**Гриф снят**
Основание: письмо ОАО «КНААПО»
вх. № 1/416 от 24.02.2004 года
(ВВИА им. Жуковского, г. Москва)

# САМОЛЕТ СУ-27СК

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Книга 2

# СОДЕРЖАНИЕ

Страница

Содержание----------2
7. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ----------3
7.1. Продольная устойчивость и управляемость самолета----------3
7.2. Боковая устойчивость и управляемость----------5
7.3. Особенности устойчивости и управляемости при полете с несимметричной подвеской и отказе одного двигателя----------7
7.4. Взлетно-посадочные характеристики----------9
7.5. Некоторые дополнительные сведения о сваливании и штопоре самолета----------11
8. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ----------12
8.1. Эксплуатация силовой установки----------12
8.2. Эксплуатация топливной системы----------19
8.3. Эксплуатация системы пожаротушения----------22
8.4. Эксплуатация гидравлической системы----------23
8.5. Эксплуатация пневматических систем----------26
8.6. Эксплуатация взлетно-посадочных устройств----------27
8.7. Эксплуатация системы управления самолетом----------29
8.8. Эксплуатация системы автоматического управления самолетом (САУ)----------35
8.9. Эксплуатация пилотажно-навигационного комплекса----------39
8.10. Эксплуатация радиосвязного оборудования----------60
8.11. Эксплуатация системы «Экран» и «Алмаз-УП»----------65
8.12. Эксплуатация системы «Нарцисс-М»----------70
8.13. Эксплуатация самолетного ответчика А-511----------71
8.14. Эксплуатация радиолокационного ответчика (изделие 6202Р-1) и запросчика (изделие 6231Р-9)----------73
8.15. Эксплуатация системы электроснабжения----------74
8.16. Эксплуатация светотехнического оборудования----------81
8.17. Эксплуатация герметичной кабины----------82
8.18. Эксплуатация кислородной системы и специального снаряжения летчика----------87
8.19. Эксплуатация противоперегрузочного устройства----------92
8.20. Эксплуатация средств аварийного покидания и спасения----------92
8.21. Эксплуатация бортовых систем «Тестер-УЗ», СОК-Б и САС----------95
8.22. Эксплуатация аппаратуры приема команд наведения и активного ответа 11Г6----------96

# РАЗДЕЛ 7

## ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

Самолет выполнен по интегральной схеме, при которой крыло и фюзеляж образуют единый несущий корпус, что обеспечивает ему высокие значения аэродинамического качества и коэффициента подъемной силы на маневре.

### 7.1. Продольная устойчивость и управляемость самолета.

На самолете установлена система дистанционного управления (СДУ), которая наряду с обеспечением продольной устойчивости самолета на дозвуковых скоростях полета обеспечивает также его высокую маневренность при сохранении хорошей устойчивости и управляемости во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

В дозвуковом диапазоне режимов полета, а также на числах M=1-1,5 самолет устойчив по скорости.

В трансзвуковом диапазоне режимов полета на M=0,95-1,05, а также на M > 1,6 наблюдается небольшая неустойчивость по скорости, не затрудняющая пилотирования.

При выполнении маневров с торможением и проходе при этом числа M=1,0 «скоростной подхват» практически мало заметен до перегрузки $n_y \leq 3,0$; при торможении с большей перегрузкой величина «подхвата» составляет $\Delta n_y = 1,0\text{-}1,5$.

Балансировочные зависимости $\varphi_{бал} = f(c_y)$ во всем диапазоне чисел M и углов атаки близки к линейным.

Расход ручки управления на создание единицы перегрузки не зависит от величины перегрузки и в основном диапазоне режимов полета составляет $X^{ny}$ = 12 мм/ед.перегр. – 25 мм/ед.перегр. На всех режимах полета, за исключением полета на высотах более 15000 м, балансировочное положение ручки управления в горизонтальном полете расположено за нейтралью «от себя». Наиболее переднее положение ручка занимает при полете в диапазоне чисел M=1,1-1,3. На высотах менее 6000 метров это ограничивает возможность создания отрицательных перегрузок.

Зависимости отклонения стабилизатора и ручки продольного управления в горизонтальном полете от числа M приведены на рис. 1 и 2.

Характер переходного процесса по перегрузке на дозвуковых режимах полета – апериодический, на сверхзвуковых режимах – колебательный. Остаточные колебания отсутствуют.

Выпуск тормозного щитка на дозвуковых скоростях создает небольшой кабрирующий момент, для парирования которого необходима перебалансировка по усилию $\Delta P_в \leq 2$ кг.

При выполнении маневров с торможением на сверхзвуковых скоростях полета с предельными располагаемыми перегрузками на высотах более 10000 м при прохождении числа M=1,05 с фиксированной ручкой управления возможен заброс по углу атаки. Во избежание этого на указанных режимах при подходе к числу M=1,0 необходимо уменьшать перегрузку на $\Delta П_у$=1,0. После прохода трансзвука пилотировать можно на границе срабатывания ограничителя предельных режимов (ОПР).

ОПР при пилотировании на границе его срабатывания обеспечивает выполнение маневров с любым (вплоть до максимально возможного) темпом взятия ручки управления без превышения допустимых значений угла атаки и перегрузки.

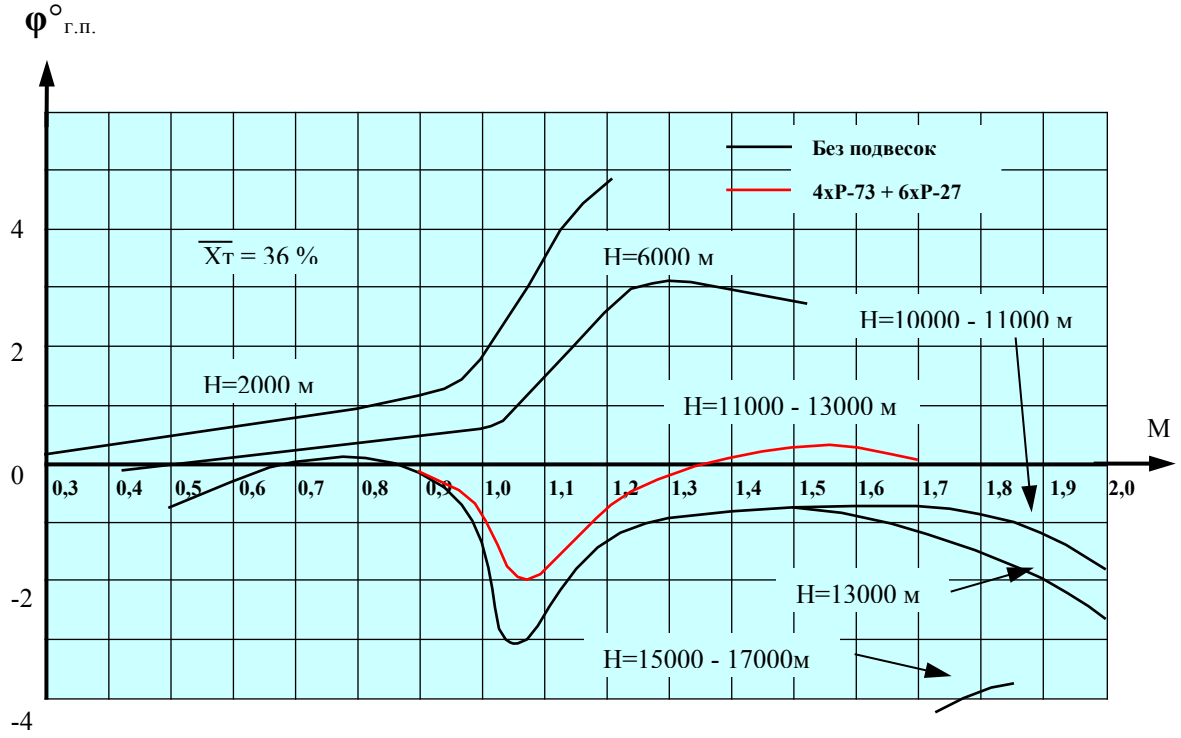



Рис. 1. Балансировочные углы отклонения стабилизатора в зависимости от числа М.

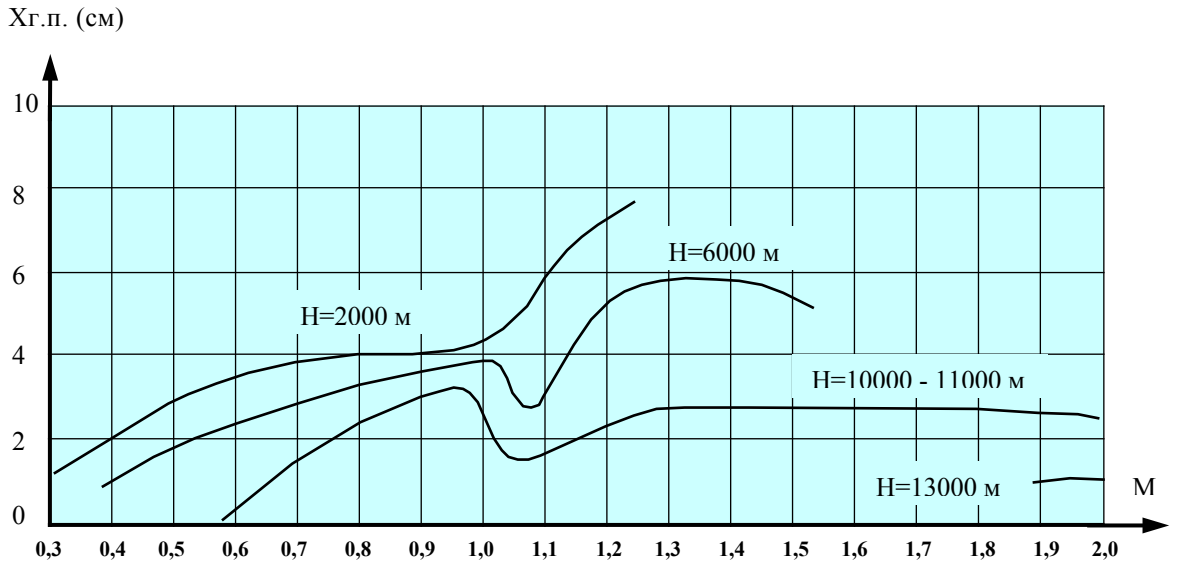



Рис. 2. Зависимость хода ручки от числа М.

При выполнении маневров с торможением, в особенности на скоростях менее 500

км/ч, необходимо учитывать, что при постоянном усилии на ручке управления угол атаки будет возрастать. При этом необходимо контролировать значение угла атаки по указателю УАП и по высвечиванию светосигнализатора α, Пу КРИТИЧ, так как ограничитель предельных режимов (ОПР) в указанном случае воздействует на ручку управления с запаздыванием, что может привести к превышению допустимых углов атаки.

Возрастание угла атаки при зафиксированной ручке возможно также на предпосадочном планировании.

По перегрузке самолет с СДУ устойчив во всем диапазоне высот и скоростей полета. Выход на заданную перегрузку и угол атаки на $M < 1$ происходит без колебаний и забросов при $V \geq 700$ км/ч.

В полете на числах $M \geq 1,5$ при интенсивном торможении самолета и возникающей при этом значительной продольной перегрузке возможно непроизвольное отклонение летчиком ручки управления «от себя». Последующее парирование отрицательной перегрузки отклонением ручки управления «на себя» может привести к продольной раскачке самолета.

В случае возникновения раскачки зафиксировать (освободить) ручку управления до прекращения продольных колебаний.

При полете на малых высотах в турбулентной атмосфере возникает «болтанка» самолета, при которой самолет чрезвычайно чувствителен к вертикальным порывам, что усложняет пилотирование.

Как в случае раскачки, так и в случае «болтанки» необходимо задержать ручку управления самолетом.

Подвеска ракет вплоть до 6хР-27Р1, (Э)Т1 и 4хР-73Э во всем диапазоне высот, скоростей и углов атаки, характеристики устойчивости и управляемости не изменяет, на пилотировании самолета не сказывается.

Пуски ракет с любых точек подвески практически не сказываются на поведении самолета.

При подвеске некоторых вариантов АБСП до 4000 кг и НР (4-х С-25) самолет с отключенной СДУ становится нейтральным по перегрузке. С включенной СДУ самолет устойчив во всем диапазоне чисел М и углов атаки.

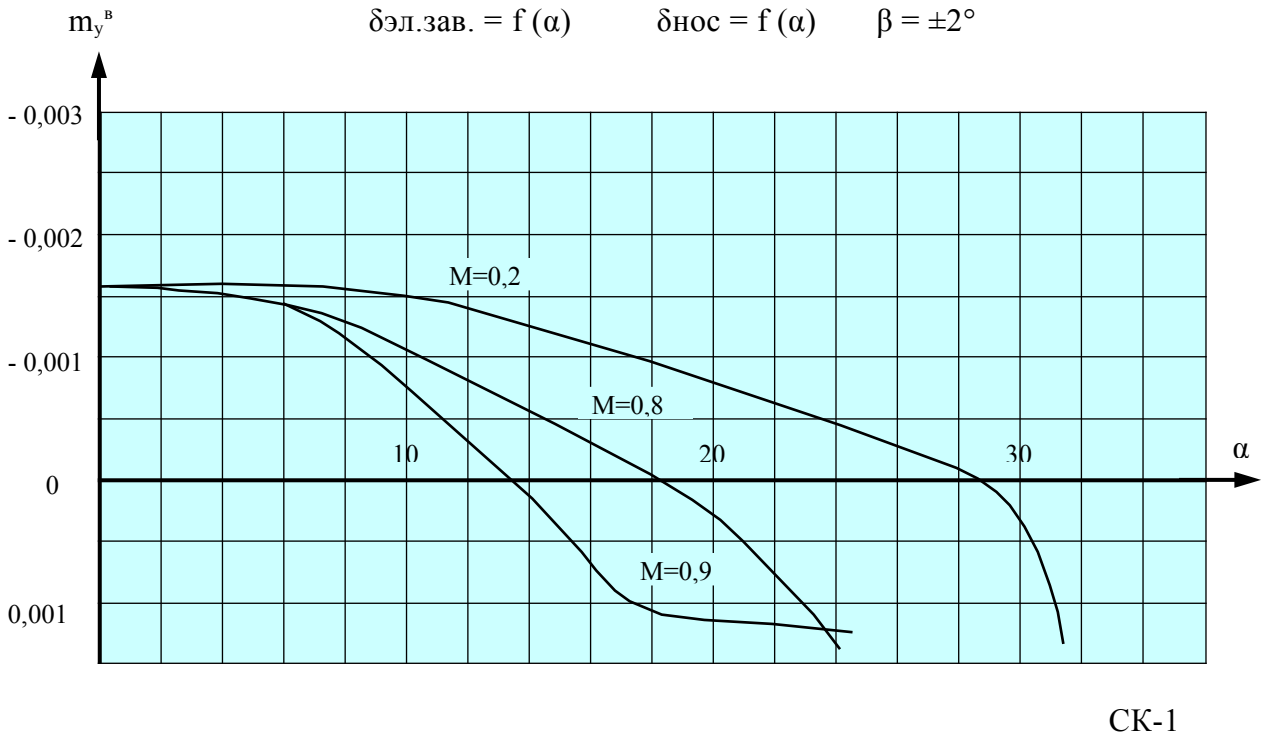
## 7.2. Боковая устойчивость и управляемость.

Для повышения запаса путевой устойчивости в систему бокового канала СДУ введен автомат путевой устойчивости – демпфер курса. Путевая статическая устойчивость самолета сохраняется во всем диапазоне чисел М. Зависимость коэффициентов путевой и поперечной статической устойчивости от угла атаки $m_y^в=f(\alpha)$ и $m_x^в=f(\alpha)$ приведена на рис. 3. На скоростях Vпр более 800 км/ч и числах М=0,7-1,0 самолет обладает повышенной чувствительностью к созданию боковой перегрузки на отклонение педалей. Реакция самолета по крену на отклонение педалей на всех режимах полета при $Пу \geq 1,0$ – прямая вплоть до углов атаки сваливания.

Для обеспечения поперечной управляемости используется совместное отклонение флаперонов и дифференциальное отклонение стабилизатора, последнее используется и для демпфирования по крену.

Балансировка при координированных скольжениях в горизонтальном полете отмечается малым расходом ручки по крену.

Для обеспечения поперечной управляемости на больших углах атаки в путевой канал СДУ введена перекрестная связь руля направления с поперечным отклонением ручки управления, а для увеличения угла атаки сваливания ($\alpha$ свал.) в систему поперечного управления на углах атаки более 25° введено механическое ограничение поперечного отклонения ручки на 1/3 хода в виде пружинного упора с усилием 7 кгс. При отказе демпфера крена и демпфера курса обеспечиваются достаточные для завершения полета и выполнения посадки характеристики боковой управляемости, при этом $\alpha_{доп.}=10°$.



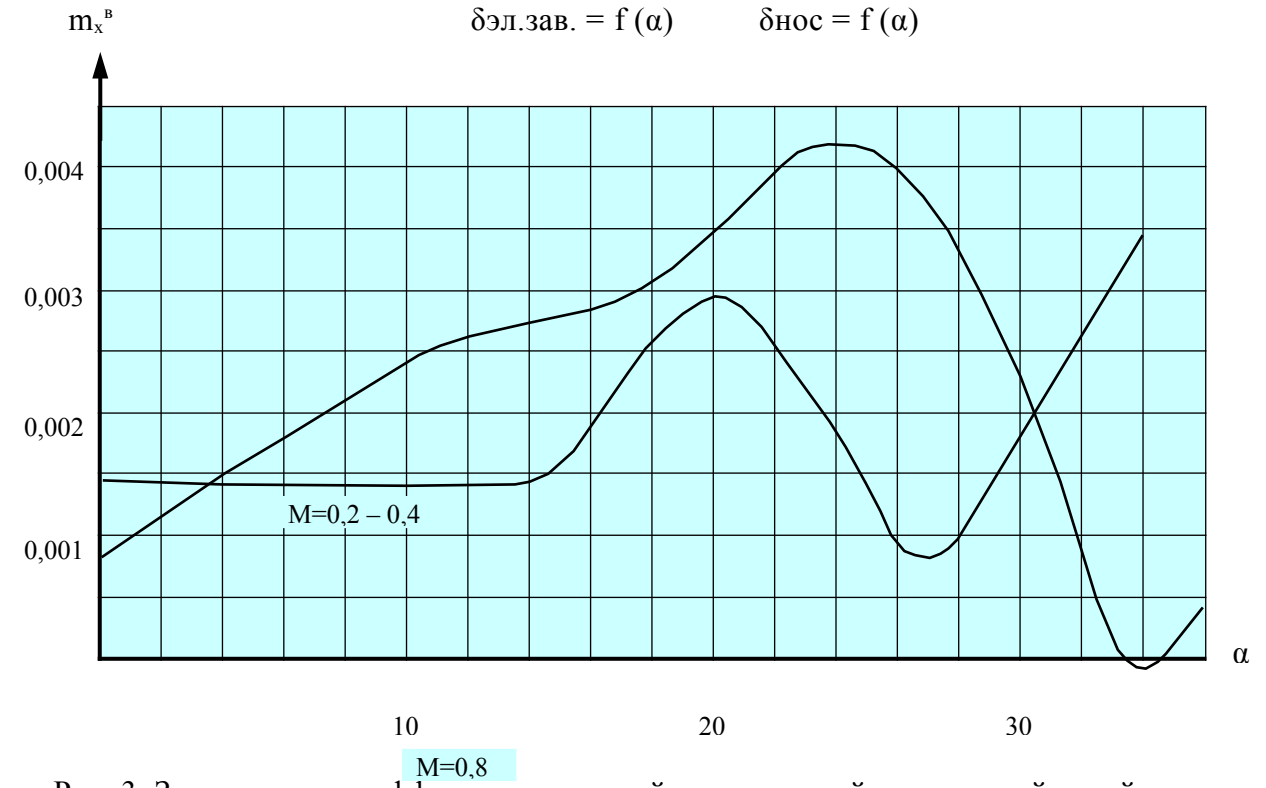




Рис. 3. Зависимость коэффициента путевой и поперечной статической устойчивости от угла атаки.

Для обеспечения хороших характеристик маневренности во всем допустимом

диапазоне углов атаки на дозвуковых скоростях полета введены системы автоматического управления носками крыла и флаперонами по сигналу угла атаки. С увеличением угла атаки характеристики боковой устойчивости и управляемости сохраняются удовлетворительными, вплоть $\alpha_{доп}$.

На скоростях менее 400 км/ч и $\alpha \geq 24°$ самолет обладает пониженной поперечной управляемостью. При выводе из крена на скоростях менее 400 км/ч во время выполнения маневров по границе срабатывания ОПР возможен заброс угла атаки более $\alpha_{доп}$.

Поэтому при выводе из крена контролировать угол атаки, не допуская превышения $\alpha_{доп}$.

На углах атаки $\alpha > 28°$ вплоть до сваливания управляемость самолета отсутствует.

Аэродинамическая тряска возникает на углах атаки $\alpha$=9°-5° при числах M=0,5-0,9 соответственно. При увеличении угла атаки интенсивность тряски возрастает и через $\Delta\alpha$=2°-3° стабилизируется.

Характер тряски мягкий. Во всем диапазоне углов атаки тряска пилотирование не затрудняет и предупредительным признаком о приближении к $\alpha_{доп.}$ служить не может.

При отключенной и отказавшей системе управления носками крыла пилотирование безопасно и особенностей не имеет до $\alpha_{доп.}$=10°.

Поведение самолета с отклоненными носками на 30° (шасси убраны, флапероны убраны) особенностей не имеет. Отказ управления носками и флаперонами на дозвуковых скоростях не вызывает эволюций самолета, требующих вмешательства летчика. Максимальное приращение перегрузки при этом $\Delta$Пу $\approx$ 0,5. Располагаемая угловая скорость по крену при увеличении угла атаки уменьшается, но остается достаточной до $\alpha_{доп.}$ (более 20°/сек). Эффективность поперечного управления в горизонтальном полете обеспечивает угловую скорость крена $\omega_x \geq 1{,}5°$/сек.

На взлетно-посадочных режимах с выпущенной механизацией крыла и шасси обеспечивается угловая скорость $\omega$ 1,0°/сек.

Характеристики устойчивости и управляемости самолета без подвесок и со всеми вариантами ракетного вооружения сохраняются приемлемыми до углов атаки:

а) для самолетов без подвесок или УР:

| M | 0,5 | 0,6 | 0,7 | 0,8 | 0,9 | 1,0 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| $\alpha_{доп.}$ | 24 | 23 | 22 | 20 | 19 | 18 |
| $c_{у\ доп.}$ | 1,85 | 1,7 | 1,58 | 1,45 | 1,3 | 1,2 |

б) для самолетов с АБСП до 4000 кг или НР:

| M | 0,5 | 0,7 | 0,85 |
|---|---|---|---|
| $\alpha_{доп.}$ | 20 | 18 | 16 |
| $c_{у\ доп.}$ | 1,61 | 1,5 | 1,35 |

Зависимость $\alpha_{макс} = f(M, H)$ (с учетом ограничений по $\alpha_{доп.}$ $\varphi_{макс}$ = 20° и Пу$^э$) и $c_{у\ бал} = f(\alpha, M)$ приведены на рис. 4 и 5.

## 7.3. Особенности устойчивости и управляемости при полете с несимметричной подвеской и отказе одного двигателя.

Несимметричная подвеска ракет Р-27Р1 на 4 и 3 точках подвески, Р-27Р1 на 2 и 10 (либо 1 и 9) точках подвески и Р-73Э на 6 и 8 (либо 5 и 7) точках подвески существенного влияния на характеристики устойчивости и управляемости не оказывает.

При односторонней несимметричной подвеске 2-х и более ракет, из которых одна Р-27Р1, Т1 на 3 (4) точке подвески, вторая (остальные) Р-73Э на 5, 7 (6, 8) точках подвески, а

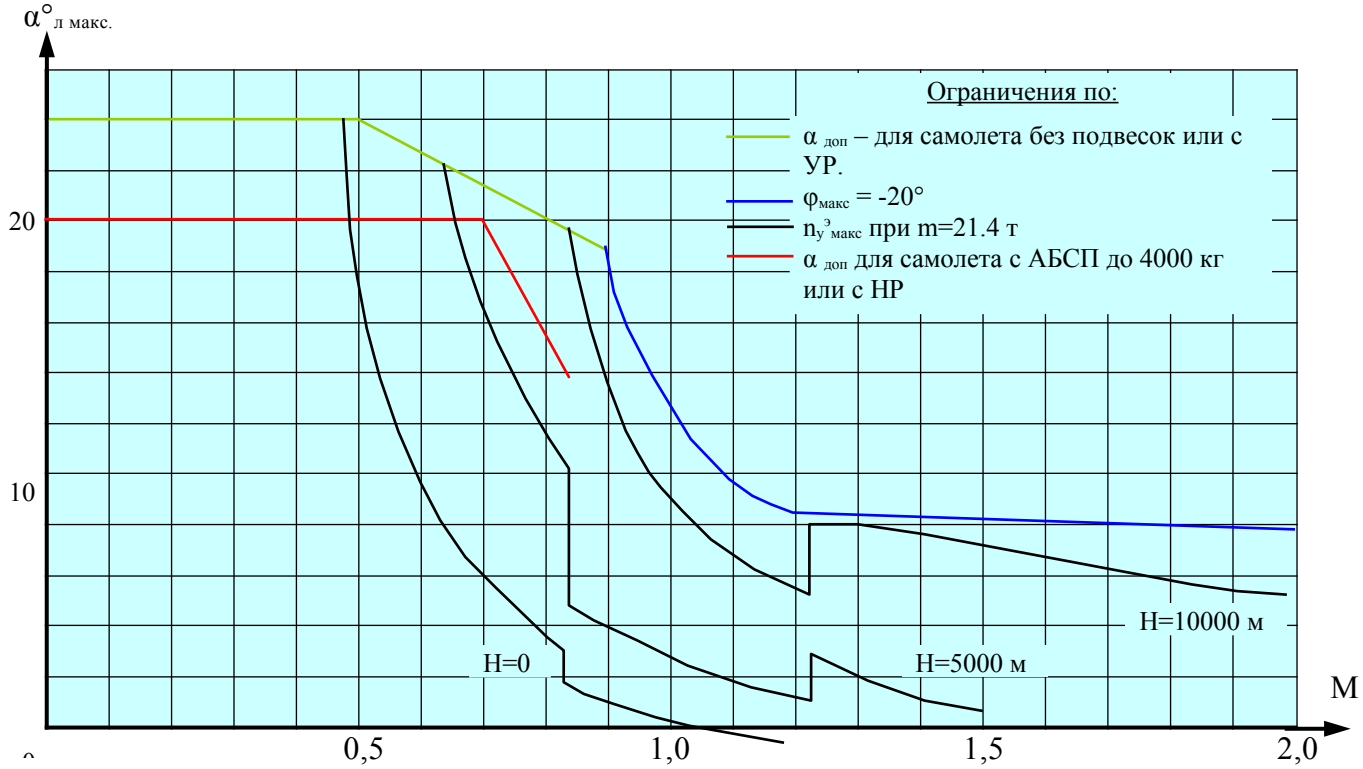



Рис. 4. Максимально допустимые углы атаки в зависимости от числа М.

