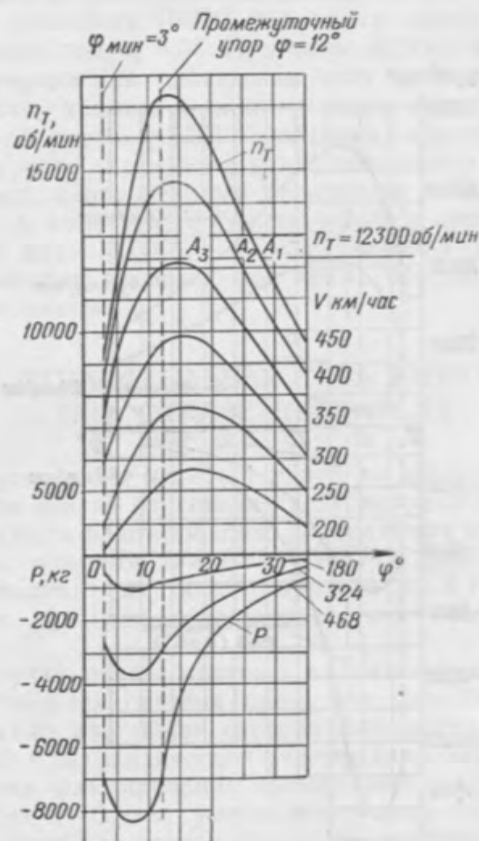


Рис. 82. Установившиеся обороты авторотации и тяга винта АВ-68Д на двигателе АИ-20Д; $H=4000$ м (с фиксированными лопастями)

(рис. 83). Напомним, что при работающем на малом режиме двигателе картина была обратная. Отсюда следует, что полет с авторотирующим винтом, не установленным во флюгерное положение, выгоднее производить при $\varphi = 3^\circ$, а не при $\varphi = 12^\circ$. Отсюда не следует, однако,

что авторотирующий винт необходимо снимать с промежуточного упора немедленно после того, как создано мнение о невозможности установки лопастей во флюгерное положение.

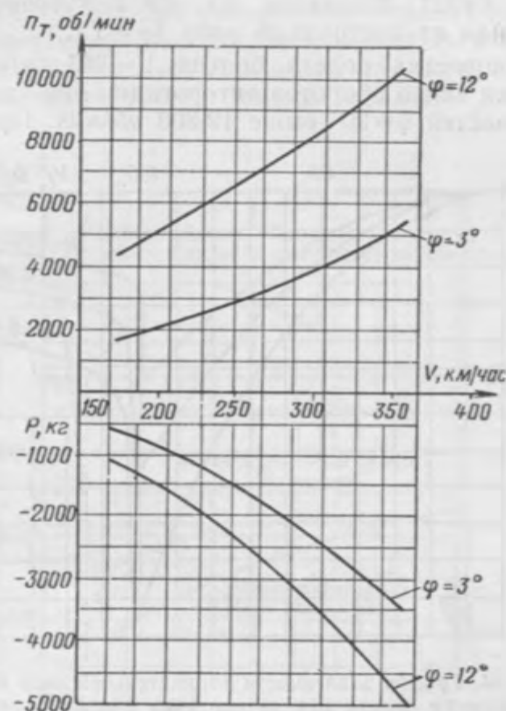


Рис. 83. Зависимость установившегося числа оборотов авторотации и отрицательной тяги винта от скорости полета. $H=0$, $P_{тр} = 752$ мм рт. ст., $t_{тр} = 29-39^\circ \text{C}$. (По материалам испытаний в Т-104 ЦАГИ.)

Для выяснения этого вопроса следует еще раз рассмотреть условия регулирования винта, вращающего отказавший двигатель.

Из рис. 81, 82 видно, что при всех скоростях полета меньше $V=365$ км/час установившееся число оборотов ротора двигателя, вращаемого авторотирующим винтом, при всех углах установки лопастей меньше

12 300 об/мин, на которые настроен регулятор винта. В связи с этим при скорости полета меньше $V = 365$ км/час регулятор все время будет стремиться уменьшить угол установки лопастей до тех пор, пока винт не будет поставлен на промежуточный упор ($\varphi = 12^\circ$) или на постоянный упор ($\varphi = 3^\circ$).

При скоростях полета больше $V = 365$ км/час установившееся число оборотов авторотации при углах установки лопастей $\varphi = 20^\circ$ выше 12 300 об/мин. При отказе

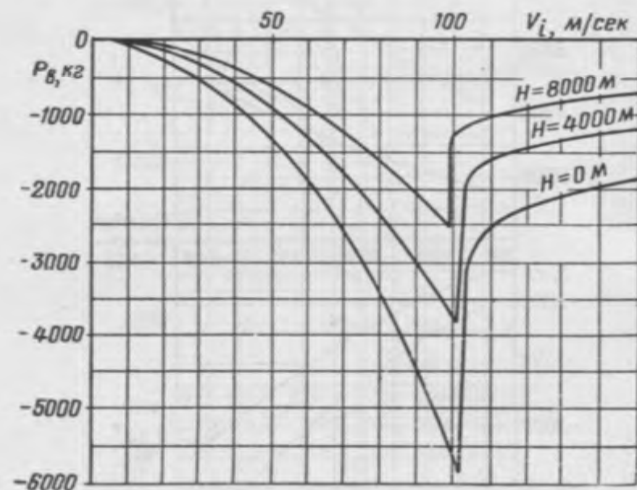


Рис. 84. График зависимости отрицательной тяги винта от скорости полета при авторотации винта. Промежуточный упор включен

двигателя регулятор установит лопасти винта в положение, соответствующее установившейся авторотации с числом оборотов 12 300 об/мин.

При уменьшении скорости полета регулятор винта будет уменьшать угол установки лопасти, сохраняя постоянные обороты (см. линию $A_1A_2A_3$ на рис. 82). При достижении скорости 355—365 км/час ($H = 0$ —8000 м) мощность винта уже недостаточна для сохранения постоянных оборотов и регулятор из-за наличия небольшой неустойчивости резко переставит лопасти винта на

$\varphi = 12^\circ$ (ведь упор должен быть всегда включен). Тяга при этом резко достигнет своего максимума — 5800 кг при $H = 0$ (рис. 84). Обороты двигателя начнут падать. Этим определяется момент, при котором необходимо снять винт с упора для уменьшения отрицательной тяги.

Характер изменения отрицательной тяги в этом случае показан на рис. 85. Как видно из рисунка, при быстром изменении угла установки лопастей до $\varphi = 3^\circ$ в

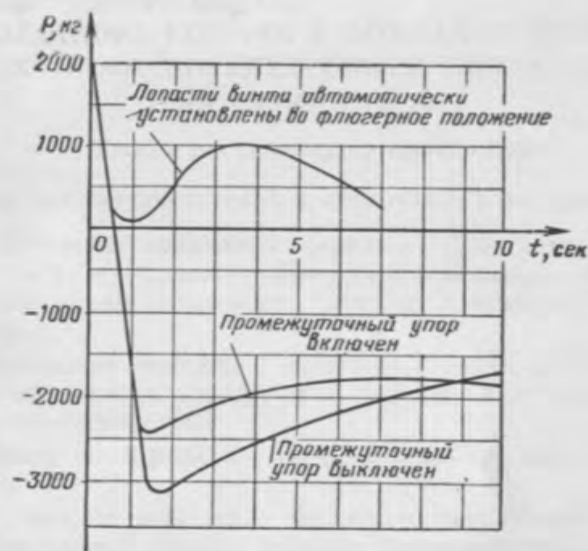


Рис. 85. Изменение тяги винта при прекращении подачи топлива в двигатель ($H = 0$, $V = 250$ км/час)

первые моменты времени (~ 10 сек) получается значительно большая отрицательная тяга по сравнению со случаем уменьшения угла установки лопастей до промежуточного упора ($\varphi = 12^\circ$). Это еще раз доказывает, что в полете промежуточный упор должен быть всегда включен.

Характеристики авторотирующей силовой установки при уменьшении и увеличении скорости (как и на режиме малого газа и по той же причине) несколько различаются.

Так, если на постоянном торможении винт садится на упор $\varphi=12^\circ$ на скорости около 365 км/час ($H=0$), то при разгоне он снимается с упора регулятором винта уже на скорости около 390 км/час.

Если же лопасти винта находились на угле $\varphi=3^\circ$, то при увеличении скорости (на разгоне) регулятор снимет винт с упора уже на скорости около 550 км/час.