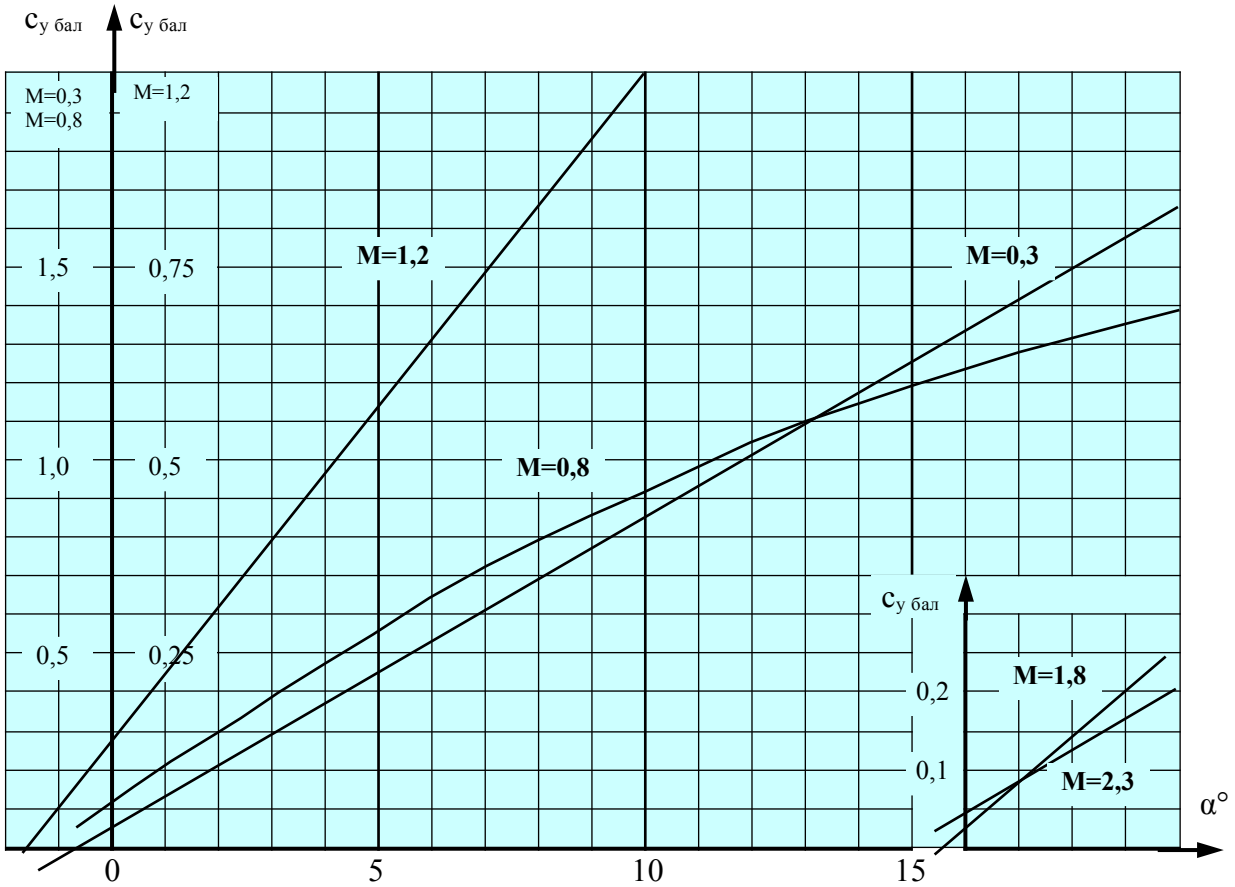



Рис. 5. Балансировочный коэффициент подъемной силы в зависимости от угла атаки (по летным испытаниям).

также несимметричной подвеске 2-х С-25 из-за расхода ручки управления по крену для парирования несимметрии более 1/3 хода установлен допустимый α доп.=15°; расход ручки управления по крену на посадке при максимальной односторонней несимметрии составляет 1/4

хода.

Боковая балансировка при отказе одного двигателя в полёте на числах M ≥ 0,5 затруднений в пилотировании не создаёт. Расход педалей при этом менее 1/3 хода.

Возможность парирования разворачивающего момента самолёта при отказе одного двигателя на взлёте обеспечивается на всех этапах взлёта.

При отказе двигателя на взлёте в режиме МАКСИМАЛ:

- для выдерживания направления разбега до момента отрыва переднего колеса потребный расход педалей (с включённым механизмом разворота колёс – МРК) составляет l/3 хода;
- для выдерживания направления разбега в момент и после отрыва переднего колеса потребное отклонение педалей увеличивается до полного с последующим уменьшением до 1/2 хода к моменту отрыва самолёта на Vпр ≈ 300 км/ч.

При отказе двигателя на взлёте на режиме ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ:

- выдерживание направления разбега до момента отрыва переднего колеса обеспечивается МРК при отклонении педалей до 1/2 хода;
- для выдерживания направления разбега при отрыве переднего колеса в диапазоне Vпр = 200-250 км/ч требуется полное отклонение педалей и применение подтормаживания колеса со стороны работающего двигателя. При скорости более 250 км/ч парирование разворачивающего момента обеспечивается отклонением рулей направления без применения подтормаживания.

Боковое отклонение самолёта от центра ВПП при разбеге с отказавшим двигателем составляет ~ 15 м.

## 7.4. Взлётно-посадочные характеристики.

Взлёт и посадка производятся при фиксированных в отклонённом положении носках крыла и флаперонах.

Во взлётно-посадочное положение флапероны отклоняются симметрично на угол 18° и от этого положения для управления по крену отклоняются вверх на 27°, вниз на 16°. Носки крыла выпускаются на 3/4 полного отклонения (по шкале индикатора положения носков).

При заходе на посадку и посадке расходы ручки управления небольшие, запас хода ручки по тангажу при касании самолета составляет 3/4 хода.

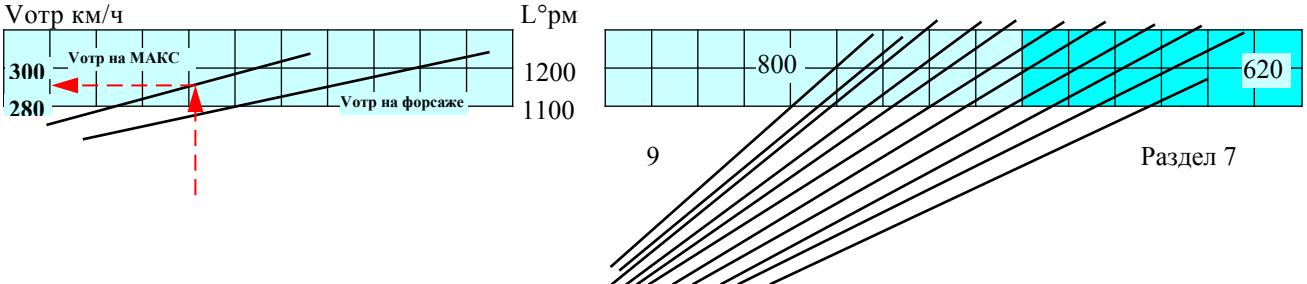
При выпуске и уборке флаперонов во взлетно-посадочное положение и обратно и изменении оборотов двигателей от МАЛОГО ГАЗА до МАКСИМАЛА, при создании скольжения до 0,5 хода педалей, изменение продольной балансировки практически отсутствует.

Выпуск носков крыла в посадочное положение вызывает момент на пикирование, для парирования которого необходима перебалансировка по усилию ΔPв = 1 кг.

При отказе СДУ завершение полета и выполнение посадки возможно на режиме ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ, при этом полет целесообразно выполнять при Кш = 1,0 на скоростях 500-600 км/ч. Допустимый угол атаки при этом составляет 10°.

Взлетно-посадочные характеристики и их зависимости от различных факторов приведены в номограммах (рис.6, 7, 8).

Во взлетно-посадочной конфигурации $\alpha_{доп} \approx 20°$.



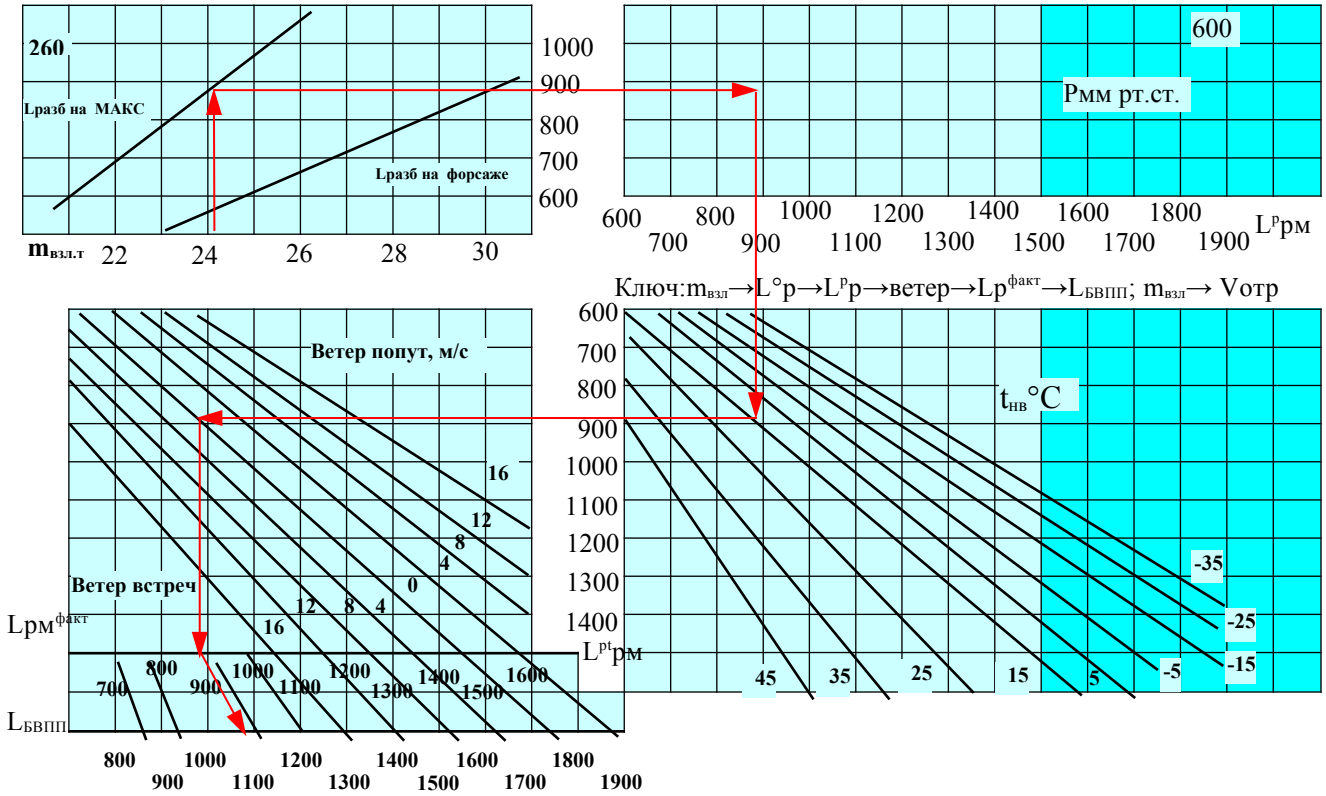



Рис. 6. Номограмма для определения длины разбега и потребной длины БВПП в фактических метеоусловиях.

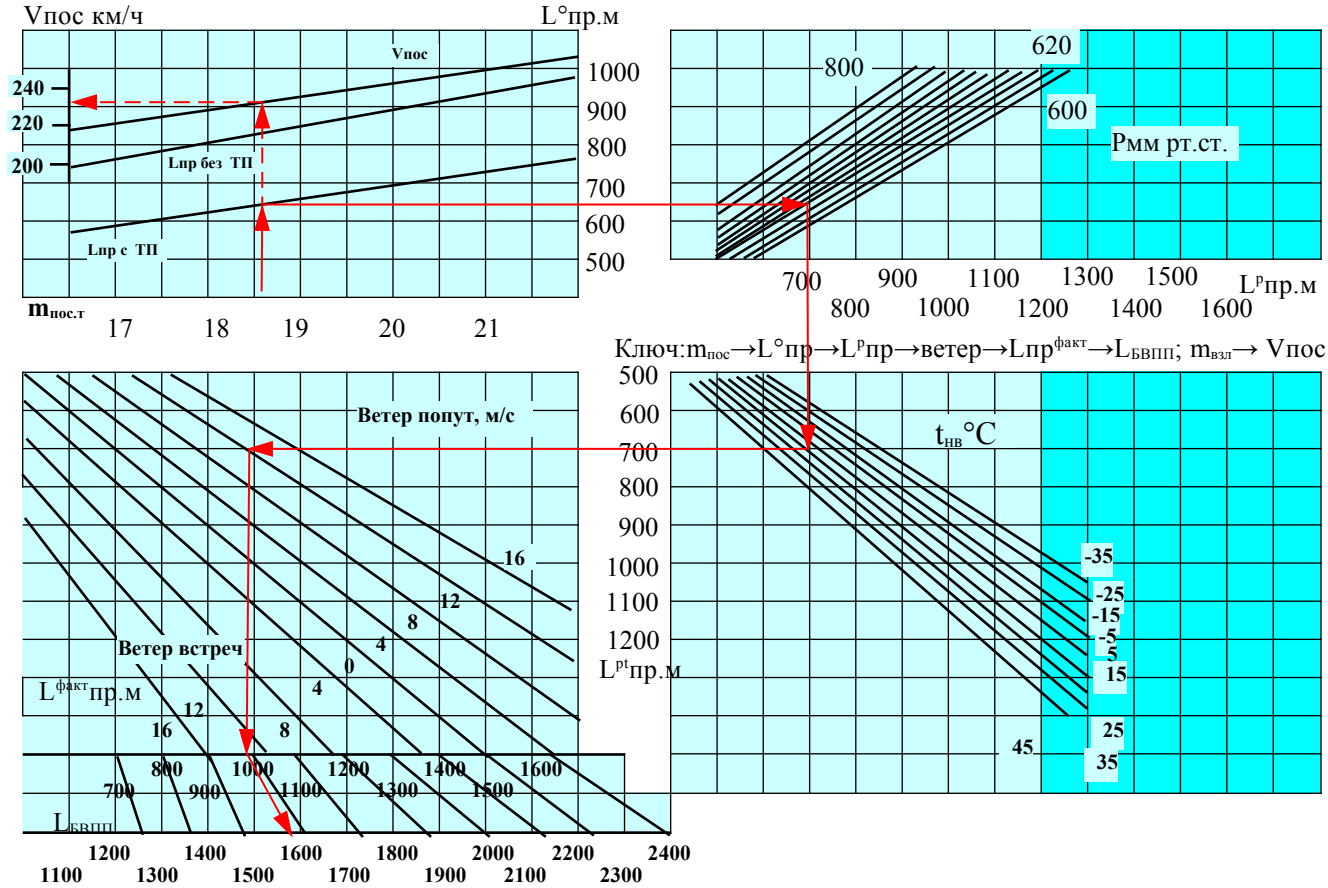
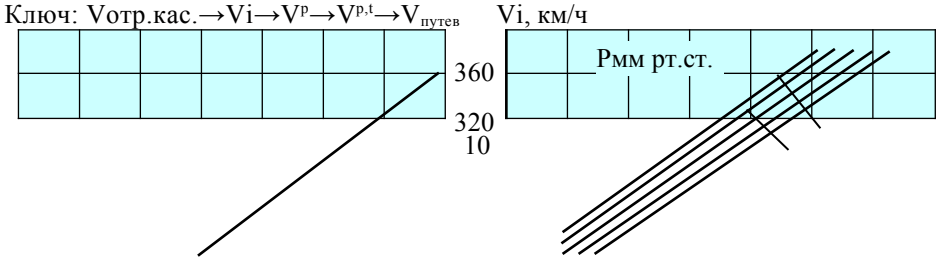



Рис. 6. Номограмма для определения длины пробега и потребной длины БВПП в фактических метеоусловиях.



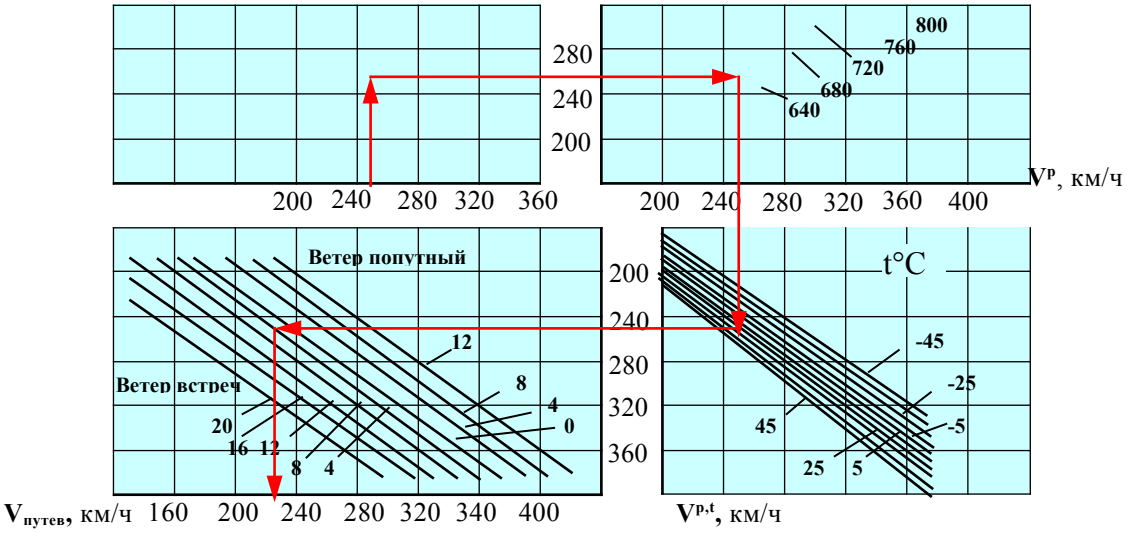



Рис. 8. Номограмма для определения скорости отрыва и касания самолета в различных атмосферных условиях по скорости отрыва и касания в условиях МСА.

**Примечание:** скорость отрыва и касания в условиях МСА определяется в зависимости от веса по рис. 6 и 7.

## 7.5. Некоторые дополнительные сведения о сваливании и штопоре самолета.

В дополнение к рекомендациям, изложенным в п.4.11.2 книги первой РЛЭ, при выводе из сваливания и штопора самолета необходимо учитывать следующие возможные особенности:

– отклонение ручки управления в поперечном канале в сторону вращения с одновременной постановкой в продольном канале в стриммированное положение (1/4 – 1/3 хода за нейтральное положение от себя) приводит к уменьшению или полной остановке вращения (в зависимости от типа штопора).

Отклонение ручки управления в поперечном канале против направления вращения, как при попадании, так и в процессе штопора, приводит к увеличению скорости вращения, которая с уменьшением высоты возрастает. При удержании ручки управления по крену против вращения угловая скорость вращения по курсу может увеличиться до 60° /сек.

Положение рулей направления, как при попадании, так и в процессе штопора, из-за низкой эффективности, на характер штопора влияет значительно меньше, чем положение ручки управления по крену;

– при попадании самолета в штопор на высотах более 8000 м на режимах работы двигателей в диапазоне МАКСИМАЛ – ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ возможен останов одного или двух двигателей. Для обеспечения работоспособности СДУ при останове двигателя (двигателей) РУД ниже упора МАЛЫЙ ГАЗ не устанавливать.

В процессе автоматического запуска возможен рост температуры газов за турбиной выше допустимой и «зависание» оборотов без выхода двигателя на режим МАЛОГО ГАЗА. В этом случае после вывода самолета из штопора и автоматического запуска (в случае незапуска запустить двигатель вручную) полет на ближайший аэродром посадки выполнять на оборотах не более 95 %;

– на высотах более 11000 м ввиду недостаточной эффективности рулей самолет из штопора может не выходить.

# РАЗДЕЛ 8

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ.

### 8.1. Эксплуатация силовой установки.

Силовая установка самолета включает два двухконтурных, турбореактивных двигателя АЛ-31Ф с выносными коробками агрегатов, обеспечивающих запуск двигателей и энергоснабжение самолетных потребителей, а также самолетных систем, обслуживающих работу силовой установки.



ТРДДФ АЛ-31Ф

8.1.1. Двигатель АЛ-31Ф является двухконтурным реактивным двигателем с двухкаскадным осевым компрессором, основной камерой сгорания кольцевого типа, двухступенчатой газовой турбиной, с камерой смешения воздушно-газовых потоков внутреннего и наружного контуров за турбиной, с общей форсажной камерой и всережимным реактивным соплом.

Система регулирования двигателя – электронно-гидравлическая. Регулирование параметров двигателя на дроссельных бесфорсажных режимах осуществляется гидравлической частью системы, а на максимальном и форсажном режимах – комплексным регулятором двигателя КРД-99Б. Регулятор КРД-99Б является электронной частью системы регулирования. При отказе КРД-99Б регулирование двигателя автоматически переходит на гидравлическую часть с ограничением по оборотам и температуре газов и выдачей сигнала РЕГУЛЯТ ЛЕВ (ПРАВ).

Двигатели АЛ-31Ф имеют боевой и учебно-боевой режимы работы. Учебно-боевой режим имеет пониженные относительно боевого режима параметры на максимале и форсаже (температура газов ниже на 60°С, обороты ниже на 2,5 %). Выбор режимов определяется положением переключателя РЕЖИМ ДВИГ УЧЕБНО-БОЕВОЙ – БОЕВОЙ на левом борту кабины самолета.

8.1.2. Масляная система двигателя автономная, одноконтурная, циркулярного типа, с топливомасляным радиатором на линии нагнетателя. Система предназначена для смазки и охлаждения трущихся поверхностей вращающихся деталей. В состав системы входят маслобак, система нагнетания, а также системы откачки и суфлирования.

8.1.3. Система запуска двигателя обеспечивает:

- запуск двигателя на земле с раскруткой ротора от бортовых или аэродромных источников электроэнергии;

- запуск двигателя в воздухе выключателем ДУБЛИР ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ;
- запуск двигателя в воздухе (при убранном шасси) от РУД;
- холодную прокрутку двигателя;
- холодную прокрутку газотурбинного двигателя – ГТДЭ;
- автоматический запуск на выбеге системой АЗВ при оборотах $n_2 < 50$ % при положении РУД выше упора малого газа;
- прекращение цикла запуска;
- автоматический встречный запуск основной камеры сгорания при применении оружия;
- автоматический встречный розжиг форсажной камеры в случае погасания форсажа при применении оружия или при помпаже двигателя.

8.1.4. Газотурбинный двигатель – ГТДЭ-117-1, установленный на выносной коробке агрегатов (ВКА), предназначен для раскрутки двигателя в качестве стартера. Продолжительность стартерного режима до 50 сек.

При отсутствии аэродромных источников питания, в исключительных случаях, подготовку и проверку систем и оборудования самолета и запуск ИК-ВК в соответствии с п. 3.4.5 – 3.4.19 осуществлять от бортовых источников питания при запущенном правом двигателе на оборотах малого газа в этом случае должно быть не более 30 мин.

По окончании указанной проверки запустить второй двигатель и далее действовать в соответствии с пунктом 3.6.

8.1.5. Для управления системой запуска и работой двигателей, контроля за работой двигателей в кабине установлены следующие элементы управления и индикации:

а) на приборной доске:

- указатель числа оборотов роторов высокого давления ($n_2$) ИТЭ-2ТБ2, имеющий две стрелки с индексами «Л» - левый двигатель и «П» - правый двигатель;
- индикаторы температуры выходящих газов левого и правого двигателей;
- сигнальное табло ФОРСАЖ ЛЕВ, ФОРСАЖ ПРАВ, ЗАПУСК ЛЕВ, ЗАПУСК ПРАВ зеленого цвета;
- индикатор положения клиньев воздухозаборников ПАНЕЛИ ИПК-2-02;

б) на щитке энергетики правого борта:

- трехпозиционные переключатели рода работы ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ, ЗАПУСК, ПРОКРУТКА СТАРТЕРА;
- кнопки ЛЕВ ПРАВ ЗАПУСК и СТОП;
- выключатель АВТ ДРОС ФОРСАЖА;

в) на щитке самолетных систем № 1 левого борта:

- выключатели ДУБЛИР ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ и АВАР ОТКЛ ФОРСАЖА правого и левого двигателей;
- переключатели ВОЗД ЗАБ РЕЗЕРВНОЕ-АВТ-РУЧНОЕ левого и правого двигателей;
- выключатели ОТКЛ СПП левого и правого двигателей;

г) на щитке самолетных систем № 2 левого борта:

- переключатель СЕТКИ ВОЗДЗАБ АВТ-ОТКР;

д) на левом борту:

- рычаги управления двигателями;
- переключатель РЕЖИМ ДВИГ УЧЕБНО-БОЕВОЙ – БОЕВОЙ.