*Командир войсковой части 15650
генерал-лейтенант авиации
ФИНОГЕНОВ*

ПЕРЕЧЕНЬ КОМАНД И ДОКЛАДОВ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПО ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ (СПУ) НА САМОЛЕТЕ Ан-8

ПОЛЕТ ПО «БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКЕ»

При запуске двигателей и подготовке к выруливанию

Помощник командира экипажа — Выстраивает весь экипаж и докладывает командиру экипажа: «Предполетный осмотр произведен. Самолет и экипаж к полету готовы».

Командир экипажа — «Экипаж, занять рабочие места, подключить аэродромное питание, приготовиться к запуску двигателей».

Воздушный радист — «Аэродромное питание подключено».

Командир экипажа — «Включить самолет под ток».

Воздушный радист — Ставит переключатель в положение «Аэродром», включает ПО-750А, СПУ и докладывает: «Самолет под ток включен, напряжение... вольт».

Старший бортовой техник — «Радист, подготовить щит АЗР к запуску».

Воздушный радист — «Щит АЗР к запуску подготовлен».

Командир экипажа — «Создать давление в левой гидросистеме». После подачи этой команды ставит самолет на стояночный тормоз.

Старший бортовой техник — Создает давление в гидросистеме и докладывает: «Давление в гидросистеме есть». Затем, проверив готовность всех пультов и систем к запуску, докладывает: «Бортовой техник к запуску готов».

Командир экипажа — «Экипаж, доложить о готовности к запуску».

Связной — «Связной к запуску готов».

Штурман самолета — «Штурман готов».

Помощник командира экипажа — «Помощник готов».

Воздушный радист — «Радист готов».

Воздушный стрелок — «Стрелок готов».

Командир экипажа — «Запросить разрешение на запуск».

Помощник командира экипажа — «Запуск разрешен (запрещен)» (докладывает по СПУ).

Командир экипажа — «Связной, самолет на стояночном, давление в гидросистеме есть, напряжение нормальное, запуск правого, от винтов». При запуске ночью включает АНО и подает команду бортовому технику: «Выпустить фары, обозначить начало запуска».

Связной (старший техник самолета) — «Есть от винтов».

Командир экипажа — «Запустить двигатели».

Старший бортовой техник — «Запуск правого, левого».

Воздушный радист — «Напряжение... вольт».

Старший бортовой техник — «Три, четыре». Нажимает кнопку «Запуск».

Командир экипажа — Пускает секундомер.

Связной — «Правый (левый) пошел».

Старший бортовой техник — «Двигатели запущены».

Командир экипажа — «Радист, перейти на борт».

Воздушный радист — «На борт перешел, ПТ-500 и АЗР включены».

Командир экипажа — «Связной, отсоединить аэродромное питание и убрать агрегаты запуска».

Связной — «Понял отсоединить питание». Передает команду бортовому технику.

Командир экипажа — «Экипаж, включить питание аппаратуры, установить на высотомерах аэродромное давление..., закрепить на сиденьях привязными ремнями» (сам включает аппаратуру).

Связной — «Агрегаты запуска убраны».

Командир экипажа — «Открываю аварийный люк», а после посадки в самолет бортового техника по АДО: «Закрываю люк».

Командир экипажа — «Экипаж, доложить о готовности к полету».

Штурман самолета — «Штурман готов».

Помощник командира экипажа — «Помощник готов».

Воздушный радист — «Радист готов».

Воздушный стрелок — «Стрелок готов».

Старший бортовой техник — «Дежурные группы включены, топливная система на «Автомат» работает нормально. Бортовой техник готов».

Командир экипажа — «Запросить разрешение на предварительный».

Помощник командира экипажа — «Предварительный разрешен (запрещен)».

Командир экипажа — «Связной, убрать колодки и отсоединить шнур».

Связной — «Колодки убираю». После уборки колодок отсоединяет шнур. Днем белым флажком, а ночью фонариком дает разрешение на выруливание.

При выруливании со стоянки

Командир экипажа — «Экипаж, выруливаю на предварительный, штурвал держать». При наличии осадков подать команду: «Включить обогрев ПВД», а при наличии обледенения — «Обогрев стекол, ВНА, антиобледенитель винтов».

Помощник командира экипажа — «Штурвал держу, обогревы включены».