8.1.6. Система управления двигателями предназначена для изменения режимов их работы. Она обеспечивает автономное управление каждым двигателем.

На каждом РУД закреплены две гашетки: задняя, для фиксации в положении МАЛЫЙ ГАЗ, и передняя, для фиксации в положениях МАКСИМАЛ, МИНИМ ФОРСАЖ, ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ.

Работа двигателей контролируется по оборотам и температуре газового потока, указатели которых расположены на приборной доске.

8.1.7. Для повышения высотности запуска двигателей в полете и наземного запуска стартера ГТДЭ в силовой установке имеется система кислородной подпитки пусковых блоков. Запас кислорода обеспечивает не менее 5 запусков двигателя в воздухе.

8.1.8. Двигатели оборудованы системой обнаружения и ликвидации помпажа, которая на высоте, равной или более 2000 м, или при числе $M \geq 0{,}65$ автоматически включается в работу при помпаже двигателей или при возрастании температуры газов за турбиной на 40-60°С выше допустимой. Отключение системы осуществляется выключателями ОТКЛЮЧЕНИЕ СПП на щитке самолетных систем № 1 левого пульта.

При срабатывании системы обороты двигателя автоматически снижаются, включается встречный запуск и двигатели выходят на обороты, заданные РУД (встречный запуск включается на 8-10 сек).

При нажатии боевой кнопки блокировка по высоте и числу М снимается на 4 сек.

8.1.9. Двигатели оборудованы системой защиты от перегрева при запуске, которая в случае роста температуры свыше 650°С на оборотах менее 85 % автоматически вступает в работу и кратковременными отсечками топлива обеспечивает выход двигателя на режим малого газа или (при запуске за пределами рекомендованного диапазона Н и V) поддержание оборотов ниже малого газа, достаточных для обеспечения работоспособности системы управления самолетом без перегрева двигателя.

Отключается система выключателем ОТКЛЮЧЕНИЕ СПП.

8.1.10. Двигатели оборудованы системой встречного запуска основной камеры сгорания (ВЗ ОКС), предотвращающей останов двигателя при применении оружия. При нажатии боевой кнопки система обеспечивает подачу кислорода в запальные устройства основной камеры сгорания и включение системы зажигания на время 8-12 сек. Работа системы ВЗ ОКС сопровождается высвечиванием светосигнализаторов ЗАПУСК обоих двигателей.

8.1.11. Двигатели оборудованы системой встречного розжига форсажной камеры (ВЗ ФК), обеспечивающей автоматический розжиг форсажной камеры в случае её погасания при применении оружия или при помпаже двигателя. Система ВЗ ФК работает в пределах времени работы системы ВЗ ОКС.

8.1.12. Двигатели оборудованы системой автоматического запуска на выбеге (АЗВ), которая вступает в работу при падении оборотов $n_2 < 50$ %. При этом РУД может находиться в любом положении между упорами МАЛЫЙ ГАЗ и ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ.

8.1.13. Двигатели оборудованы системой охлаждения турбин, которая включается автоматически при прохождении одного из 3-х сигналов: $n_2$, $T_4$ или $\alpha_{\text{РУД}}$.

Отключается охлаждение при снятии всех трех сигналов. Отключение охлаждения повышает экономичность двигателя при работе на дроссельных режимах.

Для контроля работы двигателей с включенным охлаждением турбины на указателях температуры выходящих газов нанесены желтые риски. Если стрелки совпадают с рисками или находятся левее их, то двигатели работают с отключенным охлаждением турбины

(экономичный режим). Включение охлаждения турбины определяется по перемещению стрелок (скачком) правее риски на величину $\Delta T_4 \geq 50$ % при плавном увеличении режимов работы двигателей на $n_2 = 91\text{-}92$ %.

При невключении охлаждения (отказы системы охлаждения) на УСТ индицируется кадр ОБОРОТЫ ЛЕВ (ПРАВ) НИЖЕ 90, при этом режим работы двигателя должен автоматически ограничиться по температуре газов. В этом случае необходимо установить режим работы двигателя, не превышающий обороты 90 %.

8.1.14. С целью уменьшения разворачивающего момента на самолете установлена система автоматического дросселирования форсажа (АДФ). Система АДФ срабатывает при полете на числах $M \geq 1{,}35$ в случае самопроизвольного погасания форсажа одного из двигателей и вступления в работу его системы ВЗ ФК, а также в случае уменьшения оборотов одного из двигателей ниже 85 %. При этом система АДФ обеспечивает перевод другого двигателя на минимальный форсаж и автоматическое восстановление заданного РУД форсажного режима после розжига погасшей камеры системой ВЗ ФК или после окончания цикла работы системы ВЗ ФК при условии $n_2 \geq 85$ %. В случае, если по окончании цикла работы системы ВЗ ФК (8-12 сек) розжига форсажа не произойдет и при этом обороты будут не более 85 %, другой двигатель останется на минимальном форсаже до уменьшения числа М ниже 1,15 или до отключения системы АДФ выключателем АВТ ДРОС ФОРСАЖА (на $M > 1{,}15$).

8.1.15. Включать форсаж разрешается с любого бесфорсажного режима работы двигателей установкой Руд в любое положение между упорами минимального и полного форсажа, контролировать включение – по загоранию светосигнализатора ФОРСАЖ, характерному толчку и нарастанию скорости.

Включение форсажа обеспечивается:

- на земле при $V_{пр} \geq 0$;
- в полете на высотах до 11000 м на скорости не менее 300 км/ч и на высотах свыше 11000 м на скорости не менее 450 км/ч.

Отключать форсаж установкой РУД в любое положение между упорами МАКСИМАЛ и МАЛЫЙ ГАЗ.

Если при включении форсажа последний не включился, то светосигнализатор ФОРСАЖ будет мигать. В этом случае повторное включение форсажа выполнять с режима МАКСИМАЛ.

Если форсаж не отключается от РУД, то надо отключить его выключателем АВАР ОТКЛЮЧ ФОРСАЖА. Повторное включение форсажа в этом случае ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

При работе двигателей на учебно-боевом режиме включение форсажа на высотах более 15000 м выполнять с установившегося режима МАКСИМАЛ.

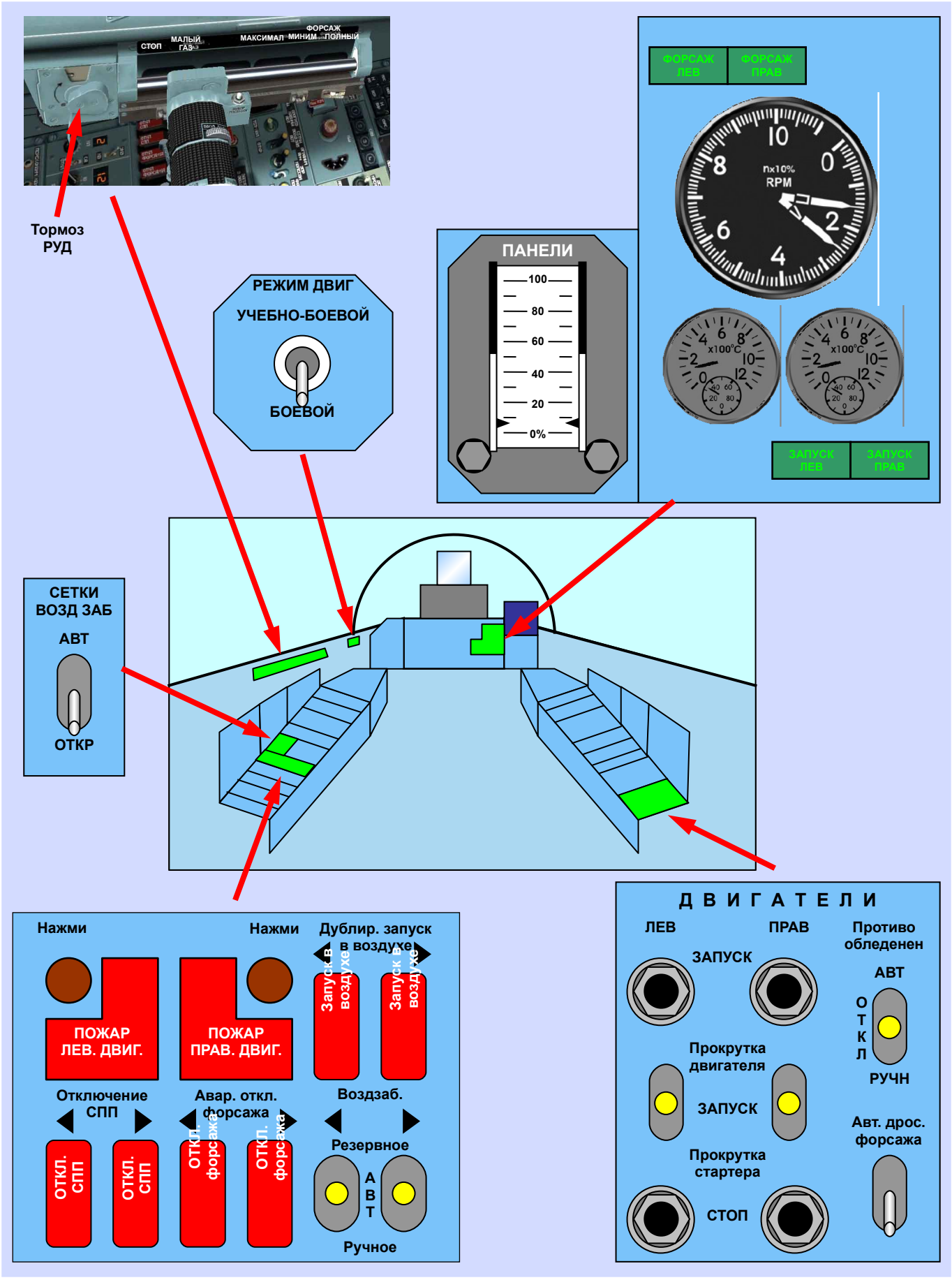
8.1.16. Установку РУД из положения СТОП в положение МАЛЫЙ ГАЗ и из положения бесфорсажного режима в положение МИНИМ ФОРСАЖ, а также из форсажного положения в положение МАКСИМАЛ, производить перемещением РУД на 10-15 мм за соответствующие упоры с последующей установкой их в нужное положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Диапазон перемещения РУД между упорами МИНИМ ФОРСАЖ и МАКСИМАЛ является проходным, останавливать РУД в этом положении ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

8.1.17. На земле на режиме МАЛЫЙ ГАЗ обороты $n_2$ могут изменяться от 59 до 74 % (при изменении температуры наружного воздуха от -30°С до +30°С). При этом температура газов не должна превышать 460°С.

В полете обороты двигателя на режиме МАЛЫЙ ГАЗ изменяется в зависимости от высоты, скорости и температуры наружного воздуха. При этом обороты $n_2$ не снижаются менее

55 %.




Органы управления и контроля работы двигателя.

В диапазоне оборотов от малого газа до $n_2$ = 75 % допускается колебание оборотов $n_2$ на величину ± 1,5 %.

На режимах МАКСИМАЛ и ФОРСАЖ максимальные обороты ротора высокого давления (РВД) не должны превышать: 98,5 % на учебно-боевом, 101,5 % на боевом режимах.

При увеличении оборотов более указанных величин необходимо режим работы двигателей уменьшить. В случае превышения температуры газов выше допустимой (см. раздел 2, пункт 20) необходимо отключить форсаж, если он был включен, или уменьшить режим работы до получения допустимого значения температуры.

При температуре наружного воздуха ниже +15°С максимальные обороты РВД ($n_2$) и температура газов при положении РУД на режимах МАКСИМАЛ или ФОРСАЖ могут быть меньше, чем при более высокой температуре наружного воздуха. При этом на 1 % уменьшения оборотов $n_2$ температура газов уменьшается примерно на 20°С.

При приёмистости или при включении форсажа допускается заброс температуры газов сверх допустимой на 15°С в течении не более 5 сек.

При длительном полете на крейсерском режиме во избежание утечки масла из маслобака двигателя через каждый час полета устанавливать на 1-2 минуты режим двигателя МАКСИМАЛ.

В случае резкого роста температуры газов и падения оборотов руководствоваться указаниями, изложенными в книге 1 РЛЭ на случай помпажа двигателя.

8.1.18. Перемещение РУД от упора МАЛЫЙ ГАЗ до упора МАКСИМАЛ или обратно производить за время не менее 1 сек во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

При быстром перемещении РУД от упора МАЛЫЙ ГАЗ до упора МАКСИМАЛ (за 1-3 сек) обеспечивается приёмистость двигателя во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета самолета не более 8 сек.

8.1.19. Механизация воздухозаборников включает электрогидравлическую систему регулирования АРВ-40А и систему защиты воздухозаборников и двигателей от попадания посторонних предметов.

Система АРВ-40А предназначена для управления положением панелей двух раздельных воздухозаборников с целью обеспечения оптимальных характеристик совместной работы воздухозаборников с двигателями.

8.1.20. Управление положением панелей осуществляется:

- на основном канале – автоматически по программе в зависимости от приведенных оборотов двигателя с коррекцией по высоте, а также по сигналам от системы регулирования двигателя. Управление панелями начинается при достижении числа М=1,35, а до этого они в убранном положении;
- на резервном канале – автоматически по положению панели другого воздухозаборника;
- в режиме ручного управления – от задатчиков ручного управления на указателе положения клиньев в кабине.

Выбор каналов управления осуществляется переключателями воздухозаборников на щитке самолетных систем № 1 левого пульта.

При отказе системы автоматического регулирования воздухозаборника на УСТ выдается следующая информация:

- ВОЗДЗАБ ЛЕВ (ПРАВ) НА РЕЗЕРВЕ – предупреждает летчика о включении резервного канала;
- АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ЛЕВ (ПРАВ) – предупреждает летчика об отказе автоматики (выдается также при отказе гидросистемы) и о необходимости

перехода на ручное управление, для чего переключатель ВОЗДЗАБ установить в положение РУЧНОЕ, предварительно совместив стрелку задатчика на указателе с положением панели.

8.1.21. При автоматическом включении системы АРВ-40А в зависимости от температуры наружного воздуха, а также при срабатывании системы высотной коррекции панель воздухозаборника может занимать положение в пределах от 0-50 % скачком.

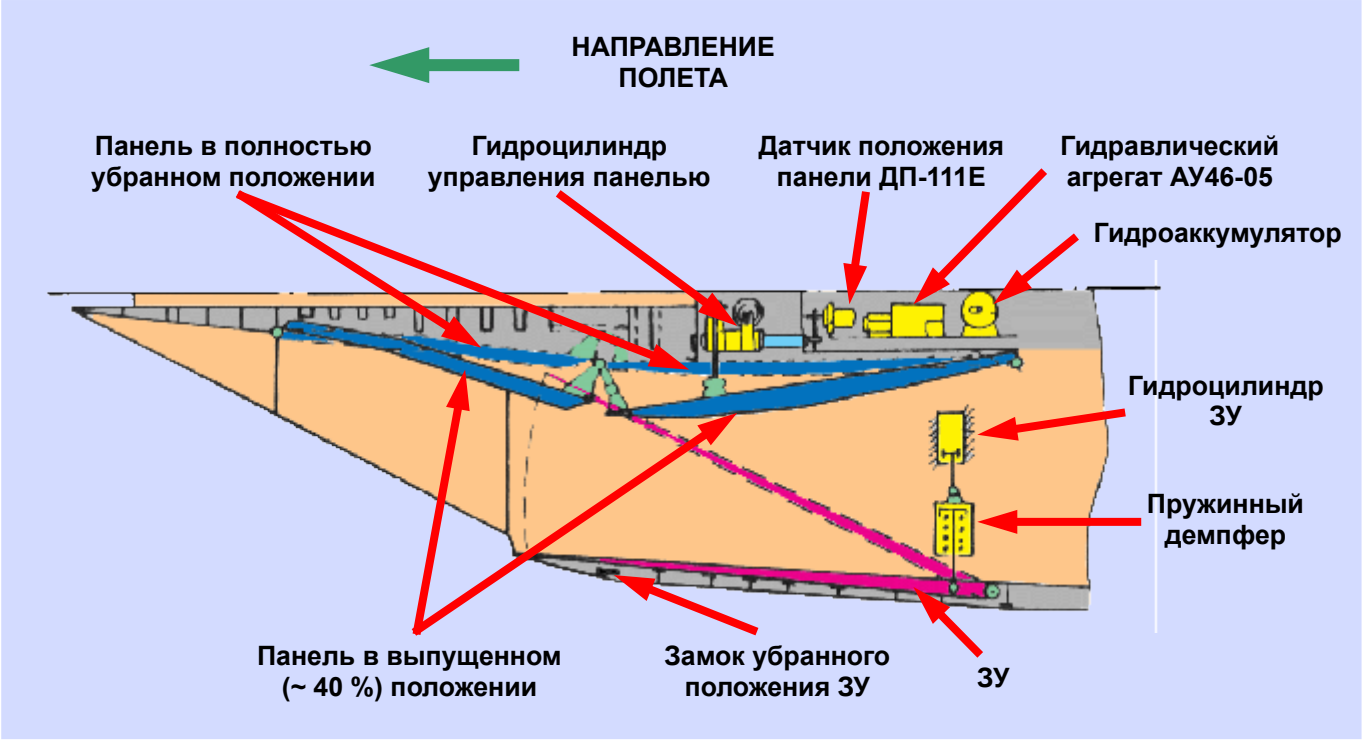



Схема воздухозаборника

8.1.22. Для защиты двигателей от попадания посторонних предметов в процессе опробования двигателей на земле, руления, взлета и посадки во входной части воздухозаборников установлены защитные устройства (ЗУ). Они представляют собой сетчатые панели с отверстиями 2,5х2,5 мм для прохода воздуха.

Защитные устройства могут работать в автоматическом и ручном режимах.

Открытие ЗУ на взлете осуществляется после размыкания концевых выключателей обжатого положения левой основной стойки шасси и контролируется по погасанию сигнализаторов на ИП-52.

Закрытие ЗУ на посадке осуществляется после обжатия левой основной стойки шасси и контролируется по загоранию сигнализаторов на ИП-52.

В случае отказа концевого выключателя обжатого положения левой стойки шасси ЗУ открывается после установки переключателя крана шасси в положение УБРАНО, а закрывается после установки в положение ВЫПУЩЕНО. Поэтому при заходе на посадку после установки переключателя крана шасси в положение ВЫПУЩЕНО необходимо проконтролировать положение ЗУ.

Если на ИП-52 высветятся светосигнализаторы закрытого положения ЗУ, установить переключатель СЕТКИ ВОЗДЗАБ в положение ОТКР.

В ручном режиме для обеспечения принудительного открытия ЗУ необходимо переключатель СЕТКИ ВОЗДЗАБ установить в положение ОТКР.

Сигнализация положения ЗУ выведена на УСТ системы «Экран» и заблокирована до скорости 450 км/ч. Если хотя бы одно ЗУ не стоит на замке открытого положения, а скорость

более 450 км/ч, на УСТ высветится сигнал ВОЗДЗАБ ЗАКРЫТ. Одновременно пройдет речевая информация летчику: «Воздухозаборник закрыт. Скорость не более 550».

8.1.23. Самолет оборудован системой предупреждения обледенения СО-121ВМ. Система состоит из датчика, расположенного в левом канале воздухозаборника и блока преобразователя.

При попадании самолета в зону обледенения система выдает информацию на УСТ и автоматически включает систему защиты двигателя от обледенения.

При выходе самолета из зоны обледенения система СО-121ВМ выключает защиту двигателя от обледенения.

## 8.2. Эксплуатация топливной системы.

Топливная система самолета предназначена для обеспечения питания топливом двигателей на всех режимах работы, а также охлаждения агрегатов и блоков самолетных систем и оборудования.

Топливная система эксплуатируется на топливах РТ, ТС-1 или их смесях в любых пропорциях. Топливо размещено в баках № 1 и 2 центроплана, в баке № 3, состоящем из двух отсеков, расположенных в консолях крыла, и бака № 4, расположенного в хвостовой части фюзеляжа между двигательными отсеками.

Эксплуатационная вырабатываемая вместимость топливных баков (при γ=0,785):

- бак № 1 – 3180 кг;
- бак № 2 – 4160 кг;
- бак № 3 – 1060 кг;
- бак № 4 – 1000 кг;
- ВСЕГО – 9400 кг.

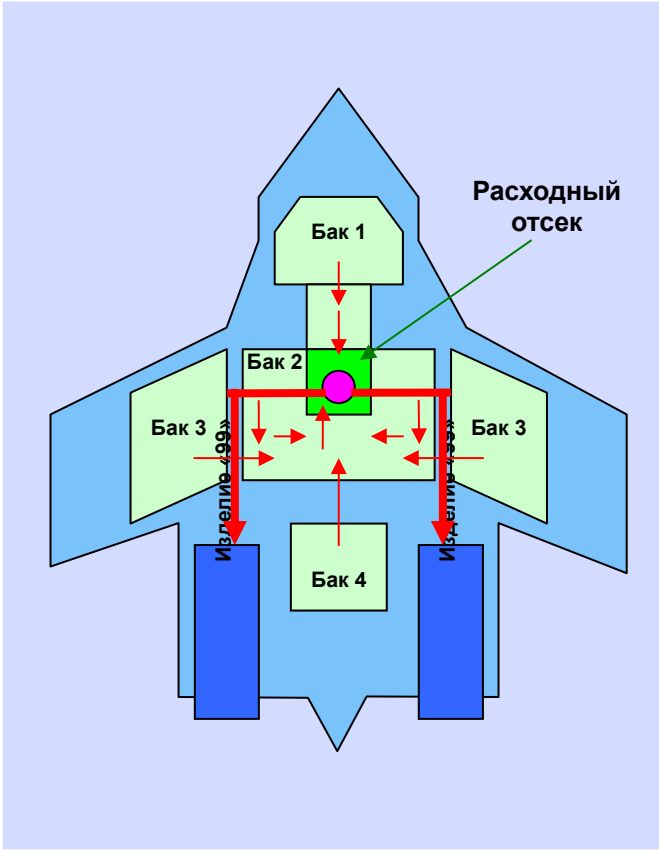



Схема расположения топливных баков.

8.2.1. Предусмотрены следующие варианты заправки самолета топливом: полная, основная и частичная. При основной заправке заправляются только баки № 2 и 3. При полной заправке заправляются все баки. Заправка баков производится закрытым способом – под давлением или открытым – через заливные горловины. При частичной заправке бак № 2 заправляется открытым способом полностью (контроль визуально) или не менее 3400 (контроль по топливомеру). Топливо из баков вырабатывается через расходный отсек бака № 2 автоматически. Порядок выработки топлива регулируется системой топливоизмерения СТР7-2АК.

Последовательность выработки топлива из баков следующая:

При полной заправке:

- 1720 кг из бака № 1;
- полностью из бака № 4;
- полностью из бака № 1;
- 70 кг из бака № 2;
- полностью из бака № 3;
- 3210 кг из бака № 2, кроме расходного отсека;
- полностью из расходного отсека бака № 2.

При основной заправке:

- полностью из бака № 3;
- 3210 кг из бака № 2, кроме расходного отсека;
- полностью из расходного отсека бака № 2.

Порядок выработки топлива из баков указан для бесфорсажных режимов работы. На форсажных режимах или режиме аварийного слива допускается подработка топлива из очередного бака до высвечивания на ИСТР светосигнала об окончании выработки предыдущего бака. Количество подрабатываемого топлива зависит от величины расхода топлива на указанных режимах и продолжительности работы на данном режиме.

8.2.2. Порядок выработки топлива контролируется по индикатору топливомера-расходомера ИСТР2-6К. На индикаторе по шкале «Р» определяется остаток топлива во всех баках, а по шкале «Т» остаток топлива в расходном баке.

По мере выработки топлива на ИСТР высвечиваются сигналы в следующей последовательности: Б4-1; Б3; 1,5; 600 (аварийный остаток). При остатке топлива 600 кг на УСТ высвечивается сигнал ОСТАТОК 600. При остатке 1500 кг сигнал дублируется речевой информацией: «Остаток 1500».

При эволюциях самолета возможно кратковременное высвечивание (погасание) указанных сигналов. При остатке топлива менее 1400 кг возможно кратковременное высвечивание на УСТ сигнала ОСТАТОК 600, а на ИСТР – сигнала 600.

8.2.3. Топливомер вступает в работу при выработке бака № 4 и к моменту высвечивания сигнала Б4-1 показания топливомера уменьшаются на 350 кг и далее до начала выработки топлива из бака № 2 показания топливомера не изменяются.

В момент начала выработки топлива из бака № 2 топливомер отображает остаток топлива в баке № 2, равный 3500 – 3100 кг. Допустимая разность в показаниях топливомера и расходомера не должна превышать 350 кг. При наличии разности в показаниях по шкалам «Р» и «Т» необходимо руководствоваться меньшим показателем.

Остаток топлива по топливомерной шкале указателя следует контролировать на установившемся режиме горизонтального полета. Количество топлива определяется с точностью ±170 кг.

8.2.4. при действии нулевых или отрицательных перегрузок подача топлива к

двигателям осуществляется из бачка-аккумулятора, расположенного в баке № 2.