Командир экипажа — «Осветить фарами полосу руления» (ночью).

В начале руления на свободном участке РД

Командир экипажа — «Проверяю основные тормоза», «Проверяю аварийные тормоза», «Проверяю управление передним колесом от педалей».

На линии предварительного старта

Командир экипажа — «Закрылки 25°, запросить решение на исполнительный».

Помощник командира экипажа — «Закрылки выпускаю», «Закрылки 25°», «Исполнительный разрешен (запрещен)».

Командир экипажа — «Экипаж, выруливаю на исполнительный, штурвал держать».

На исполнительном старте

Штурман самолета — ГПК — на нуле, проверить и разарретировать авиагоризонты.

Командир экипажа — «Винты на упоре», «Запросить взлет».

Старший бортовой техник — «Винты на упоре».

Помощник командира экипажа — «Взлет разрешен (запрещен)».

Командир экипажа — «Загружаю винты».

Старший бортовой техник — «Винты загружены».

Командир экипажа — «Экипаж, взлетаем, фары включить» (ночью), «РУД держать».

Помощник командира экипажа — «РУД держу».

Штурман самолета — «Скорость 150, 180, 210».

Командир экипажа — «Шасси убирать».

Помощник командира экипажа — «Шасси убираю».

Старший бортовой техник — «Шасси убрано, створки закрыты».

Помощник командира корабля — «Кран нейтрально, законтрен, колпачок закрыт».

В ПОЛЕТЕ ПО «БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКЕ»

Штурман самолета — «Высота 50, скорость...»

Командир экипажа — «Фары выключить» (ночью).

Бортовой техник по этой команде выключает фары и убирает их.

Штурман самолета — «Высота 100, скорость...»

Командир экипажа — «Закрылки убирать».

Помощник командира экипажа — «Закрылки убираю», «Закрылки убраны».

Штурман самолета — «Первый разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот».

Штурман самолета — «Второй разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот».

Штурман самолета — «До траверза 10°».

Командир экипажа — «Экипаж, приготовиться к посадке и выпуску шасси».

Штурман самолета — «Траверз».

Командир экипажа — «Шасси выпустить».

Помощник командира экипажа — «Шасси выпускаю».

Старший бортовой техник — «Шасси выпущено, створки закрыты, давление в гидросистеме нормальное, взлетно-посадочное включено, полетный вес ... тонн».

Помощник командира экипажа — «Кран нейтрально, законтрен, колпачок закрыт».

Штурман самолета — «Третий разворот, курс...»

Командир экипажа — «Разворот».

Командир экипажа — «Закрылки 15°».

Помощник командира экипажа — «Выпускаю на 15°», «Закрылки 15°».

Старший бортовой техник — «Винты на упоре».

Штурман самолета — «Четвертый разворот, курс ... » (с учетом УС).

Командир экипажа — «Разворот» (на посадочный).

Штурман самолета — «До дальнего 8 км, скорость...».

Командир экипажа — «Закрылки 25°».

Помощник командира экипажа — «Выпускаю на 25°», «Закрылки 25°».

Штурман самолета — «Высота 300, скорость..., до дальнего...»

Командир экипажа — «Фары выпустить» (ночью).

Штурман самолета — «Высота 230, дальний впереди» (в облаках добавить: «Прекратить снижение»). «Дальний, высота ..., скорость ...»

Помощник командира экипажа — «Посадка разрешена (запрещена)».

Штурман самолета — «Высота 150, скорость ..., ближний впереди».

Помощник командира экипажа — «Земли не вижу».

Командир экипажа — Снизившись до высоты установленной минимума и не пробив облачность вниз, прекратить снижение, дать газ двигателям и подать команду: «Экипаж, ухожу на второй круг», после этого набрать высоту и действовать по указанию руководителя полетов.

Штурман самолета — Пробив облачность вниз: «Высота ..., скорость ..., полоса прямо (слева, справа)».

Командир экипажа — «Полосу вижу, закрылки 35°» (ночью: «Фары включить»).

Помощник командира экипажа — «Закрылки выпускаю на 35°», «Закрылки 35°».

Штурман самолета — После перехода командира экипажа на визуальный полет следит за высотой и скоростью по приборам и периодически докладывает их значение до момента приземления.

При полете БПРМ: «Ближний, высота ..., скорость ...»

Командир экипажа — Устанавливает рычаги управления двигателями по УПРТ в зависимости от температуры наружного воздуха.

Старший бортовой техник — «УПРТ ...» (фактическое показание).

Командир экипажа — Если противообледенительные системы были включены, то после пролета БПРМ подать команду: «Выключить обогрев стабилизатора» (остальные выключить после приземления при заруливании).

Помощник командира экипажа — «Обогрев стабилизатора выключил».

После приземления

Командир экипажа — «С упора снимаю», «Фары выключить» (ночью), «Штурвал держать».

Помощник командира экипажа — «Штурвал держу».

Командир экипажа — «Закрылки убирать» (при повторных полетах закрылки убирать до 25°).

Помощник командира экипажа — «Закрылки убираю».

Командир экипажа — «Экипаж, заруливаем на стоянку».

Командир экипажа — «Экипаж, выключить питание аппаратуры и доложить о готовности к выключению двигателей».

Штурман самолета — «Штурман готов».

Помощник командира экипажа — «Помощник готов».

Воздушный радист — «Радист готов».

Воздушный стрелок — «Стрелок готов».

Старший бортовой техник — «Бортовой техник готов».

Командир экипажа — «Выключить двигатели».

Старший бортовой техник — «Выключаю двигатели».

Командир экипажа — «Левый остановился».

Помощник командира экипажа — «Правый остановился».

Старший бортовой техник — «Выбег нормальный».

Старший бортовой техник — «Включаю стоп-краны».

Командир экипажа — «Экипаж, привести в порядок рабочие места, выходите стронься, радисту обесточить самолет».

Воздушный радист — «Самолет обесточен».

Командир экипажа — «Застопорить рули, снимаю со стояночного».

Помощник командира экипажа — Выстраивает экипаж и докладывает командиру экипажа.

Командир экипажа — Опрашивает экипаж о работе авиатехники в полете; записывает замечания в контрольный лист и производит разбор полета с экипажем; докладывает командиру отряда о выполнении полетного задания.

ПОЛЕТ В ЗОНУ

Подготовка к полету, запуск двигателей и руление производятся, как и при полете по «большой коробочке».

Командир экипажа — перед выруливанием для полета на высоту подает команду: «Экипаж, открыть кислородные вентили».

На линии предварительного старта

Командир экипажа — «Закрылки 25°, запросить исполнительный и номер зоны».

Помощник командира экипажа — «Закрылки выпускаю», «Закрылки 25°».

Помощник командира экипажа — «Исполнительный разрешен (запрещен, зона № ..., высота ...)».

Командир экипажа — «Экипаж, выруливаю на исполнительный», «Штурвал держать».

Штурман самолета — ГПК — на нуле, проверить и разарретировать авиагоризонты.

Командир экипажа — «Винты на упоре».

Помощник командира экипажа — «Взлет разрешен (запрещен)».

Командир экипажа — «Загружаю винты».
Старший бортовой техник — «Винты загружены».
Командир экипажа — «Экипаж, взлетаем, фары включить» (ночью). «РУД держать».
Помощник командира экипажа — «РУД держу».
Штурман самолета — «Скорость 150, 180, 210».

ПРИ ПОЛЕТЕ В ЗОНУ

Командир экипажа — на высоте 10—15 м: «Шасси убрать».

Помощник командира экипажа — «Шасси убираю».

Старший бортовой техник — «Шасси убрано, створки закрыты».

Помощник командира экипажа — «Кран нейтрально, законтрен, колпачок закрыт».

Штурман самолета — «Высота 50, скорость ...»

Командир экипажа — «Фары выключить» (ночью).

Штурман самолета — «Высота 100, скорость ...»

Командир экипажа — «Закрылки убрать».

Помощник командира экипажа — «Закрылки убираю».

Старший бортовой техник — «Закрылки убраны».

Штурман самолета — «Высота 400».

Командир экипажа — «Экипаж, установить на высотах стандартное давление» (при полете по маршруту).

Штурман самолета — «Первый разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот».

Командир экипажа — На высоте 1000 м: «Загерметизировать кабины, включить наддув».

Помощник командира экипажа — «Кабину загерметизировал, наддув включил».

Воздушный стрелок — «Кабину загерметизировал».

Штурман самолета — «Второй разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот».