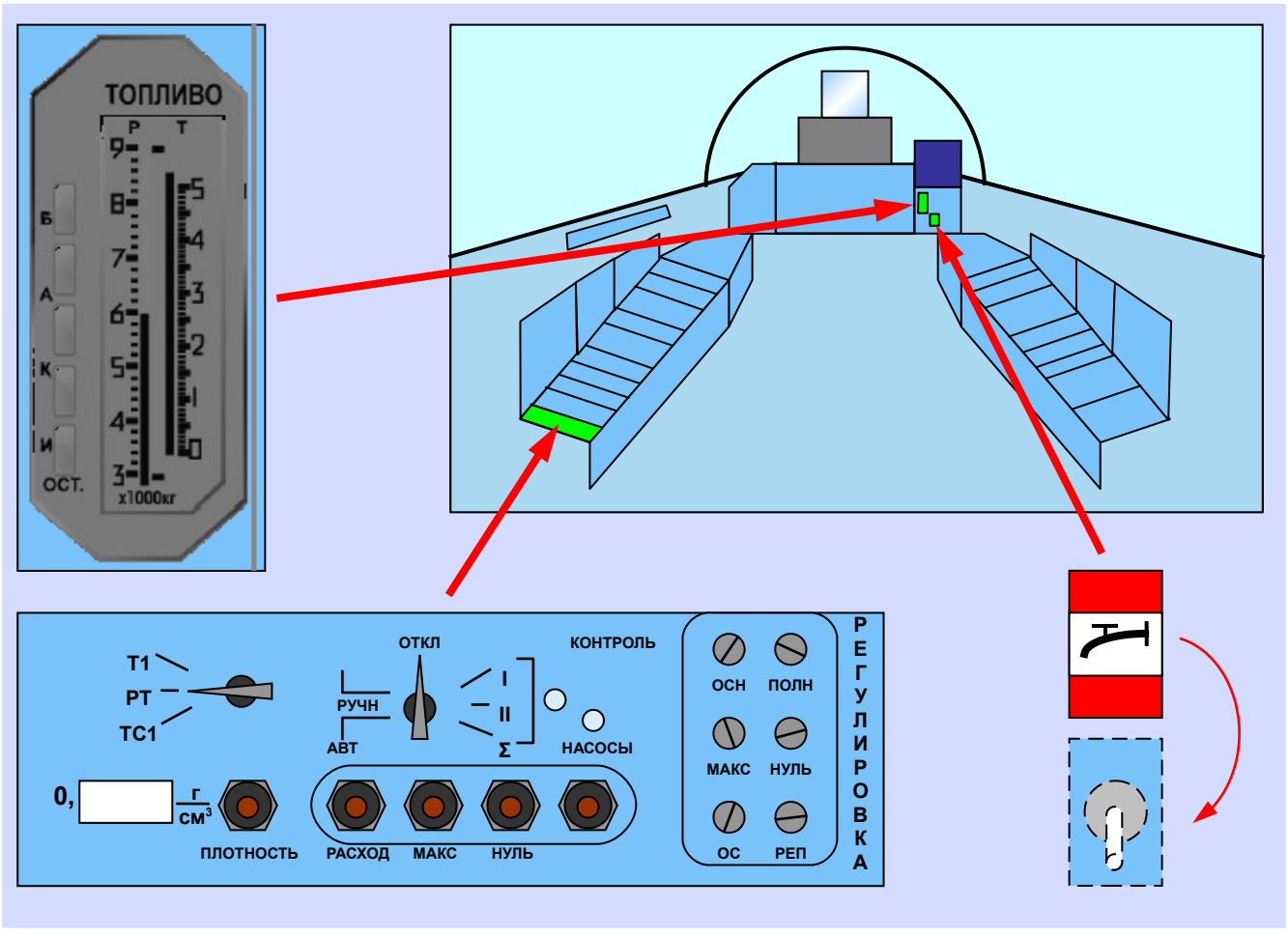
При действии положительных околонулевых перегрузок подача топлива к двигателям на форсажных и бесфорсажных режимах обеспечивается подкачивающими насосами.

8.2.5. В топливной системе предусмотрен аварийный слив топлива. Включение аварийного слива производится выключателем СЛИВ ТОПЛИВА. Аварийный слив топлива следует выполнять на оборотах двигателя $n_2$ = 80-90 % на высотах менее 1100 м и скоростях 360-800 км/ч. Контроль за сливом осуществляется по шкалам ИСТР. Прекращение аварийного слива производится отключением выключателя СЛИВ ТОПЛИВА. При остатке топлива 1500 кг и менее происходит автоматическое отключение аварийного слива топлива, после чего необходимо отключить выключатель СЛИВ ТОПЛИВА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При появлении на УСТ сигнала НЕТ ПОДКАЧКИ ЛЕВ (ПРАВ) аварийный слив прекратить.

8.2.6. Контроль ламп светосигнализаторов ИСТР Б4-1; Б3; 1,5 и 0,6 осуществляется нажатием кнопки ПРОВЕРКА ЛАМП, расположенной на щитке освещения. Регулировка яркости этих светосигнализаторов осуществляется переключением переключателя ЯРКОСТЬ ЛАМП НА ЩИТКАХ «ДЕНЬ-НОЧЬ», расположенном на том же щитке.

8.2.7. В кабине на левом пульте размещен щиток контроля топливной системы, который используется техсоставом при заправке, регулировке и управлении топливной системы.




Органы управления и контроля топливной системы.

## 8.3. Эксплуатация системы пожаротушения.

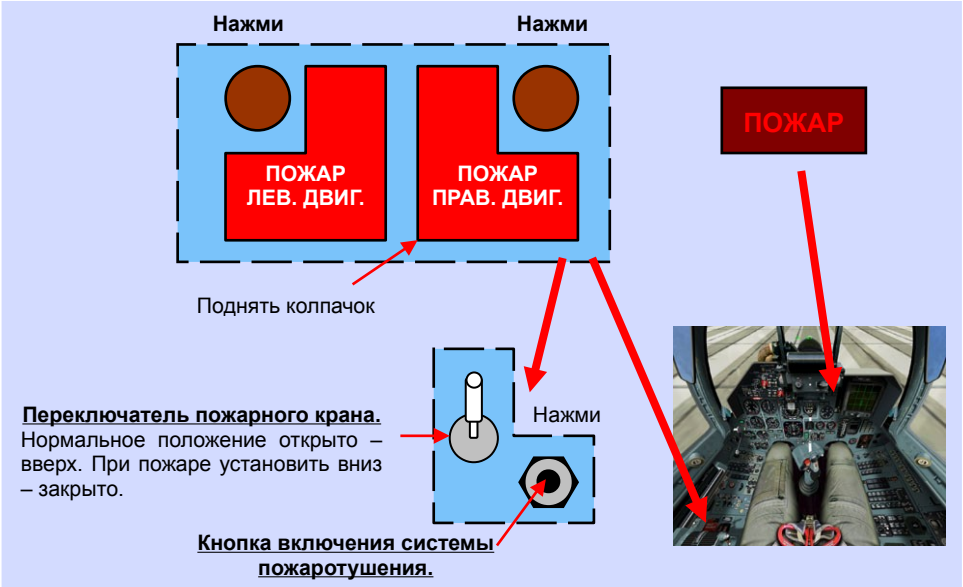
Система пожаротушения предназначена для обнаружения и тушения пожара в двигательных отсеках фюзеляжа. Система одноразового действия.

8.3.1. Сигнализация о пожаре осуществляется системой СПС, которая состоит из шестиканального исполнительного блока и 23 термодатчиков. На самолете установлено две системы СПС (по одной на каждый двигательный отсек).

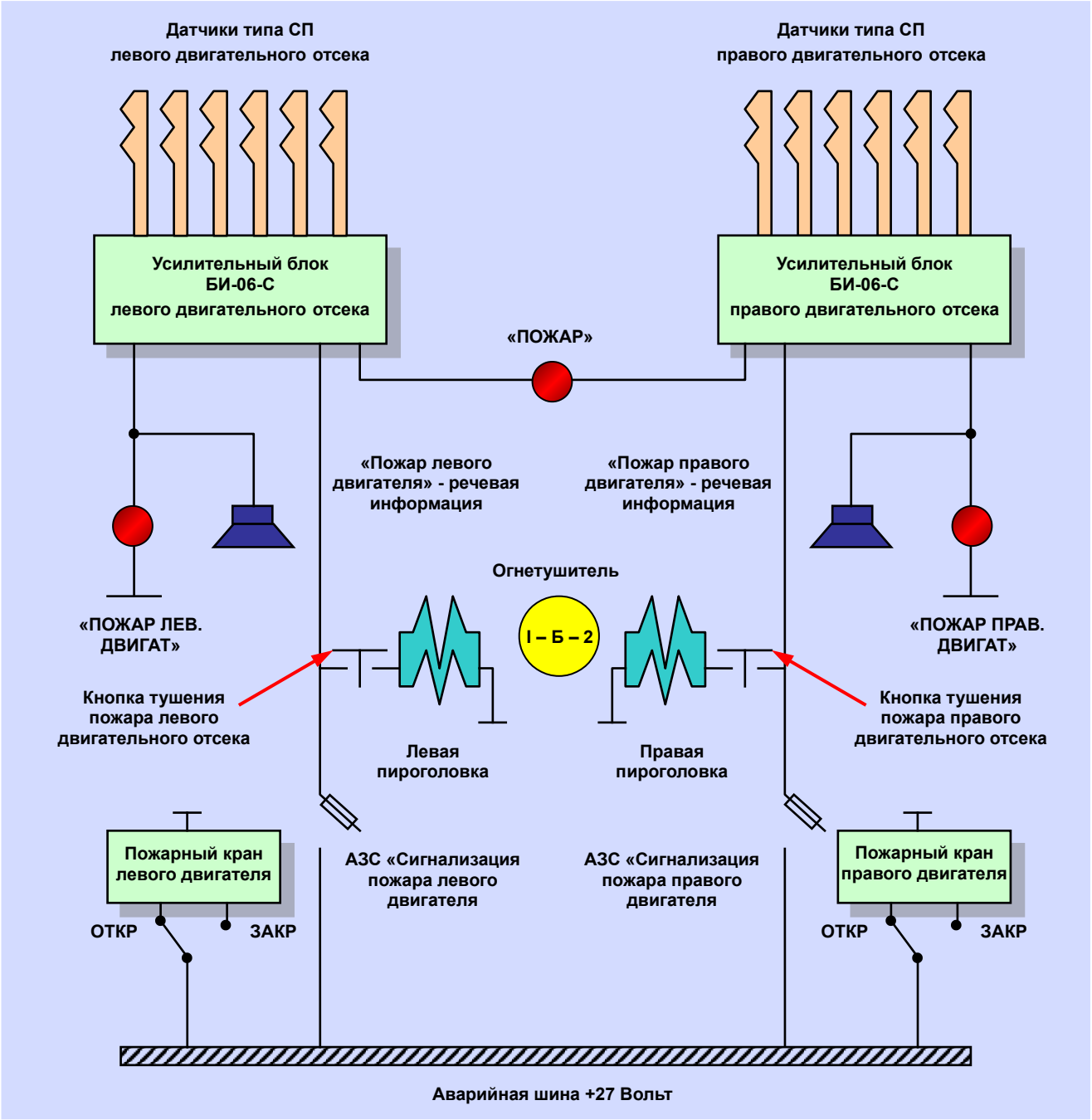
При достижении определенного значения температуры в любом из двигательных отсеков на левом пульте кабины загорается лампа ПОЖАР ЛЕВ (ПРАВ) ДВИГАТ, на приборной доске начнет мигать сигнальная лампа ПОЖАР и прослушивается в телефонах речевая информация «Пожар левого (правого) двигателя».

8.3.2. Средства тушения пожара включают:

- две кнопки пожаротушения;
- огнетушитель;
- систему трубопроводов и коллекторов.




Органы сигнализации и включения противопожарной системы.




Функциональная схема противопожарной системы.

## 8.4. Эксплуатация гидравлической системы.

Гидравлическая система предназначена для обеспечения работы гидроагрегатов, функционирование которых требует больших усилий. Она состоит из первой (1ГС) и второй (2ГС) гидросистем с рабочим давлением 260-300 кгс/см$^2$.

Исполнительные гидроцилиндры системы управления самолетом (канала тангажа, путевого канала) конструктивно выполнены с двумя изолированными друг от друга рабочими полостями, к одной из которых подведено давление от первой, к другой – от второй гидросистемы. Управление каналами флаперонов и носков осуществлено однокамерными гидроцилиндрами, при этом половина гидроцилиндров данного канала получает питание от первой гидросистемы, а другая – от второй.

При отсутствии неисправностей гидроагрегаты работают от двух гидросистем, причем усилие, развиваемое гидроагрегатом, определяется как сумма усилий обеих полостей исполнительного механизма или суммой усилий двух параллельно работающих групп гидроцилиндров.

При отказе одной гидросистемы усилия, развиваемые гидроагрегатами, уменьшаются вдвое, причем усилия одной полости (либо одной из параллельно работающей группы гидроцилиндров) достаточно для завершения полета на номинальных режимах.

Совместная работа от двух гидросистем обеспечивает повышенную надежность систем управления самолетом.

8.4.1. Первая гидросистема обеспечивает работу гидроприводов:

- стабилизатора, рулей направления, флаперонов, отклоняемых носков крыла (совместно с 2ГС);
- панели левого воздухозаборника;
- защитной сетки левого воздухозаборника;
- системы уборки-выпуска шасси, открытия и закрытия створок ниш шасси;
- автоматического торможения колес при уборке шасси;
- поворота колес передней опоры;
- стартового и аварийного торможения колес основных опор;
- ограничителя хода педалей;
- системы СДУ (ПМ-15БА – руля направления, РМ-190 – отклоняемых носков консолей крыла – совместно с 2 ГС).

8.4.2. Вторая гидросистема обеспечивает работу гидроприводов:

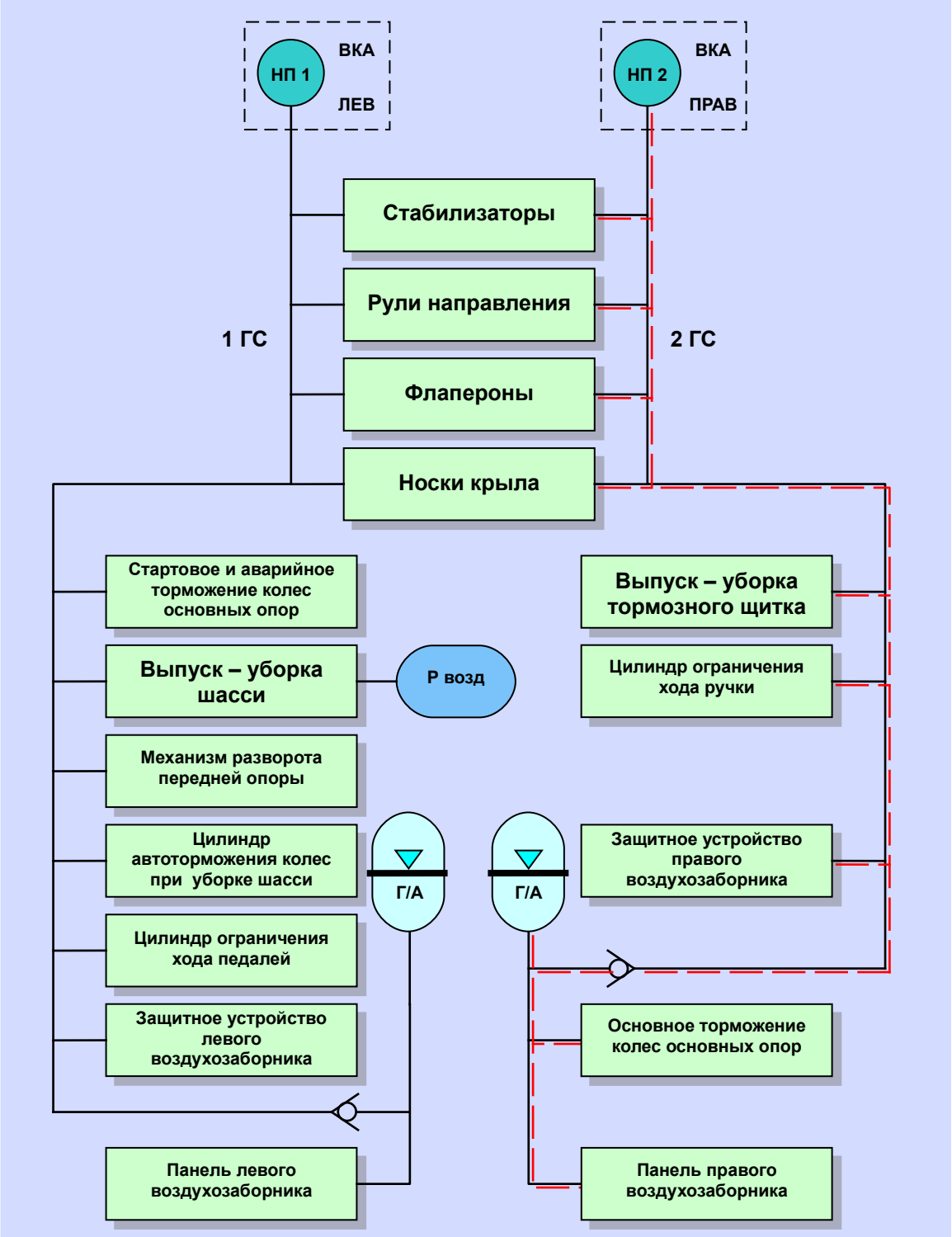
- стабилизатора, рулей направления, флаперонов, отклоняемых носков консолей крыла (совместно с 1ГС);
- системы выпуска-уборки тормозного щитка;
- панели правого воздухозаборника;
- защитной сетки правого воздухозаборника;
- ограничителя хода ручки по крену;
- основного торможения колес основных опор;
- систему СДУ (ПМ-15БА – руля направления, РМ-190 – отклоняемых носков консолей крыла – совместно с 1ГС, РМ-130Б – флаперонов и РМ-130Б – ограничителя предельных режимов).

8.4.3. Давление в гидросистеме и в тормозной системе контролируется по индикаторам ГИДРО и ТОРМОЗ, расположенным на приборной доске. Для контроля зарядки гидроаккумуляторов азотом по этому же индикатору (ГИДРО) при отсутствии давления в гидросистеме используется расположенная рядом с ним кнопка КОНТР ГИДРОБАК.

При падении давления в одной из гидросистем ниже 100 кгс/см$^2$ на УСТ появится сигнал ОДНА ГИДРО и одновременно канал электродистанционного распределителя управления стабилизатором, получавший давление от отказавшей гидросистемы, переключится на работу от исправной гидросистемы, обеспечивая надежное управление гидроприводом стабилизатора по трем каналам электродистанционного распределителя.

При одновременном падении давления в 1 и 2 гидросистемах ниже 100 кгс/см$^2$ высвечивается и мигает сигнал ГИДРО на табло аварийных сигналов центральной части приборной доски, свидетельствующий об отказе обеих гидросистем, и одновременно поступает речевая информация: «Отказ двух гидросистем. При отсутствии давления – катапультируйся». В этом случае управление самолетом невозможно.

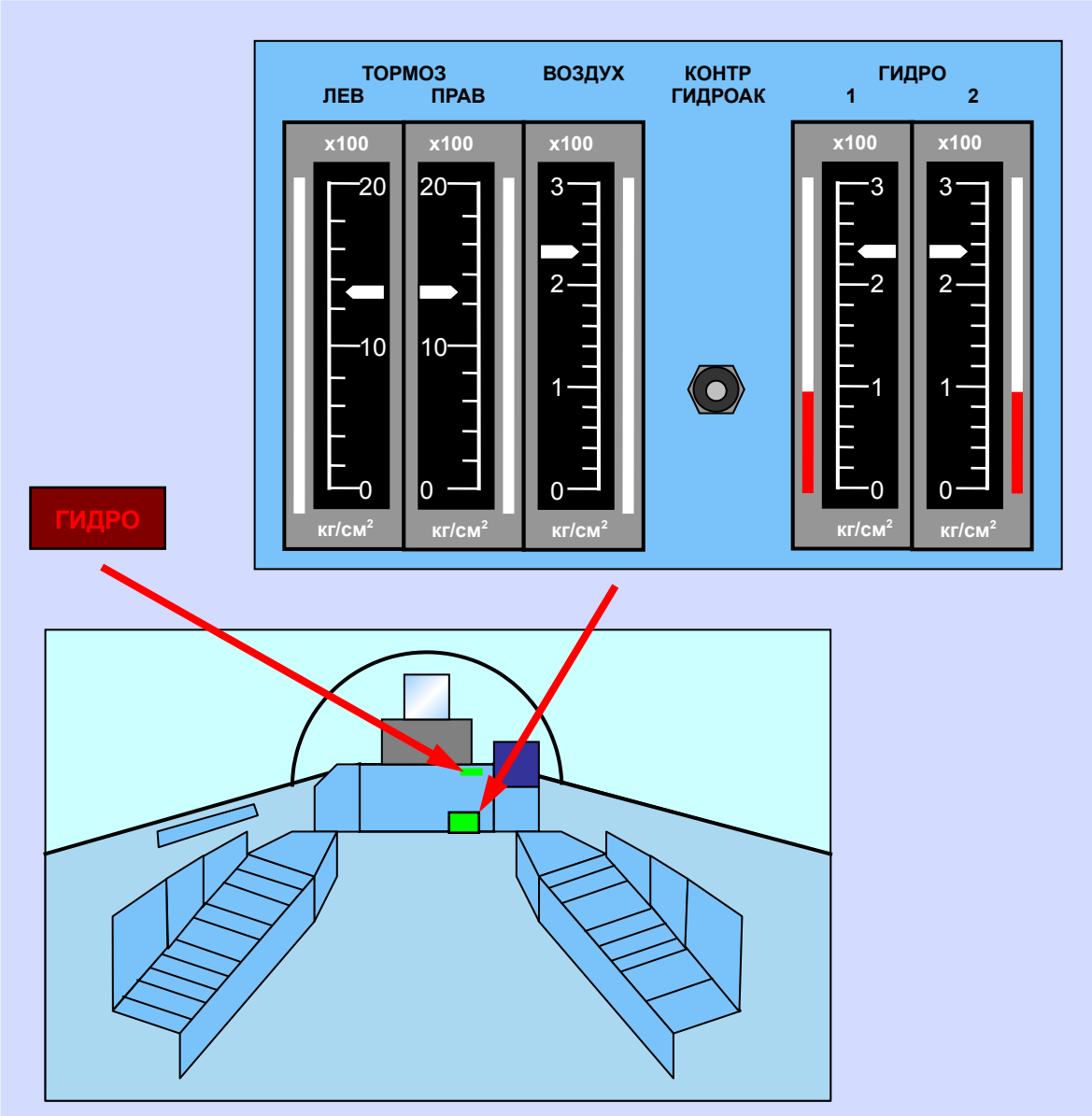
При падении уровня жидкости в гидробаке первой гидросистемы (1ГС) ниже минимального (из-за негерметичности подключенного канала) на УСТ появится сигнал ГИДРО НА УПРАВЛ и поступит речевая информация: «Мал уровень первой гидросистемы. Шасси не убирай». В этом случае уборка шасси отключается.




Функциональная схема гидросистемы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При малом уровне жидкости в первой гидросистеме шасси выпускать основным переключателем крана шасси. В случае невыпуска от этого переключателя выпускать шасси аварийно.

При падении уровня жидкости в гидробаке второй гидросистемы (2ГС) ниже минимального на УСТ появится сигнал ГИДРО НА УПРАВЛЕН и поступит речевая информация: «Мал уровень второй гидросистемы. Тормозной щиток отключен». Одновременно обесточивается кран управления тормозным щитком. В этом случае управление тормозным щитком исключается.




Органы контроля гидро и пневмосистемы.

## 8.5. Эксплуатация пневматических систем.

На самолете установлены две пневмосистемы, работающие независимо одна от другой.

Одна пневмосистема предназначена для аварийного выпуска шасси. Давление в пневмосистеме создается сжатым азотом, заправляемым в изолированную полость амортизационной стойки правой опоры самолета под давлением 185-200 кгс/см$^2$. Контроль давления в пневмосистеме осуществляется по манометру ВОЗДУХ на правом щитке приборной доски.

Другая пневмосистема предназначена для обеспечения открытия, закрытия и герметизации фонаря, а также для аварийного сброса откидной части фонаря. Пневмосистема заполнена сжатым азотом, запас которого находится в баллоне объемом 2 л. Давление азота в баллоне после полной заправки – 200 кгс/см$^2$. Пневмосистема рассчитана на 5 циклов открытия и закрытия фонаря, после чего давление в баллоне должно быть не ниже 100 кгс/см$^2$.

Герметизация фонаря происходит автоматически после закрытия и установки на замки откидной части фонаря, путем подачи сжатого азота в шланг герметизации,

расположенный по контуру откидной части фонаря. При открывании фонаря сжатый азот из шланга герметизации стравливается в атмосферу.

Открытие, закрытие, аварийный сброс фонаря осуществляется цилиндром управления фонарем. При аварийном сбросе фонаря пневмосистема работает совместно с пиросистемой.

В состав пневмосистемы кроме баллона, цилиндра управления фонарем и шланга герметизации входят: кран управления, блок редукторов, краны герметизации и разгерметизации, манометр, воздушный фильтр, клапаны, заправочный штуцер.

## 8.6. Эксплуатация взлётно-посадочных устройств.

Взлетно-посадочными устройствами самолета являются шасси и тормозная парашютная установка. Кроме того, для улучшения взлетно-посадочных характеристик крыло самолета оснащено специальной механизацией – отклоняемыми носками крыла и флаперонами в режиме закрылков.

8.6.1. Шасси самолета – трехопорное с управляемым колесом передней опоры, с необратимой следящей системой. Колеса основных опор – тормозные, а колесо передней опоры – нетормозное.

Управление передним колесом осуществляется отклонением педалей при включенном выключателе УПР КОЛЕСОМ, расположенном на левом пульте кабины.

Управление уборкой-выпуском шасси производится двухпозиционной ручкой ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО, расположенной в левой части приборной доски.