Командир экипажа — На высоте 2000 м: «Экипаж, надеть кислородные маски».

Воздушный стрелок — «Кислородная маска надета». Периодически, через 10—15 мин, докладывает о самочувствии.

Штурман самолета — «Траверз».

Штурман самолета — «Третий разворот, курс в зону ...»

Командир экипажа — «Разворот».

Помощник командира экипажа — «Выход в зону № ... разрешен (запрещен)».

Штурман самолета — «Находимся в зоне № ...»

Помощник командира экипажа — «Задание выполнять разрешено (запрещено)».

Штурман самолета — «Время пребывания в зоне вышло, курс на аэродром...»

Помощник командира экипажа — «Выход на привод разрешен на высоте...»

Штурман самолета — «Привод, разворот на посадочный».

Помощник командира экипажа — «501-му посадочный и снижение до высоты... разрешены, условия посадки принял».

Командир экипажа — «Экипаж, установить на высотах аэродромное давление...» (устанавливает и сам).

Командир экипажа — На высоте 2000 м подает команду «Выключить отбор воздуха, разгерметизировать кабины, снять кислородные маски».

Штурман самолета — «Первый разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот».

Штурман самолета — «Второй разворот».

Командир экипажа — «Разворот».

Штурман самолета — «До траверза 10°».

Командир экипажа — «Экипаж, приготовиться к посадке и выпуску шасси».

Штурман самолета — «Траверз».

Командир экипажа — «Шасси выпустить».

Помощник командира экипажа — «Шасси выпускаю».

Старший бортовой техник — «Шасси выпущено, створки закрыты, давление в гидросистеме нормальное, взлетно-посадочное включено, полетный вес ... тонн».

Помощник командира экипажа — «Кран шасси нейтрально, законтрен, колпачок закрыт».

В дальнейшем внутренняя связь осуществляется, как и при полете по «большой коробочке».

ДОПОЛНЕНИЕ К ИНСТРУКЦИИ ЭКИПАЖУ САМОЛЕТА Ан-8 ПО ПОЛЕТАМ С ГРУНТОВЫХ И ЗАСНЕЖЕННЫХ ВПП

Перед началом полетов с грунтовых ВПП необходимо знать состояние грунта и его прочность, при этом следует учитывать возможные разрушения грунта вследствие большого числа полетов.

Выполнение массовых полетов с грунтовых ВПП разрешается производить при прочности грунта 6 кг/см^2 и более (глубина колеи при рулении на скорости $10\text{—}15 \text{ км/час}$ не более 7 см).

При полном полетном весе 38 т рекомендуемая центровка $22\text{—}28\%$ САХ, при этом длина разбега самолета в летних атмосферных условиях ($P=760 \text{ мм рт. ст.}$, $t_{\text{н.в.}}=+15^\circ$) составляет 750 м .

Для выполнения массовых полетов с грунтовых ВПП в зимнее время следует производить очистку ВПП от снега. При необходимости можно выполнять полеты с грунтовых ВПП со снеговым покровом: при неукатанном снеге (плотность менее $0,4 \text{ г/см}^3$) глубиной до 20 см ; при укатанном снеге (плотность не менее $0,6 \text{ г/см}^3$ на всю глубину снегового покрова) глубиной до 10 см .

Длина разбега самолета в зимних атмосферных условиях ($P=760 \text{ мм рт. ст.}$, $t_{\text{н.в.}}=-5^\circ\text{C}$) практически не превосходит длины разбега самолета в летних условиях с бетонированной ВПП.

Величина боковой составляющей ветра должна быть не более 8 м/сек .

Руление

Руление по сухой грунтовой ВПП при прочности грунта 6 кг/см^2 и более особенностей не имеет, однако при этом необходимо периодически увеличивать режим работы двигателей до 20° по УПРТ (при рулении по бетонированной ВПП режим работы двигателей 0° по УПРТ).

Руление по грунтовой ВПП, имеющей места пониженной прочности, производить, не допуская остановки и застревания самолета. При рулении по такому грунту нельзя допускать крутых разворотов. Торможение колес следует применять только в крайнем случае, так как оно может привести к увеличению глубины колеи.

При рулении по грунтовой ВПП, залитой водой, или по заснеженной ВПП с заледеневшими участками эффективность управления самолетом от переднего колеса, а также тормозов значительно снижается.

Для повышения эффективности торможения на рулении автомат тормозов необходимо выключать.

При разворотах (особенно на 180°) необходимо использовать увеличение мощности двигателя, противоположного развороту, учитывая при этом возможность увеличения радиуса разворота самолета.

Руление по заснеженной ВПП с уплотненным снегом толщиной более $10\text{—}15 \text{ см}$ производить на скорости $20\text{—}30 \text{ км/час}$, не допуская остановки самолета. На рулении не допускать крутых разворотов. При выполнении разворотов ввиду малой эффективности управления самолетом от переднего колеса необходимо пользоваться двигателем, расположенным со стороны, противоположной развороту.

Взлет

Перед взлетом вырулить на грунтовую ВПП, точно установить самолет по оси ВПП, прорулив $15\text{—}20 \text{ м}$ по прямой. Включить автомат тормозов, если он выключился на рулении. Взлет с грунтовой ВПП с ровным и прочным грунтом особенностей не имеет по сравнению со взлетом с бетонированной ВПП, за исключением небольшой тряски.

При взлете с грунтовой ВПП с неровным и неравнопрочным грунтом, особенно при передней центровке, подъем переднего колеса производить на скорости 120—130 км/час для его разгрузки, уменьшения тряски и продольной раскачки самолета.

Штурман в процессе разбега самолета обязан докладывать летчику об изменении скорости для облегчения выполнения взлета самолета.

При взлете с грунтовой ВПП, имеющей прочность 7—4 кг/см² на отдельных участках, возникает раскачка самолета по тангажу, которая затрудняет выдерживание постоянного взлетного угла.

Направление разбега выдерживать соответствующим отклонением педалей без применения тормозов.

При взлете с грунтовой ВПП, имеющей неровности, возможен преждевременный отрыв самолета на пониженной скорости. При этом необходимы своевременные действия летчика для исключения повторного касания колес грунта. Повторное касание особенно опасно при боковом ветре.

При взлете с передней центровкой подъем переднего колеса необходимо начинать на скорости 120—130 км/час полным взятием штурвала на себя для уменьшения нагрузок на переднюю ногу и устранения раскачки самолета по тангажу.

Взлет самолета с заснеженной ВПП при толщине свежеснеженного снега до 20 см и ровном грунте особенностей не имеет, за исключением увеличения времени и длины разбега.

Перед взлетом с указанной ВПП целесообразно иметь центровку в пределах 24—30% САХ.

После взлета шасси необходимо убрать после уборки закрылков, чтобы встречным потоком выдуло снег из ниш шасси. Рекомендуется также перед уборкой шасси аварийно открыть створки.

В исключительных случаях взлет с уплотненной заснеженной ВПП толщиной более 15 см, имеющей недостаточную плотность снега (шасси разрушает снеговой покров), возможен, но выполнение его значительно усложнено по причинам: медленного нарастания скорости, рыскания по курсу, сильной раскачки по тангажу и снижения эффективности управления самолетом от управляемого переднего колеса. Взлет с такой засне-

женной ВПП целесообразно производить при средних и задних центровках самолета (24—30% САХ).

Подъем переднего колеса начинать на скорости 120—130 км/час для уменьшения нагрузок на переднюю ногу и устранения раскачки по тангажу. После взлета шасси не убирать.

Длина и время разбега при взлете с уплотненного снега толщиной более 15 см, имеющего недостаточную плотность, увеличивается по сравнению с длиной разбега по бетонированной ВПП; при взлетном весе самолета 38 т длина разбега составляет 800 м ($P=760$ мм рт. ст., $t_{н.в.}=-5^{\circ}\text{C}$).

Примечание. При необходимости разрешается выполнять отдельные полеты на малых высотах без уборки шасси при взлетах с грунтовых ВПП с размокшим верхним слоем и с заснеженных ВПП с толщиной уплотненного снега более 10—15 см недостаточной прочности (шасси разрушает снежный покров).

Посадка

При полетах в зимних условиях с заснеженных ВПП расчет на посадку и определение высоты начала выравнивания значительно сложнее, чем при полетах с бетонированной ВПП.

Для улучшения условий расчета на посадку и облегчения определения момента начала выравнивания производить маркировку (окраску снега) на участках за 300 м до начала ВПП и 100 м за посадочным знаком.