Выпущенное положение шасси контролируется по загоранию соответствующих светосигнализаторов в поле индикатора ИП-52 (по каждой опоре в отдельности) и по загоранию светосигнализатора ШАССИ ВЫПУЩ на табло САС (при выпуске всех опор).

Выпущенное положение шасси с земли контролируется руководителем полетов по загоранию рулежной фары, для чего по согласованию с РП необходимо установить переключатель фар в положение РУЛЕЖ.

8.6.2. Торможение колес основных опор производится от гидросистемы. Управление основным торможением (включая раздельное) осуществляется подножками педалей управления рулями направления, аварийным – ручкой АВАР ТОРМ КОЛЕС, а стартовым – гашеткой стартового тормоза, расположенной на ручке управления самолетом.

Давление в тормозах колес при основном торможении 105-120 кгс/см$^2$, при аварийном торможении 90-110 кгс/см$^2$, при стартовом торможении 175-200 кгс/см$^2$ (контролируется по индикатору, расположенному на правом щитке приборной доски).

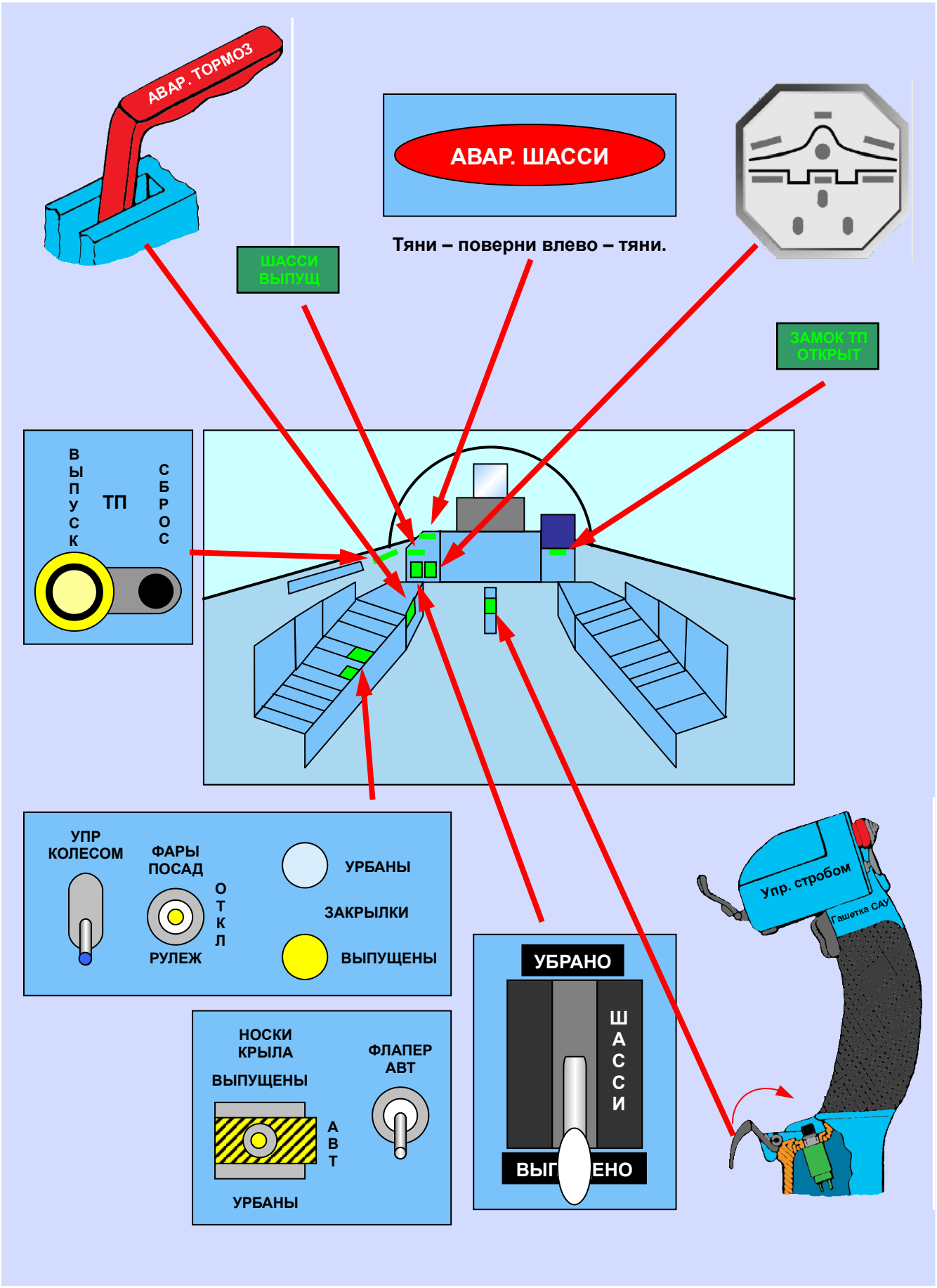
8.6.3. Система основного торможения колес оборудована антиюзовой автоматикой.

8.6.4. Управление механизацией крыла включает:

- систему выпуска-уборки флаперонов в режиме закрылков. При этом флапероны отклоняются на угол 18°;
- систему отклонения носков крыла. При этом носки крыла отклоняются на угол 23° (в режиме ВЗЛЕТ-ПОСАДКА).

Управление механизацией крыла не связано с ручкой управления и педалями.

8.6.5. Выпуск-уборка флаперонов в режиме закрылков производится кнопками ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩ УБРАНЫ, расположенными рядом со щитком управления двигателями на левом борту, отклоненное положение контролируется по индикатору положения ИП-52.




Органы контроля и управления взлетно-посадочными средствами.

8.6.6. Управление носками крыла осуществляется переключателем НОСКИ КРЫЛА на левом пульте кабины, имеющем три положения: ВЫПУЩЕНЫ, АВТ, УБРАНЫ. Сигнал об отклонении носков подается от специального датчика на индикатор положения носков с трафаретом НОСКИ КРЫЛА, расположенному на приборной доске.

Носки крыла в режиме АВТ отклоняются на 3/4 по шкале индикатора положения носков при выпуске шасси и отслеживают угол атаки после уборки шасси.

Управление тормозным щитком производится переключателем УПР ТОРМОЗ ЩИТКОМ, расположенном на РУД.

Выпущенное положение тормозного щитка контролируется по индикатору ИП-52.

8.6.7. Выпуск тормозного парашюта производится нажатием кнопки ВЫПУСК ТП, а сброс – нажатием кнопки СБРОС ТП, установленных на подфарной жесткости левого борта. Сигнализация о сбросе тормозного парашюта осуществляется высвечиванием светосигнализатора ЗАМОК ТП ОТКРЫТ, расположенного на правой панели доски приборов.

Система управления тормозным парашютом, кроме выпуска и сброса ТП от действий летчика, обеспечивает:

- автоматический сброс ТП при его самопроизвольном выпуске;
- выдачу речевой информации: «Тормозной парашют сброшен» (только при автоматическом сбросе ТП и выпущенных шасси);
- запись в системе ТЕСТЕР сигнала ВЫПУСК ТП от нажатия на кнопку.

В составе органов управления и сигнализации системой управления ТП входят:

- кнопка ВЫПУСК ТП – исходное положение – не нажата (в колодце), имеет лампочку для подсвета изнутри;
- кнопка СБРОС ТП – исходное положение – нажата;
- светосигнализатор ЗАМОК ТП ОТКРЫТ – исходное положение – не горит.

При нажатии кнопки ВЫПУСК ТП кнопка СБРОС ТП становится в ненажатое положение (выступает над панелью).

При нажатии кнопки СБРОС ТП (до упора в панель) на приборной доске загорается зеленый светосигнал ЗАМОК ТП ОТКРЫТ и кнопка ВЫПУСК ТП становится в ненажатое положение.

## 8.7. Эксплуатация системы управления самолетом.

Управление самолетом осуществляется совместной работой механической и дистанционной систем управления. Продольное управление осуществляется синхронным отклонением консолей стабилизатора. Поперечное управление осуществляется дифференциальным отклонением флаперонов и консолей стабилизатора, а также рулей направления. Путевое управление осуществляется отклонением рулей направления.

8.7.1. Механическая система управления предназначена для дифференциального отклонения флаперонов при поперечном управлении; синхронного отклонения флаперонов в режиме взлета и посадки; отклонения рулей направления при действии педалями; загрузок рычагов управления и их триммирования.

8.7.2. Система дистанционного управления (СДУ) предназначена для ручного управления самолетом по продольному и поперечному каналам, для обеспечения требуемых характеристик устойчивости и управляемости по всем каналам управления, для ограничения угла атаки и перегрузки, управления носками крыла, синхронного управления флаперонами на маневре.

8.7.3. Продольный канал СДУ имеет три режима работы:

- режим ВЗЛЕТ-ПОСАДКА, при котором стабилизатор отклоняется по сигналам ручки управления и угловой скорости тангажа;
- режим ПОЛЕТ, при котором стабилизатор отклоняется по сигналам ручки управления, угловой скорости тангажа и нормальной перегрузки;
- аварийный режим ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ, при котором стабилизатор отклоняется только по сигналам ручки управления.

8.7.4. Переключение режимов СДУ ВЗЛЕТ-ПОСАДКА-ПОЛЕТ производится автоматически по сигналам выпуска и уборки шасси или вручную, посредством установки переключателя режимов работы СДУ АВТ-ПОЛЕТ-ПОСАДКА в соответствующее положение.

8.7.5. Режим ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ включается при отказе СДУ. Передаточное отношение Кш, связывающее продольное отклонение ручки управления и отклонение стабилизатора, изменяется как автоматически, в зависимости от режима полета, так и в ручную. В режиме ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ Кш изменяется только вручную.

8.7.6. Поперечный канал СДУ предназначен для дифференциального отклонения стабилизатора по сигналам поперечного отклонения ручки управления с соответствующим изменением передаточного числа в зависимости от угла атаки самолета.

Продольный и поперечный каналы СДУ четырехкратно резервированы и состоят из четырех отдельных подканалов.

8.7.7. Демпфер крена обеспечивает дифференциальное отклонение консолей стабилизатора по сигналам поперечного перемещения ручки управления и угловой скорости крена.

Канал рулей направления ДЕМПФЕР КУРСА обеспечивает отклонение рулей направления по сигналам поперечного отклонения ручки управления (перекрестная связь), сигналам угловой скорости рыскания и боковой перегрузки.

Каналы демпфера крена и демпфера курса имеют трехкратное резервирование и состоят из трех отдельных подканалов каждый.

8.7.8. Механизация крыла включает отклоняемые носки и синхронно отклоняемые флапероны. На взлете и посадке отклонение флаперонов в режиме закрылков производится вручную кнопочным переключателем ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ-УБРАНЫ независимо от положения выключателя АВТ. ФЛАПЕР.

Включение канала управления флаперонами на маневре производится выключателем АВТ. ФЛАПЕР, при этом синхронное отклонение флаперонов осуществляется автоматически по сигналу угла атаки в диапазоне $\alpha = 6°\text{-}13°$, при работе СДУ в режиме ПОЛЕТ, ЗАКРЫЛКИ УБРАНЫ и $M \leq 0{,}8$ или $Vпр \leq 860$ км/ч.

Управление положением носков крыла может осуществляться вручную и автоматически. При установке переключателя НОСКИ КРЫЛА в положение ВЫПУЩЕНЫ – носки в диапазоне режимов до $Vпр=860$ км/ч отклоняются на угол 21°-25°, при положении УБРАНЫ – носки убираются.

В положении АВТ управление осуществляется автоматически, при этом в режиме ВЗЛЕТ-ПОСАДКА носки отклонены на угол 23°, в режиме ПОЛЕТ отклонение носков производится в диапазоне углов отклонения носков (0-30°) при углах атаки 1°-15°.

При увеличении скорости полета до $Vпр \geq 860$ км/ч или $M \geq 1{,}05$ носки крыла убираются. При снижении скорости полета следящий режим работы носков включается на $Vпр \approx 790$ км/ч или $M \approx 0{,}98$.

При отказе автоматического режима управления носками на углах атаки менее 10° носки крыла убираются, при углах атаки более 10° - отклоняются на максимальный угол 30°.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае полета с постоянно выпущенными носками на максимальный угол превышать М = 0,85 или Vпр = 800 км/ч запрещается.

8.7.9. Ограничитель предельных режимов (ОПР) предназначен для предупреждения летчика о приближении и выходе самолета за установленные эксплуатационные ограничения по перегрузке и углу атаки.

Включение ОПР осуществляется выключателем ОГРАНИЧИТ α, Пу, при этом ограничение угла атаки и перегрузок происходит в режиме работы СДУ ПОЛЕТ. При подходе к $\alpha_{доп}$ или $Пу^{э}$ с упреждением по скорости увеличения угла атаки и перегрузки на ручке управления ощущается предупредительная тряска. При пилотировании по границе срабатывания ОПР увеличение угла атаки и перегрузки необходимо выполнять с таким темпом, чтобы тряска ручки управления ощущалась постоянно. В этом случае обеспечивается плавное увеличение угла атаки и перегрузки без превышения ограничений и дальнейший пилотаж вблизи ограничений. При попытке увеличения угла атаки и перегрузки до ограничений с более высоким темпом или при попытке превышения ограничений ощущается «упор» в виде увеличения усилий на ручке управления около 15 кгс. При этом ощущение тряски на ручке управления уменьшается, что ухудшает возможность распознавания срабатывания ОПР, так как без тряски ручки управления увеличение усилий на ней не может восприниматься летчиком как штатная нагрузка. Вследствие этого может произойти пересиливание ОПР и превышение ограничений.

При пилотировании на границе срабатывания ОПР минимальное время выхода на допустимую перегрузку на дозвуковых режимах составляет 2,5-3 сек, на сверхзвуковых режимах – 3,6-6 сек.

При Vпр < 450 км/ч при энергичном увеличении угла атаки α возможно непреднамеренное пересиливание ОПР и превышение $\alpha_{доп}$, при этом тряска на ручке управления не ощущается. Поэтому, увеличивая угол α с темпом более 4-5°/сек необходимо выдерживать $\alpha_{доп}$ по УАП.

Предельные значения α и Пу в зависимости от параметров полета, варианта подвески вооружения и текущей массы самолета, а также текущие значения $\alpha_{ист}$ формируются и выдаются в ОПР системой СОС-2-1.

При отказе системы СОС-2-1 ОПР настроен на значение Пу макс на числах $M \leq 0,9$ и Пу макс = 4 на числах $M > 0,9$, а также на $\alpha = 18°$ во всем диапазоне чисел М.

При отказе двух подканалов демпфера крена и курса, канала управления носками крыла или отключение каналов демпфера крена или курса во всем диапазоне чисел М, а также при полете с убранными носками крыла (переключатель НОСКИ КРЫЛА установлен в положение УБРАНЫ) на числах $M \leq 0,92$ ОПР перестраивается на $\alpha = 10°$

8.7.10. В кабине летчика расположены следующие органы управления и контроля СДУ:

а) пульт управления СДУ на левом пульте кабины, на котором размещены:

- выключатель ЖЕСТ СВЯЗЬ, включающий режим ЖЕСТКОЙ СВЯЗИ;
- переключатель АВТ-ПОЛЕТ-ПОСАДКА для установки режима работы СДУ вручную или автоматического её переключения при уборке (выпуске) шасси;
- четыре кнопки-лампы, индицирующие отказы отдельных элементов СДУ. Первые три лампы индицируют отказы элементов в первых трех подканалах продольного управления, в устройстве автоматического изменения Кш, в каналах крена и рыскания. Четвертая лампа индицирует отказы элементов в четвертых подканалах продольного управления, дифференциального управления стабилизатором и автоматического изменения Кш;
- выключатель ДЕМПФЕР КУРС, включающий канал руля направления;
- выключатель ДЕМПФЕР КРЕН, включающий канал крена;
- выключатель Кш РУЧН, включающий ручное изменение Кш;

- указатель Кш, указывающий значение передаточного отношения. Значение Кш = 1 соответствует передаточному отношению, при котором одному градусу продольного отклонения ручки управления самолетом соответствует один градус отклонения стабилизатора;
- кремальера для установки Кш вручную;

б) пульт проверки СДУ на правом борту кабины, на котором размещены:
- выключатель 2 и переключатель 1, предназначенные для проверки СДУ летчиком перед полетом;
- переключатель на 19 положений, предназначенный для проверки СДУ техником;
- сигнал Н, сигнализирующий о перемещении руля направления (Н) при включенном выключателе 2;

в) индикаторы СТАБИЛИЗАТОР (на правом борту кабины), показывающие положения правой и левой консолей стабилизатора;
- индикатор НОСКИ КРЫЛА (на приборной доске), указывающий положение носков крыла;
- переключатель НОСКИ КРЫЛА (на левом пульте) с положениями ВЫПУЩЕНЫ-АВТ-УБРАНЫ;
- выключатель ФЛАПЕР АВТ (на левом пульте), предназначенный для включения канала синхронного управления флаперонами;
- выключатель ОГРАНИЧИТ α, Пу (на левом борту в щитке самолетных систем № 2), предназначенный для ограничения α и Пу.

## Отказы в системе дистанционного управления.

8.7.11. **Непереключение режима работы СДУ при установке переключателя АВТ-ПОЛЕТ-ПОСАД в положение АВТ.**

Признак: на УСТ высвечивается сигнал ПЕРЕКЛ РЕЖИМ СДУ.

Действия: переключить режим управления вручную в соответствии с режимом полета – после взлета установить переключатель режимов СДУ в положение ПОЛЕТ, перед посадкой – в положение ПОСАДКА. После переключения режима сигнал на УСТ должен погаснуть. Допускается кратковременное (не более 3-х секунд) высвечивание на УСТ сигнала ПЕРЕКЛ РЕЖИМ СДУ при выпуске и уборке шасси.

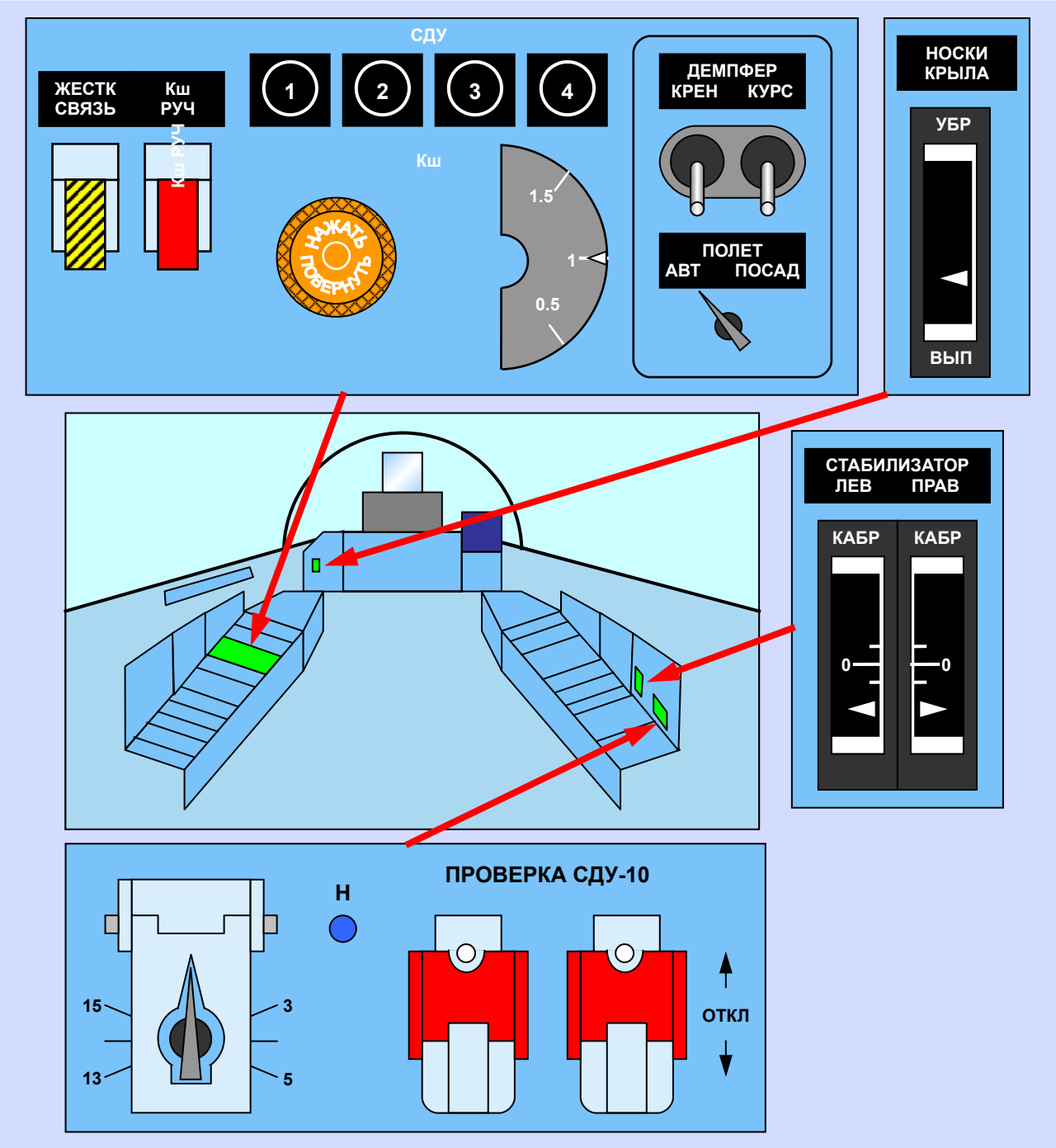
8.7.12. **Отказы в продольном канале СДУ, не сопровождающиеся отключением двух подканалов.**

Признаки:
- на пульте СДУ мигает 3-5 сек, а затем высвечивается кнопка-лампа. Мигание и высвечивание каждой кнопки-лампы может происходить как при мигающих других кнопках-лампах, так и при их высвечивании;
- не высвечивается сигнал ДВА КАНАЛА СДУ на экране УСТ.

Действия:
- нажать мигающую или горящую кнопку-лампу. В случае, если на пульте СДУ горят несколько кнопок-ламп, нажать также на те кнопки-лампы, нажатие на которые в течение полета на производилось. В случае, если замигала уже горящая кнопка-лампа, произвести её нажатие повторно. Погасание кнопки-лампы после нажатия означает, что отказ в СДУ ликвидирован;

– в случае, если после нажатия кнопки-лампы продолжают гореть, продолжить выполнение задания, обращая повышенное внимание на работу СДУ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Одновременное нажатие на две лампы-кнопки ЗАПРЕЩАЕТСЯ.




Органы управления и контроля СДУ.

8.7.13. **Отказ одного подканала в канале крена или рулей направления.**

Признаки:

– на УСТ высвечивается сигнал РЕЗЕРВ БОК КАНАЛА, сопровождаемый речевой информацией: «Нет резерва бокового канала. Скорость менее 600 км/ч и угол атаки менее 10°».

– на пульте СДУ может высвечиваться одна из первых трех кнопок-ламп.

Действия:

- нажать горящую кнопку-лампу;
- если после нажатия на кнопку-лампу продолжает высвечиваться сигнал РЕЗЕРВ БОК КАНАЛА, уменьшить скорость до V < 600 км/ч, угол атаки до α < 10°.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При высвечивании сигнала на УСТ ВКЛЮЧИ ДЕМПФЕР КУРСА необходимо включить демпфер курса и демпфер крена.

8.7.14. **Отказ канала рулей направления.**

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал ДЕМПФЕР КУРСА и сигнал ОЧЕРЕДЬ, свидетельствующий о наличии в очереди сигнала РЕЗЕРВ БОК КАНАЛА;
- на щитке СДУ высвечиваются первые три кнопки-лампы.

Действия:

- отключить ДЕМПФЕР КУРСА. Если отказ не сопровождается резкой эволюцией самолета, разрешается повторное включение выключателя ДЕМПФЕР КУРСА. Если при повторном включении отказ не снимается (продолжает гореть ДЕМПФЕР КУРСА и первые три кнопки-лампы), отключить ДЕМПФЕР КУРСА и изменить режим полета до значений V < 600 км/ч, α < 10°.

При отключении выключателя ДЕМПФЕР КУРС сигналы ДЕМПФЕР КУРСА, РЕЗЕРВ БОК КАНАЛА на УСТ и кнопки-лампы на пульте СДУ должны погаснуть.

Непогасание одной или нескольких кнопок-ламп при отключении демпфера курса свидетельствуют об отказах в других каналах СДУ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Во время проверки работы СДУ после запуска двигателя перед полетом при отклонении ручки управления самолетом по крену и педалей в одну сторону и приложении усилий к педалям более 80 кгс возможно пересиливание рулевого агрегата демпфера курса и его отключение, сопровождаемое сигнализацией отказа. Повторное включение демпфера производить после снятия усилий с педалей.

8.7.15. **Отказ канала крена.**

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал ДЕМПФЕР КРЕНА и сигнал ОЧЕРЕДЬ, свидетельствующий о наличии в очереди сигнала РЕЗЕРВ БОК КАНАЛА:
- высвечиваются первые три кнопки-лампы на щитке СДУ.

Действия:

- отключить выключатель ДЕМПФЕР КРЕН на щитке СДУ. Если отказ не сопровождается резкой эволюцией самолета, разрешается повторное включение демпфера. Если при повторном включении демпфера отказ не снимается (продолжает гореть сигнал ДЕМПФЕР КРЕНА и первые три кнопки-лампы) отключить демпфер крена и изменить режим полета до значений V < 600 км/ч, α < 10°.

При отключении выключателя ДЕМПФЕР КРЕН сигналы ДЕМПФЕР КРЕНА, РЕЗЕРВ БОК КАНАЛА и кнопки-лампы должны погаснуть.

Непогасание одной или нескольких кнопок-ламп при отключении демпфера крена свидетельствует об отказах в других каналах СДУ.

8.7.16. **Отказ канала управления флаперонами.**

Признак:
- на УСТ высвечивается сигнал АВТОМАТ ФЛАПЕРОН.

Действия:
- отключить и включить выключатель ФЛАПЕРОН. Если после повторного включения сигнал АВТОМАТ ФЛАПЕРОН продолжает гореть, канал флаперонов отключить. Сигнал об отказе должен погаснуть. Разрешается выполнение задания.

8.7.17. **Отказ канала ограничения α и Пу.**

Признак 1-й:
- на УСТ высвечивается сигнал АВТОМАТ ОГРАНИЧ α АТАКИ ПЕРЕГР.

Действия:
- отключить и включить выключатель ОГРАНИЧИТ α, Пу на левом борту. Если после повторного включения сигнал отказа продолжает гореть, отключить ограничитель и сигнал должен погаснуть;
- контроль за углами атаки и перегрузкой вести по указателю УАП.

Признак 2-й:
- внезапное увеличение тянущих усилий на ручке управления на непредельных значениях угла атаки и перегрузки.

Действия:
- отключить выключатель ОГРАНИЧИТ α, Пу. Тянущие усилия на ручке управления должны сняться.

8.7.18. Взлет и посадка должны производится при работе СДУ в режиме ВЗЛЕТ-ПОСАДКА, полет от уборки до выпуска шасси – в режиме ПОЛЕТ.

Переключение режимов может производиться автоматически (переключатель АВТ-ПОЛЕТ-ПОСАДКА в положении АВТ) либо вручную.

Для безрывкового переключения режима с момента начала уборки шасси до включения режима ПОЛЕТ необходимо выдержать перегрузку, близкую к единице.

В процессе полета передаточное число Кш меняется автоматически в зависимости от высоты и скорости полета (если переключатель Кш РУЧ ОТКЛ отключен – закрыт колпачком).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Посадку при ручном изменении Кш производить при значении Кш = 1 по шкале указателя Кш.

## 8.8. Эксплуатация системы автоматического управления (САУ).

Система автоматического управления (САУ-10) входит в состав пилотажно-навигационного комплекса и предназначена для автоматического и директорного управления самолетом.

8.8.1. САУ обеспечивает:
- автоматическую стабилизацию угловых положений самолета и барометрической высоты;
- автоматическое приведение самолета в горизонтальное положение по крену и тангажу;
- стабилизацию истинной высоты по сигналам РВ на Н = 100 – 1000 м с

уводом самолета с опасной высоты;

- автоматическое и директорное управление при наборе высоты и снижении при ручном вводе данных (при директорном управлении летчик пилотирует по сигналам директорных стрелок КПП, удерживая их в пределах кружка; при отклонении стрелки продольного канала вверх ручка управления берется «на себя», вниз – «от себя», при отклонении стрелки бокового канала влево – ручка управления отклоняется влево, вправо – ручка управления отклоняется вправо);
- автоматическое и директорное управление при наземном наведении на воздушную цель;
- автоматическое и директорное управление в горизонтальной плоскости по сигналам ПНК при выполнении маршрутных полетов;
- автоматическое и директорное управление при возврате на запрограммированный аэродром и заход на посадку до Н = 50-60 м по сигналам ПНК;
- комбинированное управление по командам СУВ на атаке (САУ работает в автоматическом режиме, летчик подключается к управлению, когда перегрузка достигает 4 и появившееся отклонение директорной метки требует увеличение перегрузки). При комбинированном управлении приложение усилий к ручке управления самолетом не приводит к отключению автоматического режима САУ;
- директорное (дискретное) управление тягой двигателей при снижении и стабилизации высоты в режиме наведения (директорная метка сектора газа ИЛС и горизонтальная планка КПП при необходимости изменить тягу скачком отклоняются на величину, соответствующую половине или четверти полного хода РУД. Приведение их к нулю выполняет летчик перемещением РУД вперед – при отклонении вверх или назад – при отклонении вниз);
- командно-директорное управление двигателями в режиме наведения (команды Ф, МАКС, МГ высвечиваются на ИЛС и сопровождаются отклонениями директорной метки сектора газа на ИЛС и горизонтальной планки КПП).

8.8.2. Управление и контроль за работой САУ производится с помощью следующих органов управления и индикации:

а) кнопок с сигнализаторами на пульте САУ:

- **АВТОМ** – для включения автоматических режимов НАВИГАЦИЯ, НАВЕДЕНИЕ, ПОСАДКА, а также режима стабилизации угловых положений;
- **НАВИГ** – для включения директорного режима управления по сигналам ПНК;
- **НАВЕД** – для включения директорного режима управления при наведении;
- **ПОСАД** – для включения директорного режима управления при заходе на посадку;
- **Н БАР** – для включения автоматической стабилизации барометрической высоты (с одновременным высвечиванием сигнализатора АВТОМ);
- **Н РВ** – для включения автоматической стабилизации истинной высоты по сигналам РВ на Н = 100 – 1000 м (с одновременным высвечиванием сигнализатора АВТОМ);
- **СБРОС** – для отключения автоматического и директорного режимов САУ;
- **ВЕРТ** – для обеспечения стабилизации заданной высоты при ручном вводе данных (выключатель НАВЕДЕНИЕ на пульте П3-188 в положении РУЧ); кнопка ВЕРТ включается только при включенной кнопке НАВЕД.

Для аварийного отключения связи САУ с СДУ на щитке САУ расположен выключатель СВЯЗЬ САУ-СДУ. Нормальное положение ручки выключателя – вверх (включено).

б) пульта задатчика П3-188, на котором расположены:

- **задатчики Н и М** для установки заданных высот и числа М в режиме наведения при ручном вводе данных;

Переключатель НАВЕДЕНИЕ АВТ-РУЧ в положении АВТ обеспечивает выполнение наведения по сигналам НАСУ и СУВ, а в положении РУЧ – выполнение программного набора высоты по сигналам задатчиков М и Н (выход на заданную высоту обеспечивается только после нажатия кнопки ВЕРТ или (и) НАВЕД). Основное положение переключателя – АВТ.

в) кнопок и гашетки на ручке управления самолетом:

- **кнопка ПРИВЕД К ГОРИЗ** – для приведения самолета к горизонтальному положению;
- **кнопка ОТКЛ САУ** – для отключения автоматических режимов и режима комбинированного управления САУ;
- **гашетки** совмещенного управления.

При нажатии гашетки совмещенного управления (СУ) в автоматических режимах АВТОМ, Нбар, Нрв управляющие сигналы из САУ в СДУ перестают поступать. После изменения летчиком пространственного положения самолета летчик отпускает гашетку совмещенного управления и САУ стабилизирует новое положение самолета. При нажатии гашетки совмещенного управления в режимах НАВИГ, ПОСАД, НАВЕД (кроме режима «Атака») с включенной автоматикой управляющие сигналы из САУ в СДУ не поступают; после отпускания гашетки – САУ возвращает самолет на требуемую для режима траекторию;

г) сигнальное табло ПРИВЕД К ГОРИЗ на правом верхнем щитке приборной доски.

При отказе САУ или связанных с ней систем в автоматических режимах на аварийное табло красного цвета в постоянном режиме горения высвечивается сигнал УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ.

Кроме того, на УСТ выведен сигнал САУ, высвечивающийся при неисправности системы.

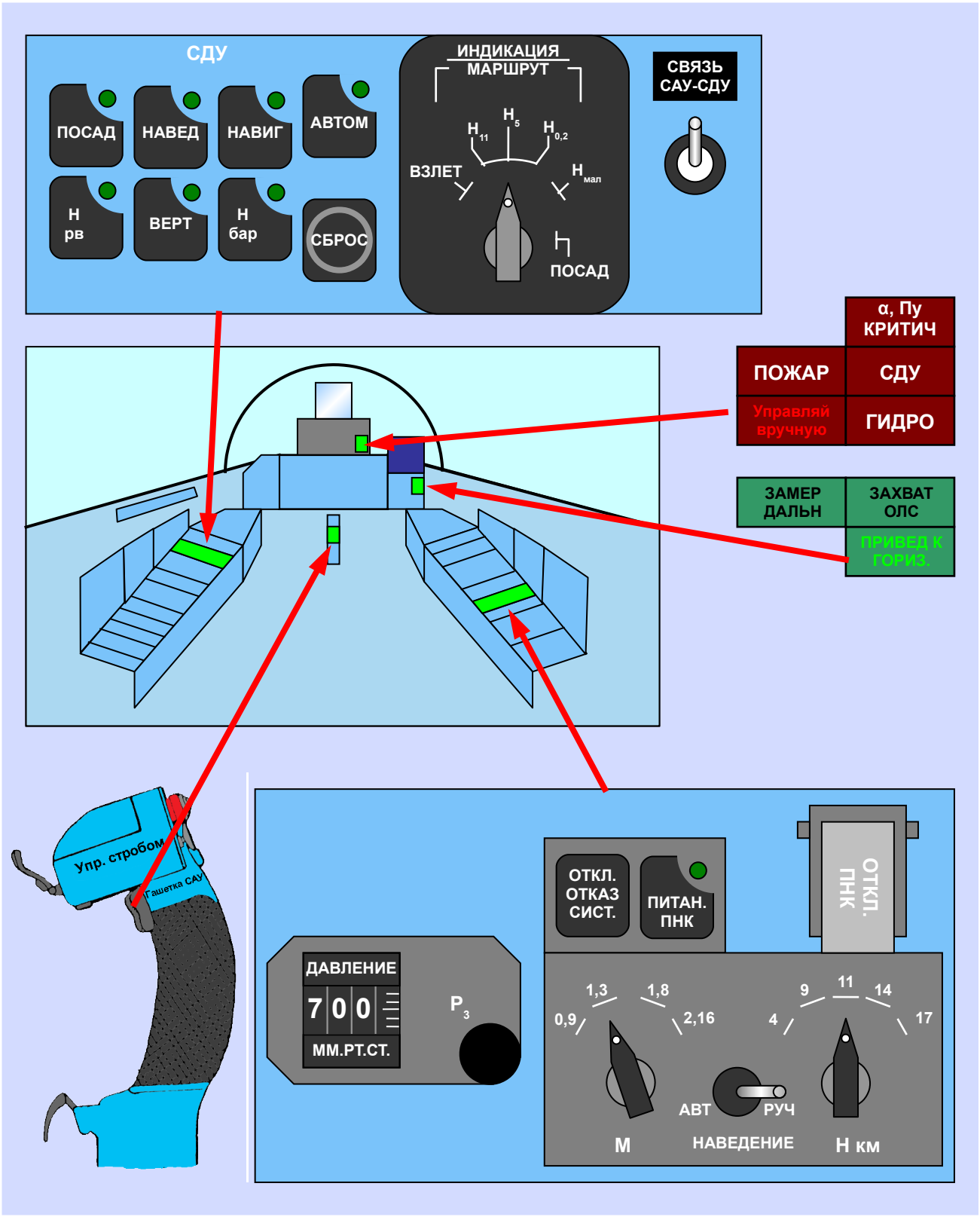
8.8.3. В качестве исполнительных органов системы САУ используются исполнительные органы СДУ и механизмы триммерного эффекта (своих исполнительных органов система САУ не имеет).

Включение режимов САУ возможно только при исправности систем ПНК, САУ, СДУ и при включенных демпферах курса и крена.

8.8.4. Проверка САУ перед полетом производится при проверке комплекса ПНК и после проверки системы СДУ. Для работы САУ необходимо включение питания ПНК и перевод системы ИК-ВК в режим РАБОТА, а на пульте СДУ включение демпферов крена и курса.

8.8.5. Отказ и неисправность в работе САУ может сопровождаться следующими признаками:

- резкие рывки или незатухающие колебания самолета;
- высвечивание на аварийном табло сигнала УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ;
- высвечивание на УСТ сигнала САУ и речевая информация: «Управляй вручную».




Органы управления и контроля САУ.

В этих случаях необходимо отключить САУ кнопкой ОТКЛ САУ на ручке управления и перейти на ручное управление.

Отключение САУ можно произвести также путем приложения усилий к ручке управления: более 5 кгс по продольному каналу и более 3 кгс по боковому.

Если после отключения САУ не обеспечивается нормальное ручное управление, необходимо выключатель СВЯЗЬ САУ-СДУ на щитке САУ отключить.

При отказах САУ, не вызывающих резких эволюции самолёта, разрешается

повторное включение САУ после нажатия кнопки СБРОС на пульте САУ.

8.8.6. Сигнал и речевая информация «Управляй вручную» могут сопровождать отключение исправного САУ в режиме АТАКА (выполняемое СУВ для перехода от автоматического управления к директорному).

## 8.9. Эксплуатация пилотажно-навигационного комплекса.

Пилотажно-навигационный комплекс ПНК-10-02 предназначен для решения задач пилотирования, навигации, захода на посадку с использованием радиотехнических средств и выдачи пилотажно-навигационной информации на индикаторы и потребителям для решения специальных задач.

8.9.1. ПНК обеспечивает:

- полёт по заданному маршруту с программированием до 6 ППМ и до 4 наземных радиомаяков с возможностью изменения маршрута полёта по двум дополнительно запрограммированным ППМ (ППМ-7, ППМ-8). Полёт по маршруту выполняется в режиме радиокоррекции счисленных координат места самолёта по одному из 4 (РМ 1-3, 5) запрограммированных радиомаяков РСБН при нахождении самолёта в зоне их действия или в автономном режиме при выходе его из этой зоны при автоматическом, директорном и ручном режиме управления;
- выход на запрограммированную наземную цель с заданного направления, а также с другого направления, выбранного лётчиком в полёте, при ручном управлении самолётом;
- повторный заход на вновь обнаруженную наземную цель с углом доворота 90° или кратным 30°;
- изменение заданного маршрута с выходом на любой из запрограммированных ППМ;
- межсамолётную навигацию в режиме ИЗМЕРЕНИЕ-РЕТРАНСЛЯЦИЯ;
- производство визуальной коррекции координат самолёта по запрограммированной навигационной точке как при пролёте над ней, так и путём визирования с помощью СУВ;
- возврат с любой точки маршрута на один из трёх запрограммированных аэродромов по кратчайшему расстоянию с выходом в точку третьего (четвёртого) разворота и снижением до высоты предпосадочного маневра (Нзад), с возможностью возврата на четвёртый (АЭР5) дополнительно запрограммированный аэродром;
- выполнение предпосадочного маневра и заход на посадку на запрограммированный аэродром по сигналам курсоглиссадных радиомаяков типа ПРМГ-4 до высоты 60 м;
- выполнение повторного захода на ППМ (цель) и на запрограммированный аэродром посадки;
- вывод и заход на посадку на незапрограммированный аэродром с помощью радиотехнических средств РСБН и АРК-22.

8.9.2. В состав ПНК входят:

- пилотажный комплекс;
- навигационный комплекс.

8.9.3. **Пилотажный комплекс** предназначен для решения задач пилотирования по сигналам, выдаваемым информационным комплексом высотноскоростных параметров (ИК-ВСП) и навигационным комплексом (НК).

В пилотажный комплекс входят:

- информационный комплекс высотноскоростных параметров (ИК-ВСП);
- система автоматического управления (САУ-10), которая описана в подразделе 8.8.

8.9.4. ИК-ВСП предназначен для измерения, вычисления и выдачи в бортовые системы информации о высотноскоростных параметрах и их предельных значениях.

Комплекс выполняет следующие основные задачи:

1) формирование и выдачу для индикации и в другие бортовые системы информации о текущих параметрах полета ( Vист, Vпр, Набс, Нотн, число М, $\alpha_{тек}$, Пу тек. и др.);
2) формирование и выдачу для индикации, сигнализации и в другие бортовые системы сигналов предупреждения о приближении к предельно допустимым значениям истинного угла атаки, вертикальной перегрузки, числа М и приборной скорости;
3) формирование и выдачу в САУ сигналов отклонения текущих значений параметров геометрической высоты (Нг), абсолютной барометрической высоты (Набс), числа М от введенных в момент включения стабилизации;
4) формирование и выдачу в бортовые системы разовых сигналов при достижении фиксированных значений геометрической высоты;
5) формирование и выдачу в бортовые системы сигналов исправности блоков, систем и линий связи.

8.9.5. В состав ИК-ВСП входят:

- система воздушных сигналов СВС;
- система ограничительных сигналов СОС;
- приемники воздушного давления ПВД-18-3М и ПВД-7;
- радиовысотомер РВ-21 (А-035).

8.9.6. Система воздушных сигналов осуществляет измерение, вычисление и преобразование высотноскоростных параметров: Набс, Нотн, Vпр, Vист, М, Vу, Тн, ΔНб, ΔНг, ΔVпр, ΔМ.

Параметры Нотн, Vпр, Vист и Vу индицируются на ИЛС. Кроме того, все выходные параметры СВС выдаются в бортовые системы (САУ, НК, СО, СУВ).

Включение СВС производится кнопкой ПИТ ПНК пульта-задатчика на щитке управления ПНК (правый борт кабины).

Различие в показаниях высоты СВС-2Ц-2 и ВД-20К более 120 м при полетах на эшелонах до 8100 м включительно, или 200 м при полетах на эшелонах выше 8100 м до эшелона 12100 м включительно, принимается за отказ системы СВС-2Ц-2. В данном случае полет на эшелоне выполнять по показаниям ВД-2ОК с учетом суммарных поправок с докладом органу УВД для обеспечения контроля с земли.

8.9.7. Система ограничительных сигналов СОС-2-1 предназначена для решения следующих задач:

1. Измерения и выдачи на указатель УАП5-13 текущего значения вертикальной перегрузки.
1. Вычисления и выдачи текущего значения истинного угла атаки на указатель УАП и в ОПР.
2. Формирование предельно допустимых значений:
   - максимально допустимого угла атаки, в зависимости от числа М, Н, наличия и признаков внешних подвесок, взлетно-посадочной или полетной конфигурации самолета и наличия разовой команды «АПУ включен»;
   - минимально допустимых угла атаки и перегрузки в зависимости от числа М;

- максимально допустимой перегрузки в зависимости от М, Н, полетной массы самолета, наличия и признаков внешних подвесок;
- максимально допустимых скорости и числа М в зависимости от наличия и признаков внешних подвесок;
- минимально допустимой скорости в зависимости от Н и взлетно-посадочной или полетной конфигурации самолета.

3. Выдача максимально допустимых значений угла атаки и перегрузки на указатель УАП и в ОПР.
4. Формирования предупредительной сигнализации о приближении текущих значений α, Пу, Vпр и М к их предельно допустимым значениям.

При достижении предельно допустимых значений углов атаки и перегрузки на приборной доске высвечивается в проблесковом режиме табло «α, Пу КРИТ» с выдачей речевой информации: «Предельный угол атаки, предельная перегрузка», а на ИЛС индицируется мигающий индекс.

При достижении предельно допустимых значений V и M выдается речевая информация: «Скорость предельная» и на ИЛС индицируется мигающий индекс.

Срабатывание предупредительной сигнализации о выходе самолета за предельно допустимые значения α, Пу, V и M (за исключением $\alpha^{доп}_{мин}$ ) происходит с соответствующим упреждением в зависимости от V, H и Θ.

5. Фиксации на указателе УАП максимальных и минимальных значений Пу, достигнутых в полете. Для сброса фиксированных значений нажать кнопку на УАП.

Система ограничительных сигналов СОС-2-1 не обеспечивает формирование предельных значений по скорости при выпуске тормозных щитков, шасси и ЗУ воздухозаборников, а также предельных значений перегрузки при взлетно-посадочной конфигурации самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. При отказе СУО все предельно допустимые значения, выдаваемые СОС-2-1, соответствуют ограничениям самолета без подвесок независимо от вариантов вооружения.
2. При отказе СВС, СТР-7-2АК или ИК-ВК информация от СОС-2-1 выдается неверно. В этом случае использовать только информацию о текущих значениях α и Пу.

При горизонтальном полете на сверхзвуковых режимах возможно кратковременное высвечивание табло «α, Пу КРИТ» с выдачей речевой информации. Допускается промигивание сигнала $\alpha_{доп}$ на индикаторе ИЛС в районе минимально допустимых значений угла атаки.

## Отказ СОС.

Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал: СЛЕДИ α – АТАКИ ПЕРЕГРУЗ СКОР МАХ, на ИЛС пропадают изображения α, Пу, на указателе УАП выпадают бленкеры отказов каналов α и Пу.

Действия:

- отключить СОС нажатием кнопки ОТКЛ ОТКАЗ СИСТ на пульте задатчика;
- положение самолета контролировать по ДА-200 и КПП, а скорость по прибору УСМ-2 и индикатору ИЛС.

8.9.8. Приемники воздушного давления ПВД-18-3М и ПВД-7 обеспечивают

анероидно-мембранные приборы и датчики, работающие на принципе замера статического и полного давления, информацией о полном и статическом давлении воздуха в полете.

ПВД-18-3М установлен на выносной штанге на конусе, имеет аэродинамический компенсатор погрешностей. Он воспринимает статическое (атмосферное) давление с повышенной точностью и полное давление встречного потока во всем диапазоне скоростей полета самолета.

Два ПВД-7: основной (левый) и резервный, установлены симметрично с правого и левого бортов и выполняют те же функции, что и ПВД-18-3М, но без аэродинамической компенсации.

Для переключения питания потребителей полным и статическим давлением с основных ПВД на резервный в кабине на правом щитке приборной доски имеется рукоятка АВАР. ПВД – ТЯНИ. Все ПВД имеют электрообогрев, который включается выключателями ОБОГРЕВ ПВД, РЕЗЕРВ ПВД и ПВД ОСНОВН ДАУ на щитке спецсвязи и обогрева ПВД правого пульта кабины.

8.9.9. Радиовысотомер РВ-21 предназначен:

- для измерения и выдачи в бортовые системы и на индикацию геометрической высоты (Нг);
- для выдачи разовых сигналов, на заданных высотах;
- для подачи светового и звукового сигналов при прохождении «Опасной высоты». Диапазон измеряемой высоты по указателю в кабине 0-1500 м, информация о текущей высоте в бортовые системы выдается в диапазоне высот 0-6000 м.

Рукояткой-кнопкой КОНТРОЛЬ УСТ ВЫСОТЫ на указателе устанавливается индекс опасной высоты на любую отметку шкалы, а при нажатии на нее проверяется исправность радиовысотомера. При исправном высотомере, при нажатой кнопке КОНТРОЛЬ, стрелка указателя должна показывать высоту в пределах 15-20 м.

При полетах на высотах ниже выставленной «опасной зоны» загорается лампа ВЫСОТА ПР и появляется звуковой сигнал длительностью 9 сек.

Допустимые погрешности измерения истинной высоты радиовысотомер РВ-21 обеспечивает при углах крена и тангажа самолета до 45° на высотах до 1500 м и до 30° на высотах 1500-6000 м.

При отказе РВ-21 (выпадает флажок бленкера и стрелка указателя уходит в темный угол шкалы) необходимо отключить его нажатием на кнопку ОТКЛ ОТКАЗ СИСТ на пульте-задатчике и использовать показания высотомера ВД-20К и ИЛС.

Включение РВ-21 осуществляется кнопкой ПИТАН ПНК на этом же пульте.

8.9.10. Навигационный комплекс предназначен для определения и выдачи навигационных параметров, необходимых для решения боевых задач и самолетовождения на любых географических широтах днем и ночью.

8.9.11. В состав навигационного комплекса входят:

- информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК;
- бортовая цифровая вычислительная машина БЦВМ;
- аппаратура радиотехнической системы ближней навигации, посадки и встречи РСБН;
- автоматический радиокомпас АРК-22;
- блоки коммутации и преобразования кодов.

8.9.12. ИК-ВК предназначен для непрерывного определения и выдачи потребителям составляющих абсолютной линейной скорости по двум горизонтальным осям гиростабилизированной платформы, углов крена, тангажа, гироскопического, ортодромического (приведенного) или гиромагнитного курсов и вертикального ускорения.

При нормальной работе комплекса информация потребителям и на индикаторные приборы выдается с основной гироплатформы (ИКВ-ОСН), а резервная (ИКВ-ДУБЛ) находится в готовности заменить основную по параметрам крена, тангажа и курса при ее отказе.

Переключение на ИКВ-ДУБЛ происходит автоматически при отказе ИКВ-ОСН, но можно переключить и вручную нажатием кнопки ИКВ-ДУБЛ на пульте управления, при ненажатой кнопке ИКВ-ОСН.

8.9.13. Подготовка ИК-ВК, как и всего ПНК, к полету производится техническим составом от наземных источников питания или от энергоузла самолета. В необходимых случаях может быть произведена подготовка ИК-ВК летчиком перед вылетом от указанных источников питания, а также при работающих двигателях, при этом для сокращения времени подготовки самолета разрешается включать питание ПНК после выхода первого запущенного двигателя на режим 50 %.

В ПНК предусмотрены ускоренная подготовка ИК-ВК с вводом стояночного курса в режиме магнитной коррекции (режим МК), по информации от ЗМС (режим ЗК) или от СУВ и нормальная подготовка ИК-ВК с вводом стояночного курса в режиме МК с коррекцией (довыставкой) курса по информации от СУВ по ориентиру на стоянке самолета или по оси ВПП перед взлетом.

Нормальная подготовка ПНК используется для полетов с выходом из зоны действия наземных РМ (для обеспечения определения координат местонахождения самолета с учетом ветра).

Ускоренная подготовка ПНК (курсо-воздушный режим счисления) используется для выполнения полетов в зоне действия наземных РМ или при возможности проведения коррекции счисленных координат по запрограммированному ориентиру.

Ускоренная подготовка ПНК на широтах более 70° при полетах над безориентирной местностью может быть использована только для полетов в зоне действия наземных РМ. При полетах в высоких широтах ($\varphi > 70°$-$80°$) рекомендуется использовать для индикации на ПНП приведенный курс (на ПУ-184 нажаты кнопки ИКВ ОСН или ИКВ ДУБЛ).

При нормальной подготовке ИК-ВК выдает информацию о горизонтальных составляющих скоростей для автономного счисления в БЦВМ координат места самолета при полете по запрограммированному маршруту и об углах крена, тангажа и курса.