Посадка на заснеженную ВПП с толщиной уплотненного снега до 10 см, имеющего достаточную прочность, существенных особенностей не имеет.

При посадке на ВПП с уплотненным снегом при толщине снежного покрова более 10—15 см, имеющего недостаточную прочность, снятие винтов с упора производить через 4—5 сек после опускания переднего колеса (во второй половине пробега на скорости 130—140 км/час) для уменьшения тряски и рыскания самолета. Направление пробега выдерживать отклонением педалей без применения тормозов.

Посадка на грунтовую ВПП при прочности 6 кг/см² и более сложности не представляет.

При посадке на грунтовую ВПП, имеющую места прочностью ниже 6 кг/см², снятие винтов с упора произ-

водить через 4—5 сек после опускания переднего колеса, длина пробега при этом составляет 1100—1300 м (без применения тормозов).

В конце пробега необходимо увеличить мощность двигателей для сохранения скорости 20—25 км/час во избежание остановки самолета на разворотах в местах с пониженной прочностью грунта.

№ стра- ницы	Содержание изменения и дополнения	Подпись и печать, удостоверяющие пра- вильность внесенных записей

№ стра- ницы	Содержание изменения и дополнения	Подпись и печать, удостоверяющие пра- вильность внесенных записей

№ стра- ницы	Содержание изменения и дополнения	Подпись и печать, удостоверяющие пра- вильность внесенных записей

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Глава I. Подготовка самолета к полету	7
Глава II. Пилотирование самолета днем в простых метеорологических условиях	38
Глава III. Пилотирование самолета в сложных метеорологических условиях	58
Глава IV. Полеты ночью	71
Глава V. Особые случаи в полете	75
Глава VI. Определение радиуса и дальности полета	110
Глава VII. Эксплуатация противообледенительных систем самолета и двигателей	119
Глава VIII. Парашютное десантирование боевой техники, воинских грузов и боевых расчетов	130
Глава IX. Проверка и эксплуатация в полете автопилота АП-28В (АП-28В1)	144
Глава X. Эксплуатация гидросистемы самолета в полете	152
Глава XI. Эксплуатация топливной системы самолета	171
Глава XII. Эксплуатация масляной системы самолета	182
Глава XIII. Эксплуатация системы противопожарной защиты самолета	185
Глава XIV. Эксплуатация кислородного оборудования самолета	195
Глава XV. Эксплуатация высотного оборудования самолета	200
Инструкция штурману самолета	203
Инструкция старшему бортовому технику самолета	275
Инструкция бортовому радисту	281
Инструкция бортовому технику по авиационному и десантному оборудованию	292
Инструкция воздушному стрелку	309
Инструкция по определению центровки	316
Приложение. Краткое описание самолета и его аэродинамических особенностей	331
Самолет	—
Гидравлическая система	336
Топливная система самолета	337
Масляная система	342
Пилотажно-навигационное оборудование самолета	345
Фотооборудование	363

Стр.

Электрооборудование	364
Радиосвязное оборудование	368
Радионавигационное оборудование	371
Десантно-транспортное оборудование самолета	375
Противообледенительные системы	378
Система наддува герметической кабины	381
Вооружение самолета	386
Особенности аэродинамики самолета Ан-8	390
Особенности работы силовой установки	440
Перечень команд и докладов членов экипажа по внутренней связи (СПУ) на самолете Ан-8	461
Дополнение к Инструкции экипажу самолета Ан-8 по полетам с грунтовых и заснеженных ВПП	470

Инструкция экипажу самолета Ан-8

Под наблюдением генерал-майора авиации Трохина В. М., инженер-подполковника
Кореницына Н. А. и редактора подполковника Тресвятского К. Ф.
Технический редактор Срибнис Н. В. Корректор Прокофьева С. В.
Сдано в набор 31.05.65 г.

Сдано в набор 31.05.65 г.

Формат бумаги $84 \times 108^{1/32}$ — 15 печ. л. = 24,6 усл. печ. л. +
1 вклейка — $3/8$ печ. л. = 0,82 усл. печ. л. 32 500

Г-24886

Изд. № 7/7355

Военное издательство Министерства обороны СССР
Москва, К-160

Зак. № 272

2-я типография Военного издательства
Министерства обороны СССР
Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10
Продаже не подлежит

Продаже не подлежит