При ускоренной подготовке ИК-ВК выдает информацию только по углам крена, тангажа и курса с погрешностями несколько большими, чем при нормальной подготовке. В этом случае автономное счисление координат места самолета при полете по запрограммированному маршруту будет производиться по скорости от ИК-ВСП без учета скорости ветра.

**Ускоренная подготовка ИК-ВК в режиме магнитной коррекции** выполняется в следующей последовательности:

- до включения питания ПНК нажать на ПУ АРК и ИК-ВК кнопки РЕЖ РАБ, МК, на задатчике магнитного склонения (ЗМС) установить магнитное склонение аэродрома вылета;
- включить питание ПНК (кнопкой ПИТ ПНК на пульте-задатчике), через 3 мин после включения питания должен произойти переход ИК-ВК из режима ускоренной подготовки в рабочий режим автоматически. Рабочий режим определяется по загоранию сигнализатора на кнопке ИКВ ОСН на ПУ АРК и ИК-ВК;
- после перехода ИК-ВК в рабочий режим вторично нажать кнопку МК, при этом на кнопке должен погаснуть сигнализатор.

**Ускоренная подготовка в режиме ЗК РУЧ** выполняется в следующей

последовательности:

- до включения ПНК нажать на ПУ АРК и ИК-ВК кнопки РЕЖ РАБ, ЗК, на ЗМС установить предварительно определенный стояночный курс;
- включить питание ПНК, через 3 мин после включения питания должен произойти автоматический переход ИК-ВК из режима ускоренной подготовки в рабочий режим, при этом загорается сигнализатор на кнопке ИКВ ОСН на ПУ АРК и ИК-ВК;
- после перехода ИК-ВК в рабочий режим вторично нажать (отжать) кнопку ЗК РУЧ, при этом на кнопке должен погаснуть сигнализатор.

**Ускоренная подготовка ИК-ВК по информации от СУВ** выполняется в следующий последовательности:

- на ПУ АРК и ИК-ВК нажать кнопки РЕЖ РАБ и МК, на ЗМС установить магнитное склонение аэродрома вылета;
- включить СУВ и по ее готовности (через 3 мин) включить питание ПНК нажатием кнопки ПИТ ПНК на пульте задатчика;
- нажать на ПУ БЦВМ и РСБН кнопку АЭР и кнопку с цифрой выбранного ориентира (1, 2 или 3);
- переключатель режимов СУВ установить в положение ОПТ, на ИЛС появится изображение кружка;
- нажать на 2-3 сек кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ, а затем кнопку МК, при этом на кнопке должен погаснуть сигнализатор;
- кнюппелем на РУС навести кружок на выбранный ориентир, курсовой угол которого не превышает ± 12°, и на приборной доске нажать кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ. В середине кружка на ИЛС появится перекрестие, навести кнюппелем перекрестие на ориентир и отпустить кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ;
- переключатель режимов СУВ установить в исходное положение и выключить СУВ;
- через 3 мин после включения питания, произойдет переход ИК-ВК в рабочий режим автоматически, о чем сигнализирует загорание лампы на кнопке ИКВ ОСН на ПУ АРК и ИК-ВК.

**Нормальная подготовка ИК-ВК по информации от СУВ** на стоянке:

- включить СУВ;
- включить питание ПНК нажатием кнопки ПИТ ПНК на пульте задатчика и нажать кнопку МК, на ЗМС установить магнитное склонение аэродрома вылета;
- нажать на ПУ БЦВМ и РСБН кнопку АЭР и кнопку с цифрой выбранного ориентира (1, 2 или 3);
- по готовности СУВ переключатель режимов СУВ установить в положение ОПТ, на ИЛС появится изображение кружка;
- нажать на 2-3 сек кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ, а затем кнопку МК, при этом на кнопке должен погаснуть сигнализатор;
- кнюппелем на РУС навести кружок на выбранный ориентир, курсовой угол которого не превышает ± 12° и на приборной доске нажать кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ. В середине кружка на ИЛС появится перекрестие, навести кнюппелем перекрестие на ориентир и отпустить кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ;
- переключатель режимов СУВ установить в исходное положение и выключить СУВ;
- через 3 мин после включения питания ПНК высветится сигнал ПОДГ УСК, сигнализируя о переходе ИК-ВК в режим нормальной подготовки, на КПП

должны индицироваться стояночные углы крена и тангажа самолета, а на ПНП – истинный курс самолета. Через 3,5 мин после включения ПНК начинает мигать сигнал ПОДГ НОРМ, через 15 мин сигнал высвечивается постоянно, сигнализируя об окончании нормальной подготовки;

- при постоянном высвечивании сигнала ПОДГ НОРМ нажать кнопку РЕЖ РАБ, при этом погаснут сигналы ПОДГ НОРМ, ПОДГ УСК и загорится лампа на кнопке ИКВ ОСН.

Выставку ИК-ВК по информации от СУВ производят при условии, если азимут пеленгуемого ориентира предварительно введен в БЦВМ.

**Нормальная подготовка ИК-ВК в режиме магнитной коррекции (МК)** с довыставкой курса по оси ВПП по информации от СУВ выполняется в следующей последовательности:

- до включения питания ПНК нажать на ПУ АРК и ИК-ВК кнопку МК, на задатчике магнитного склонения (ЗМС) установить магнитное склонение аэродрома вылета;
- включить питание ПНК нажатием кнопки ПИТ ПНК на пульте задатчика;
- через 3 мин после загорания светового сигнала ПОДГ УСК и через 15 мин при постоянном свечении сигнала ПОДГ НОРМ, нажать кнопку РЕЖ РАБ. При этом погаснут сигналы ПОДГ УСК и ПОДГ НОРМ и загорится сигнализатор на кнопке ИКВ ОСН;
- после перехода ИК-ВК в рабочий режим вторично нажать кнопку МК, при этом на кнопке должен погаснуть сигнализатор;
- поочередным нажатием кнопок ИКВ ОСН, ИКВ ДУБЛ проконтролировать исправное состояние основного и дублирующего каналов ИК-ВК по загоранию сигнализаторов у этих кнопок и по показаниям приборов ПНП и КПП по курсу, крену и тангажу;
- перед взлетом провести коррекцию (довыставку) курса по оси ВПП по информации от СУВ.

**Коррекция (довыставка) курса по информации от СУВ.**

При полете по маршруту с использованием ПНК, когда запрограммированы Ψ ВПП аэродромов, коррекцию (довыставку) курса в режиме РАБОТА можно произвести по оси ВПП по информации от СУВ.

При наличии расхождения между курсом ВПП и текущим курсом на ПНП не более 11°, а также после ускоренной и нормальной подготовки ИК-ВК в режиме МК, коррекцию курса производить по оси ВПП с использованием СУВ.

Для этого необходимо:

- вырулив на ВПП, установить самолет по оси ВПП;
- переключатель режимов СУВ установить в положение ОПТ;
- нажать на ПУ БЦВМ и РСБН кнопку АЭР и кнопку, соответствующую номеру аэродрома вылета (1, 2 или 3);
- установить кнопку Ψ+180° в положение, соответствующее направлению взлета;
- наложить кнюппелем метку ОП (на ИЛС) на торец ВПП и нажать кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ, при этом в центре метки появится перекрестие, которое кнюппелем совместить с осью ВПП, отпустить кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ и проконтролировать курс на ПНП и ИЛС;
- установить переключатель режимов работы СУВ в исходное положение.

**Коррекция курса в режиме МК.**

Выполняется, когда Ψ ВПП аэродромов не запрограммированы, при наличии расхождения между курсом ВПП и текущим курсом на ПНП – коррекцию курса производить в режиме МК. Для этого необходимо:

- вырулив на ВПП, установить самолёт по оси ВПП;
- на ПУ АРК и ИК-ВК нажать кнопку ИКВ ОСН и кнопку МК.

После коррекции текущего курса, равного Ψ ВПП (через 3-5 сек) нажать вторично кнопку МК.

8.9.14. Бортовая цифровая вычислительная машина предназначена для обработки навигационной информации с целью формирования сигналов управления, обеспечивающих автоматическое, полуавтоматическое (директорное) и ручное управление самолетом.

Хранение программы полёта, текущих координат и других параметров, требующих повышенной информационной надёжности, осуществляется полупостоянным запоминающим устройством (ППЗУ).

Ввод исходных данных (программы полёта), индикация запрограммированных и текущих навигационных параметров, а также контроль режимов работы вычислителя осуществляется через пульт оператора (ПО).

При отказе вычислителя БЦВМ на УСТ высвечивается сигнал НАВИГАЦ. Сигнал НАВИГАЦ на УСТ высвечивается также при одновременном отказе датчиков скорости ИКВ ОСН и СВС.

Кратковременное промигивание (до 3 сек) сигналов не приводит к нарушению работы комплекса в режиме МАРШРУТ. Если были включены ВОЗВР, ПОСАДКА, ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ ), то при промигивании (до 3 сек) произойдет их снятие.

Для восстановления указанных режимов на ПУ БЦВМ и РСБН необходимо нажать соответствующие кнопки – ВОЗВР, ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ) и установить переключатель режимов работы в положение ПОС. Контролировать включение режимов по загоранию светосигнализаторов ВОЗВР (при наличии сигнала КОР РМ), ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ), срабатыванию бленкеров К и Г на приборе ПНП. При устойчивом высвечивании сигналов снимается режим автономного счисления координат. В этом случае на ПУ БЦВМ и РСБН гаснут все сигналы, при этом информация о месте нахождения самолета и ЗК теряется, а на ПНП автоматически переключается на индикацию ортодромического курса от ИК-ВК (относительно меридиана аэродрома вылета) и дальности самолета до наземного радиомаяка, с которым работала РСБН в момент отказа БЦВМ.

В этом случае необходимо:

- отключить САУ, если она была включена;
- на ПУ БЦВМ и РСБН переключатель режимов управления установить в положение НАВИГ, переключатель УПР ЦВМ – ВВОД ЧК – в положение ВВОД ЧК, при этом на сигнальном табло будет высвечиваться сигнал ЧК;
- нажать кнопку ОТКЛ ОТКАЗ СИСТ на пульте задатчика (отключится БЦВМ);
- нажать кнопку СБРОС на ПУ БЦВМ и РСБН, а затем при необходимости последовательным нажатием кнопок набрать номер частотного канала ближайшего радиомаяка, значение которого будет высвечиваться на цифровом табло. При этом на ПНП будет индицироваться дальность и азимут самолета относительно этого радиомаяка;
- на ПУ АРК и ИК-ВК нажать кнопку ЗК РУЧ;
- на ПНП установить заданный курс для выхода на ППМ (цель) и продолжать выполнение задания. Контроль пути и выхода на ППМ (цель) вести по времени, по азимуту и дальности относительно радиомаяка, а также с помощью АРК и по наземным ориентирам.

При необходимости возвращения на аэродром посадки с отказавшей БЦВМ полет выполнять аналогично полету на незапрограммированный аэродром (книга первая, п. 4.19).

8.9.15. Аппаратура РСБН предназначена для решения задач ближней навигации по

сигналам навигационных радиомаяков типа РСБН-2Н, РСБН-4Н, РСБН-6Н, ПОЛЕ-Н, захода на посадку по сигналам посадочных радиомаяков типа "Катет-СП" и "Катет-СП2", а также задач встречи двух самолётов.

В режиме НАВИГАЦИЯ аппаратура определяет в полярной системе координат значения азимута и наклонной дальности до наземного радиомаяка.

В режиме ПОСАДКА аппаратура выдаёт сигналы отклонения от курсовой и глиссадной равносигнальных зон и дальность до посадочного ретранслятора.

В режиме МСН аппаратура обеспечивает измерение дальности до взаимодействующего самолёта и «нулевое» направление от него.

Дальность действия аппаратуры при работе с наземными радиомаяками РСБН-2Н, РСБН-4Н, ПОЛЕ-Н составляет на высотах:

250 м - 50 км,
1000 м - 110 км,
5000 м - 250 км,
10000 м - 350 км

С наземным радиомаяком РСБН-6Н – не менее 90 км на высоте полёта 1000 м и не менее 190 км на высоте 3000 м.

Дальность действия в режиме ИЗМЕРЕНИЕ-РЕТРАНСЛЯЦИЯ в полёте двух взаимодействующих самолётов с углами крена не более ± 30°, углами места не более ± 45° на высотах более 1500 м составляет при схождении самолётов 160 км, а при расхождении самолётов – 90 км.

При отказе РСБН в полёте в режиме НАВИГАЦИЯ (в зоне действия радиомаяка не горят сигналы РМ и КОР РМ, а на ПНП отрабатывается неправильный азимут самолёта) необходимо переключить стрелку КУР на ПНП с индикацией азимута от РСБН на индикацию курсового угла от АРК, для чего нажать кнопку АРК на пульте управления АРК и ИК-ВК, при этом должен высвечиваться сигнализатор на кнопке и продолжать выполнение задания.

8.9.16. Автоматический радиокомпас АРК-22 предназначен для решения следующих задач:

- полёт на радиостанцию и от неё с визуальной индикацией курсового угла;
- заход на посадку по системе ОСП при выходе из строя наземной или самолетной аппаратуры РСБН;
- автоматическое непрерывное определение и визуальную индикацию КУР в пределах 0-360°;
- прием позывных сигналов радиостанций, работающих в диапазоне частот радиокомпаса.

АРК-22 может быть предварительно настроен на 16 частот (8 пар частот ДПРМ, БПРМ). Органы управления радиокомпасом размещены на пульте управления на правом борту кабины. АРК-22 имеет встроенный контроль для проверки работоспособности. При нажатии кнопки КОНТР на ПУ АРК и ИК-ВК на ПНП отрабатывается КУР = 45° ± 5°.

В случае отказа АРК в полете, который определяется по произвольному вращению стрелки или произвольному ее отклонению от направления пеленга при полете по прямой, или когда она остается неподвижной при изменении направления полета, необходимо:

- убедиться, что все органы управления установлены в нужное положение;
- прослушать позывные ПРС и по ним убедиться в ее работе;
- при неработающем ДПРМ переключить АРК на БПРМ и при нормальной работе АРК продолжать выполнять задание;
- если АРК не восстановил работоспособность, нажать кнопку КОНТР, запросить руководителя полетов: включены ли приводные радиостанции. При необходимости проверить работу на другом канале.

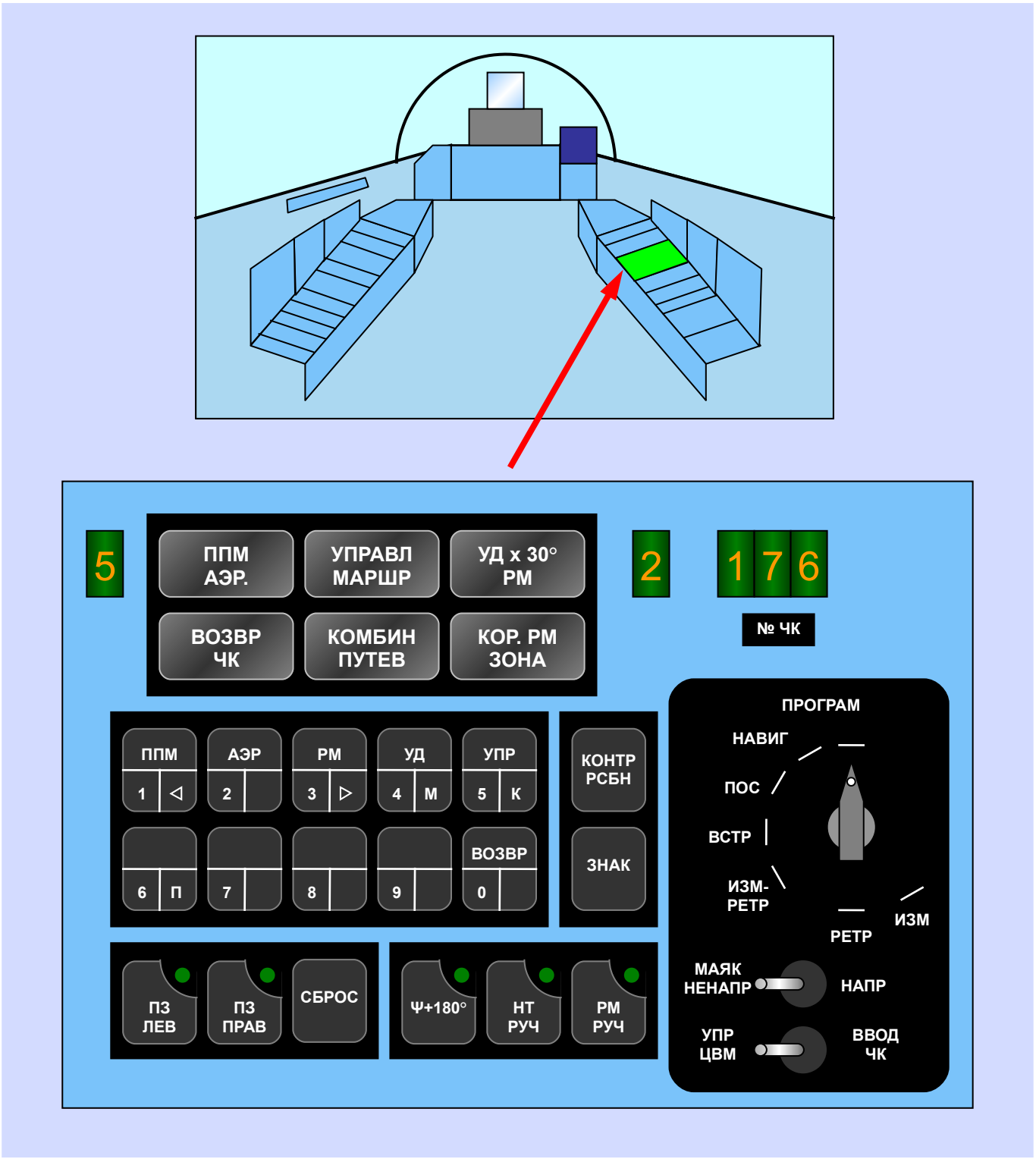
При отказе АРК и работающей РСБН продолжать полет. При одновременном отказе АРК и РСБН выполнение задания прекратить.

8.9.17. Управление и контроль за работой ПНК осуществляется с помощью

пультов, приборов ПНП и КПП, индикаторов на лобовом стекле ИЛС и прямой видимости (ИПВ) и универсального сигнального табло – УСТ.

На правом борту кабины расположены:

- пульт управления БЦВМ и РСБН;
- пульт управления АРК-22 и ИК-ВК-80;
- пульт-задатчик барометрического давления и режимов наведения




Пульт управления БЦВМ и РСБН.

8.9.18. На пульте управления БЦВМ и РСБН обеспечивается следующая

индикация:

- сигнал ППМ высвечивается при полете по маршруту с запрограммированными ППМ, а номер ППМ, на который производится полет, высвечивается на левом цифровом индикаторе;
- сигнал АЭР высвечивается при полете на запрограммированный аэродром как на ППМ (без снижения), при этом сигнал ППМ гаснет, а на левом цифровом индикаторе высвечивается цифра 1, если полет выполняется на основной аэродром, или цифра 2 (3), если полет выполняется на запасной аэродром. При переходе аппаратуры в режим ВОЗВРАТ одновременно с сигналом АЭР и номером аэродрома будут высвечиваться сигналы ВОЗВР и КОМБИН;
- сигнал ЧК высвечивается при вводе в РСБН вручную номеров частотных каналов навигационных и посадочных радиомаяков при отказе БЦВМ и при полете на незапрограммированный аэродром посадки, а также номеров ЧК радиомаяков режима МСН. При высвечивании сигнала ЧК все другие сигналы на табло гаснут. Номера ЧК при установке переключателя режимов в положение ПРОГРАМ вводятся в РСБН автоматически, а в положениях НАВИГ, ПОС, ВСТР, ИЗМ-РЕТР, РЕТР, ИЗМ – вводятся только вручную;
- сигнал УПРАВЛ и одновременно с ним высвечиваемый один из трех сигналов: МАРШР, КОМБИН, ПУТЕВ сигнализируют о режиме управления полетом по маршруту;
- сигнал УДх30° высвечивается, когда задается другое направление захода на вновь обнаруженную или запрограммированную цель относительно направления полета, на котором произведено включение режима повторного захода;
- сигнал РМ высвечивается при работе аппаратуры РСБН с навигационным радиомаяком, при этом порядковый номер радиомаяка высвечивается на правом цифровом индикаторе;
- сигнал КОР. РМ высвечивается при осуществлении коррекции счисленных в автономном режиме координат места самолета по данным РСБН;
- сигнал ЗОНА высвечивается при подходе к очередному ППМ (цели) в путевом и маршрутном режимах управления на дальности 20 км, а гаснет на ЛУР при маршрутном способе управления и при пролете ППМ (цели) на дальности 2 км при путевом режиме, когда на ПНП будут выданы дальность и заданный курс на последующий ППМ (аэродром).

При комбинированном способе управления сигнал ЗОНА выдается дважды. Первый раз на участке, где полет выполняется в путевом режиме на дальности 10 км до точки 3 разворота (точки касания окружности с центром, удаленным от ППМ (цели) по линии заданного пути на расстояние 20 км, и по линии, перпендикулярной ЛЗП, на расстояние радиуса разворота самолета), и гаснет после прохода точки 3 разворота (точки касания окружности).

Второй раз сигнал ЗОНА выдается при полете на ЛЗП в маршрутном режиме на дальности 20 км до ППМ (цели) и гаснет после прохода НТ, когда на ПНП будут выданы дальность и заданный курс на последующий ППМ (аэродром);

- цифровое табло № ЧК высвечивается при работе аппаратуры РСБН с навигационными и посадочными радиомаяками, а также в режиме МСН, если номера частотных каналов этих радиомаяков введены в РСБН с помощью пульта вручную.

8.9.19. Назначение кнопок наборного поля:

– **кнопка ППМ** предназначена для ручной смены промежуточных пунктов маршрута. Для полета на внеочередной ППМ необходимо в любой точке маршрута нажать кнопку ППМ, при этом на табло будет высвечиваться сигнал ППМ в проблесковом режиме, сигнализируя о необходимости завершения смены ППМ. После этого нажать кнопку с цифрой, соответствующей номеру ППМ, на который необходимо выполнить полет. При этом на левом цифровом индикаторе появится введенная цифра, а сигнал ППМ перейдет в режим постоянного свечения. Последующая смена ППМ (если не будет необходимости в изменении маршрута полета вручную) будет производиться автоматически. Полет на оперативные НТ (ППМ-7, ППМ-8) возможен только при ручной установке этих НТ;

– **кнопка АЭР** предназначена для ручного выбора аэродрома, на который необходимо произвести полет. При нажатии в любой точке маршрута кнопки АЭР и соответствующей цифры (1, 2 или 3) полет на выбранный аэродром будет выполняться как на ППМ (без снижения).

Для полета на аэродром с посадкой необходимо при полете на основной аэродром нажать одну кнопку ВОЗВР, а для полета на запасные запрограммированные аэродромы необходимо последовательно нажать кнопки АЭР, номер запасного аэродрома (2 или 3) и ВОЗВР. При полете на аэродром как на ППМ, гаснет сигнал ППМ и начинает высвечиваться сигнал АЭР, а на левом цифровом индикаторе – номер аэродрома. При полете на аэродром с посадкой, кроме сигнала АЭР и номера аэродрома, высвечиваются сигналы ВОЗВР и КОМБИН.

При нажатии кнопки АЭР сигнал АЭР начинает высвечиваться в проблесковом режиме, а при нажатии кнопки с номером аэродрома сигнал АЭР переходит в режим постоянного свечения. Кнопка АЭР также используется при выставке ИК-ВК и коррекции курса по оси ВПП по информации от СУВ;

– **кнопки РМ и РМ РУЧ** предназначены для ручного выбора запрограммированных РМ, с помощью которых осуществляется коррекция счисленных координат самолета по данным РСБН. Для ручного выбора РМ необходимо нажать кнопку РМ РУЧ, при этом загорается сигнализатор кнопки, затем нажать кнопку РМ, при этом на сигнальном табло сигнал РМ будет высвечиваться в проблесковом режиме, сигнализируя о необходимости завершения смены РМ. После этого нажать кнопку с цифрой выбранного РМ. При этом на правом цифровом индикаторе появится цифра выбранного РМ, а сигнал РМ перейдет в режим постоянного свечения. Для перехода на автоматический режим смены РМ необходимо вторично нажать кнопку РМ РУЧ, при этом сигнализатор кнопки гаснет;

– **кнопка УД** предназначена для ввода угла доворота относительно направления полета, на котором включен режим повторного захода на цель.

Для ввода угла доворота нужно нажать кнопку УД, при этом гаснет сигнал РМ и правый цифровой индикатор, если они светились, а сигнал УДх30° начинает высвечиваться в проблесковом режиме. Затем нажать кнопку с цифрой, соответствующей углу доворота, деленному на 30° (УД вводится кратным 30°, например, для ввода УД=60° нажать кнопку с цифрой 2), при этом сигнал УДх30° переходит в режим постоянного свечения, а на правом цифровом индикаторе высвечивается цифра, соответствующая цифре нажатой кнопки;

– **кнопка УПР** и кнопки с буквами М, К и П предназначены для выбора режима управления самолетом по заданному маршруту вручную. Для смены режима необходимо вначале нажать кнопку УПР, при этом сигнал УПРАВЛ начинает высвечиваться в проблесковом режиме. Затем нажать кнопку режима управления полетом М, К или П. При нажатии одной из этих кнопок на сигнальном табло будет высвечиваться один из сигналов МАРШР, КОМБИН, ПУТЕВ, а сигнал УПРАВЛ переходит в режим постоянного свечения.

После включения питания ПНК автоматически устанавливается путевой способ управления. Маршрутный и комбинированный способы управления устанавливаются вручную. Исключением является автоматическая выставка комбинированного способа при полете в режиме ВОЗВРАТ на аэродром посадки и при выполнении повторного захода на цель и аэродром посадки;

– **кнопка ВОЗВР** предназначена для включения режима возврата при

изменении запрограммированного маршрутного полета с возвращением на аэродром вылета или запасный запрограммированный аэродром.

При автоматическом включении (после прохода ППМ6) режима возврат на АЭР1 или при ручном его включении нажатием кнопки ВОЗВР, на табло сигнал ППМ гаснет, а АЭР, ВОЗВР и КОМБИН начинают высвечиваться, на левом цифровом индикаторе высвечивается 1, что свидетельствует о возврате на аэродром вылета.

При возвращении на запасный аэродром последовательно нажать кнопки АЭР, номер запасного аэродрома и ВОЗВР. В этом случае гаснет сигнал ППМ и начинают высвечиваться сигналы АЭР, ВОЗВР и КОМБИН, а на левом цифровом индикаторе – номер запасного аэродрома;

- **цифры от 0 до 9 кнопок наборного поля** предназначены для цифрового набора № ЧК маяков, № запасных аэродромов, ППМ, УД и № РМ;
- **кнопка КОНТР РСБН** предназначена для проверки работоспособности РСБН встроенным контролем в режимах НАВИГАЦИЯ, ПОСАДКА и МСН;
- **кнопка ЗНАК** предназначена для включения режима опознавания самолета на экране ИКО радиолокационной станции наземного РМ;
- **кнопки ПЗ ЛЕВ и ПЗ ПРАВ** предназначены для включения режима повторного захода на запрограммированный аэродром посадки или на вновь обнаруженную цель, с левым или правым разворотом. Повторный заход на вновь обнаруженную цель задается в момент пролета над целью нажатием кнопки ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ). При нажатии кнопки должен загореться сигнализатор, информирующий о включении режима повторного захода, а на левом цифровом индикаторе высвечивается цифра 9.

Повторный заход на запрограммированный аэродром посадки задается нажатием кнопки ПЗ ЛЕВ (ПРАВ) на удалении от центра ВПП менее 20 км и после пролета его на удалении не более 8 км.

Выполнение повторного захода на вновь обнаруженную цель начинается через 10 сек после нажатия кнопки. Если в течение этих 10 сек летчик не задает направления захода, то заход будет выполняться перпендикулярно направлению полета в момент нажатия кнопки.

Чтобы выполнить заход на вновь обнаруженную цель под некоторым углом относительно направления полета, когда включен режим ПЗ, например, под углом 60°, необходимо нажать кнопки ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ), УД и кнопку с цифрой 2.

При включении режима повторного захода заданный путевой угол Ψзпу отрабатывается в точку третьего разворота. При достижении точки третьего разворота при повторном заходе на цель Ψзпу отрабатывается для полета на цель, а при выполнении повторного захода на посадку Ψзпу = Ψвпп. На всех этапах полета в режиме ПЗ Ψзад отслеживает Ψзпу так, чтобы Ψзад был равен Ψзпу.

Повторный заход на вновь обнаруженную цель отменяется либо нажатием кнопки СБРОС, либо автоматически после пролета цели, если кнопка НТ РУЧ не нажата. При этом полет будет продолжаться на очередной ППМ и в том же режиме, что и до задания ПЗ. Отмена повторного захода на аэродром посадки производится только нажатием кнопки СБРОС, при этом полет будет выполняться по направлению ВПП (по курсу захода на посадку). При отмене режима повторного захода на кнопке ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ) гаснет сигнализатор;

- **кнопка СБРОС** предназначена для отмены режима повторного захода и возврата к предыдущему режиму управления, а также для подготовки схемы к вводу вручную ЧК радиомаяков в случае отказа БЦВМ и при полете на незапрограммированные радиомаяки (аэродромы);
- **кнопка Ψ+180°** предназначена для изменения направления взлета или захода на аэродром посадки на направление, обратное запрограммированному;
- **кнопка НТ РУЧ** предназначена для отмены автоматического управления полетом по заданной программе и выполнения режима визуальной коррекции. При нажатой кнопке НТ РУЧ (сигнализатор кнопки горит) обеспечивается выполнение визуальной коррекции и пролет ППМ (цели) по заданному направлению до тех пор, пока не будет вторично нажата эта кнопка. При вторичном нажатии сигнализатор кнопки гаснет и

произойдет автоматическая смена ППМ. Полет будет выполняться на очередной ППМ и в том же режиме, который был до первого нажатия кнопки НТ РУЧ. При нажатой кнопке НТ РУЧ можно производить переключение ППМ вручную, для чего нажать кнопку ППМ и кнопку с № ППМ, на который необходимо выполнить полет. В случае сбоя индикации набранного параметра НТ операция по набору требуемого параметра повторяется.

**Галетный переключатель режимов управления ПРОГРАМ, НАВИГ, ПОС, ВСТР,ИЗМ-РЕТР,РЕТР,ИЗМ на ПУ БЦВМ и РСБН** предназначен для выбора режима управления аппаратурой РСБН и БЦВМ. При установке переключателя в положение ПРОГРАМ управление РСБН (выбор маяков, смена частотных каналов) при полёте по маршруту и выполнении посадки, а также смена ППМ производится автоматически от БЦВМ.

Перевод переключателя из положения ПРОГРАМ в любое другое означает переход к ручному управлению РСБН, при этом происходит блокирование режима РАДИОКОРРЕКЦИЯ.

При определении азимута и дальности относительно навигационного радиомаяка:

- перевести переключатель режимов в положение НАВИГ;
- установить переключатель УПР ЦВМ-ВВОД ЧК в положение ВВОД ЧК;
- нажать кнопку СБРОС и набрать ЧК, соответствующий номеру РМ на ПУ БЦВМ-РСБН.

После определения азимута и дальности переключатель УПР ЦВМ-ВВОД ЧК установить в положение УПР ЦВМ, переключатель режимов перевести в положение ПРОГРАМ.

При отсутствии радиокоррекции и нахождении в зоне действия запрограммированного радиомаяка, для расширения порога использования информации от РСБН до дальности 250 км, необходимо на пульте БЦВМ-РСБН нажать кнопку РМ РУЧ и кратковременно кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦИЯ на приборной доске. После списания накопленной ошибки при счислении координат, на световом табло пульта загорится КОР РМ, отжать кнопку РМ РУЧ, порог использования информации сузится до 40 км.

В положении ПОС РСБН работает с посадочными радиомаяками, а при установке переключателя в любое из четырёх положений ВСТР, ИЗМ-РЕТР, РЕТР, ИЗМ аппаратура РСБН работает в режиме МСН. В положении РЕТР аппаратура работает в качестве привода, а в положении ИЗМ измеряется дальность и его положение (сторону) относительно взаимодействующего самолёта.

Задача встречи двух самолётов решается при установке переключателя режимов в положение ИЗМ-РЕТР на обоих самолётах, при этом аппаратура МСН обеспечивает взаимное определение дальности между самолётами и положение (сторону) другого самолёта относительно продольной оси.

При установке переключателя режимов в положение ВСТР аппаратура МСН решает задачу встречи двух самолётов (аналогично положению ИЗМ-РЕТР) в случае, когда на другом самолёте установлена аппаратура МСН типа ВСТРЕЧА в составе РСБН-6С и РСБН-7С.

Параметры МСН индицируются на ПНП. Дальность на счётчике дальности. Отклонение от нулевого пеленга определяется по вертикальной планке положения.

При автоматическом управлении РСБН на цифровом табло № ЧК не высвечивается, при установке переключателя в любое другое положение, кроме ПРОГРАМ, на табло высвечивается № ЧК маяка, с которым в данный момент работает РСБН.

**Переключатель МАЯК НЕНАПР-НАПР** предназначен для переключения РСБН на работу с ненаправленными или направленными навигационными радиомаяками.

**Переключатель УПР ЦВМ-ВВОД ЧК** предназначен для управления частотными каналами РСБН от БЦВМ (положение УПР ЦВМ) и обеспечения ручного ввода № ЧК (положение ВВОД ЧК).

8.9.20. На пульте управления АРК-22 и ИК-ВК размещены:

- **переключатель КАНАЛЫ 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, ППН** для перестройки радиокомпаса на частотные каналы ПРС восьми аэродромов, частоты которых введены в АРК перед полётом. Каждое положение переключателя

соответствует паре приводных радиостанций (ДПРМ и БПРМ).

В положении ППН производится настройка фиксированных частот ДПРМ и БПРМ аэродромов с пульта предварительной настройки в процессе подготовки к полёту;

- **рукоятка ГРОМК** для регулировки громкости в телефонах;
- **переключатель ТЛФ-ТЛГ** для прослушивания модулированных сигналов радиостанций в положение ТЛФ и немодулированных – в положении ТЛГ;
- **переключатель КОМ-АНТ** для выбора режима работы АРК;
- **кнопка КОНТР** для проверки работоспособности АРК, при её нажатии на ПНП отрабатывается КУР = 45 ± 5°;
- **кнопка АРК** – для управления стрелкой радиокомпаса на ПНП. При нажатой кнопке и высвечивании сигнализатора на ПНП индицируется КУР от радиокомпаса, если кнопка не нажата и сигнализатор не высвечивается, на ПНП индицируется азимут самолета относительно радиомаяка;
- **сигналы ПОДГ. УСК, ПОДГ. НОРМ и кнопка РЕЖ. РАБ** предназначены для контроля за ходом подготовки ИК-ВК и переключения его из режима подготовки в режим работы в процессе нормальной подготовки комплекса.

При включении питания ПНК начинается режим ускоренной подготовки ИК-ВК. Через 3 мин после этого начинает высвечиваться сигнал ПОДГ. УСК, сигнализирующий об окончании ускоренной подготовки ИК-ВК и переходе его в режим нормальной подготовки. Через 3,5 мин начинает мигать сигнал ПОДГ. НОРМ и через 15 мин сигнал высвечивается постоянно, сигнализируя об окончании нормальной подготовки.

При постоянном высвечивании сигнала ПОДГ. НОРМ (сигнал ПОДГ. УСК продолжает высвечиваться) разрешается переводить ИК-ВК в рабочий режим. При переводе ИК-ВК в рабочий режим сигналы ПОДГ.УСК, ПОДГ НОРМ гаснут.

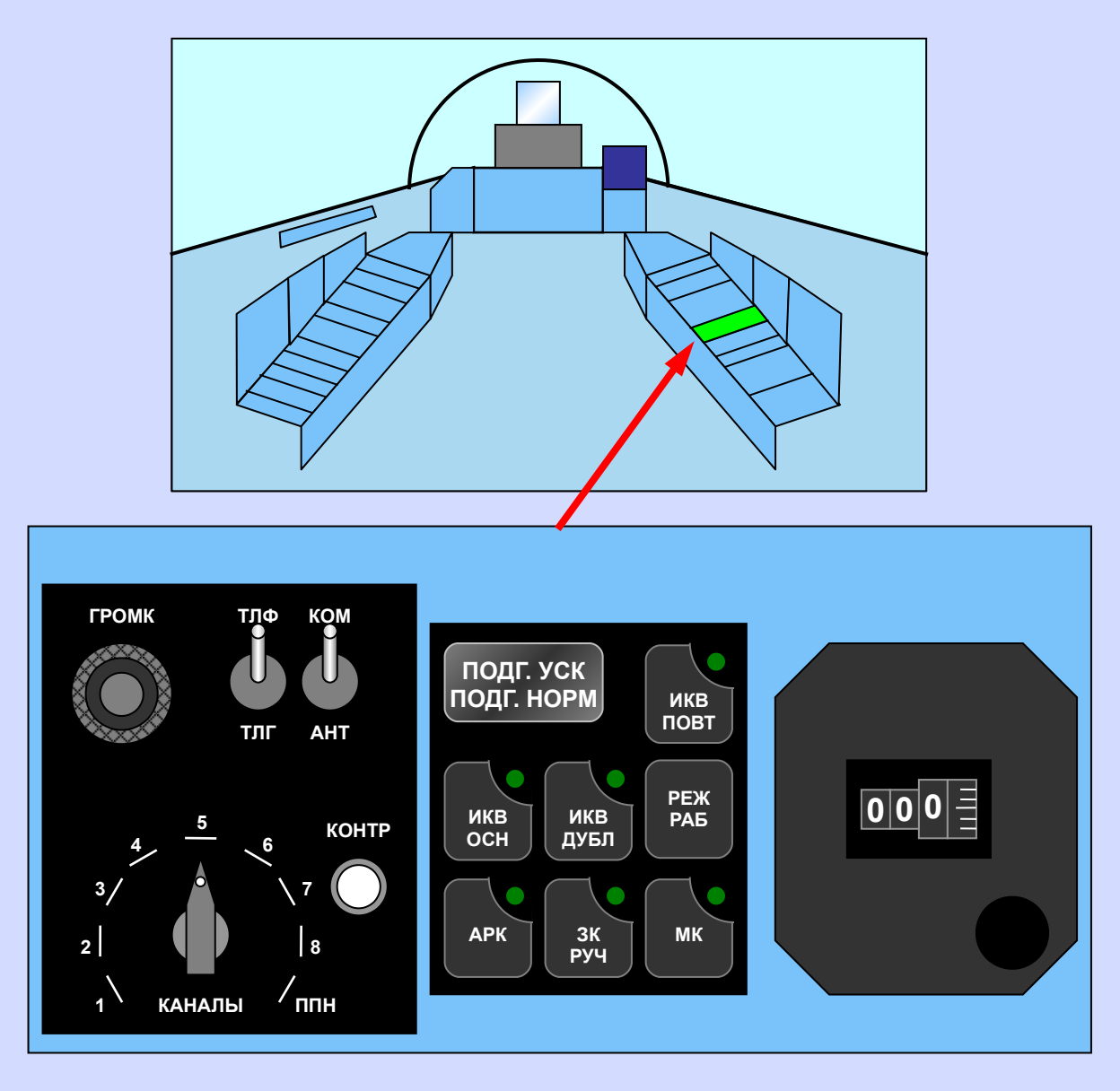
Если до включения питания ПНК была нажата кнопка РЕЖ. РАБ, то по истечении 3 мин (с момента включения питания) ИК-ВК автоматически перейдет в рабочий режим, о чем свидетельствует высвечивание сигнализатора на кнопке ИКВ ОСН (сигнал ПОДГ. УСК в этом случае не высвечивается);

- **кнопки ИКВ ОСН и ИКВ ДУБЛ** предназначены для переключения на приборе ПНП индикации истинного курса от БЦВМ или ортодромического курса от ИК-ВК, а также для подключения потребителей курса, крена и тангажа к дублирующей ИКВ вручную.

При нормальной работе ИК-ВК информация потребителям выдается с основного ИКВ, об этом сигнализирует лампа на кнопке ИКВ ОСН. При этом на приборе ПНП при ненажатой кнопке ИКВ ОСН индицируется от БЦВМ истинный курс относительно географического меридиана пролетаемой местности, а при нажатой – ортодромический курс относительно географического меридиана места подготовки ИК-ВК. Чтобы переключить на ПНП индикацию с ортодромического курса на истинный, необходимо вторично нажать кнопку ИКВ ОСН (при втором нажатии кнопка выскакивает).

При отказе основной ИКВ потребители автоматически переключаются на дублирующую ИКВ, при этом сигнализатор на кнопке ИКВ ОСН гаснет, а на кнопке ИКВ ДУБЛ начинает высвечиваться. Если автоматическое переключение не произошло (на кнопке ИКВ ОСН сигнализатор погас, а на кнопке ИКВ ДУБЛ не высвечивается), необходимо переключение ИКВ произвести вручную, для чего нажать кнопку ИКВ ДУБЛ, при этом на кнопке должен высвечиваться сигнализатор. При нажатой кнопке ИКВ ДУБЛ на ПНП индицируется ортодромический курс, при ненажатой – истинный. При переключении с основной на дублирующую ИКВ на УСТ высвечивается сигнал СЧИСЛЕНИЕ ОТ СВС.

При исправной основной ИКВ и нажатой кнопке ИКВ ОСН переключение на дублирующую ИКВ не осуществляется;




Пульт управления ПУ-184.

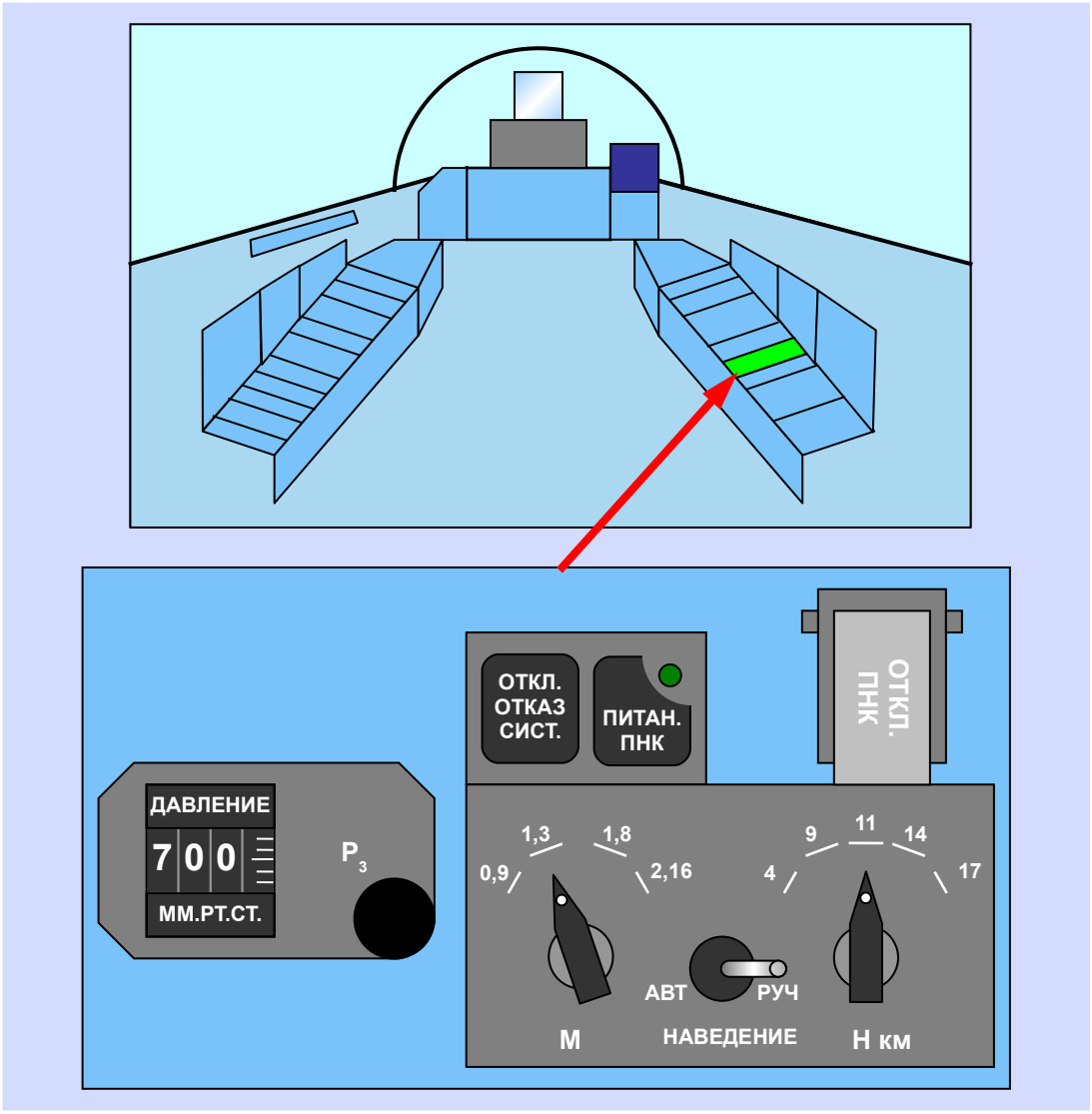
- **кнопка МК** предназначена для включения (кнопка нажата, сигнализатор высвечивается) режима магнитной коррекции при выставке ИК-ВК по курсу от индукционного датчика и выполнении коррекции курса по сигналам ИД-6 на земле и в полете. После выполнения коррекции необходимо перейти на индикацию гирополукомпасного (кнопка ИКВ ОСН нажата) курса для чего кнопку МК нажать вторично, при этом сигнализатор гаснет;
- **кнопка ИКВ ПОВТ** предназначена для повторной выставки отказавшей системы ИК-ВК в полете при появлении на ПНП флажка бленкера КС и отсутствия высвечивания сигнализаторов на кнопках ИКВ ОСН и ИКВ ДУБЛ. Для выполнения режима повторной выставки необходимо вывести самолет в горизонтальный полет с постоянной скоростью, нажать кнопки ИКВ ПОВТ и МК (кнопка РЕЖ РАБ нажата, на ЗМС должно быть установлено магнитное склонение местонахождения самолета).

Прямолинейный полет продолжать до загорания на кнопке ИКВ ОСН (ИКВ ДУБЛ) сигнализатора (через 3 мин). Сигнализаторы на кнопке ИКВ ПОВТ и кнопке МК будут продолжать гореть. При этом погрешности выдачи параметров $\gamma$ , $\upsilon$ , $\Psi$пр будут такими же, как при ускоренной подготовке – ± 1° за первый час;

Для снятия на ПНП флажка бленкера КС нажать на ПУ АРК-ИКВ кнопку ИКВ ОСН или ИКВ ДУБЛ.

- **кнопка ЗК РУЧ** предназначена для обеспечения ручной выставки на ПНП значений заданного курса ( Ψзад) и заданного путевого угла Ψпу в режиме РАБОТА, а также для выставки ИК-ВК при установке заданного курса на ЗМС в режиме ПОДГОТОВКА, при этом галетный переключатель режимов работы на пульте управления БЦВМ и РСБН может находиться в любом положении. Для установки на ПНП Ψзад и Ψзпу необходимо нажать кнопку ЗК РУЧ и установить значения соответствующими кремальерами. Последующие изменения Ψзад и Ψзпу производить при нажатой кнопке ЗК РУЧ. Для перехода на управление полетом по заданному маршруту от БЦВМ необходимо вторично нажать кнопку ЗК РУЧ (галетный переключатель на ПУ БЦВМ и РСБН должен быть в положении ПРОГРАМ);
- **задатчик магнитного склонения (ЗМС)** предназначен для ввода магнитного склонения при производстве коррекции курса и выставке ИК-ВК по курсу по сигналам индукционного датчика ИД-6, а также для установки на нем стояночного курса самолета, как на задатчике при ускоренной подготовке.

8.9.21. На пульте задатчика ПЗ-188-01 расположены:




Пульт управления ПНК.

- **кнопка ПИТАН ПНК** предназначена для включения питания ПНК. При нажатии кнопки подается питание на все входящие в ПНК системы, при этом загорается сигнализатор, свидетельствующий о включении ПНК;
- **кнопка ОТКЛ ПНК** (под колпачком) предназначена для отключения питания ПНК, при нажатии этой кнопки сигнализатор на кнопке ПИТАН ПНК гаснет;
- **кнопка ОТКЛ ОТКАЗ СИСТ** предназначена для отключения питания отказавших систем ПНК. При нажатии этой кнопки отключается питание той системы, сигнал отказа которой высвечивается на УСТ. Этой кнопкой можно отключить системы: БЦВМ, СВС, РВ-21 и СОС;
- **задатчик со шкалой ДАВЛЕНИЕ и ручкой-кремальерой** для установки значений барометрического давления.

8.9.22. К органам управления ПНК также относятся:

- **переключатель БЛИЖН-АВТ-ДАЛЬН** и сигнальная лампа БЛИЖН ВКЛ расположены па приборной доске и предназначены для автоматического или ручного (в случае отказа автоматики) переключения АРК с ДПРМ на БПРМ и обратно, с сигнализацией о переключении. Автоматическое переключение обеспечивается при установке переключателя в положение АВТ (при выпущенном шасси и при срабатывании МРП в момент пролета над маркерным маяком ДПРМ);
- **выключатель АРК РСБН** на левом пульте кабины. При установке его в положение АРК РСБН обеспечивается прослушивание позывных сигналов ПРС, если на ПУ АРК и ИК-ВК нажата кнопка АРК, и сигналов наземных радиомаяков РСБН, если кнопка АРК не нажата;
- **кнопка ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ**, расположенная на приборном доске, предназначена для производства коррекции счисленных в автономном режиме координат самолета по запрограммированным навигационным точкам визуально с пролетом над НТ и по информации от СУВ.

Режимами визуальной коррекции следует пользоваться только при условии достоверного опознавания навигационной точки и соответствии этой НТ номеру ППМ, индицируемому на ПУ БЦВМ и РСБН.

Для выполнения коррекции указанными способами необходимо при подлете к НТ (в момент начала высвечивания сигнала ЗОНА) нажать кнопку НТ РУЧ и убедиться, что переключатель режимов на ПУ БЦВМ и РСБН установлен в положение ПРОГРАМ.

При коррекции координат с пролетом над НТ установить на щитке управления СУВ Н001-16Б, расположенном на левом пульте кабины, 7-ми позиционный переключатель рода работы СУВ в положение НАВИГ, точно вывести самолет в ручном управлении на НТ и в момент пролета над ней нажать кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ. Коррекция координат будет произведена и дальность изменится до 0 км при условии, если в момент нажатия кнопки дальность на счетчике ПНП до этой НТ будет отличаться от фактической не более чем на 50 км.

При выполнении коррекции по информации от СУВ необходимо установить на щитке управления СУВ Н001-16Б переключатель рода работы СУВ в положение ОПТ и выключатель ЛД в верхнее положение, не менее чем за 3 мин до подлета к НТ на щитке питания включить выключатель ОПС, вывести самолет относительно навигационной точки в положение удобное для визирования НТ, наложить метку оптического прицела на НТ и нажать кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ.

В середине кружка на ИЛС появится перекрестие, навести кнюппелем перекрестие на ориентир и отпустить кнопку ВИЗУАЛ КОРРЕКЦ.

После выполнения коррекции выключить выключатели ОПС и ЛД, а переключатель рода работы СУВ установить в исходное положение НАВИГ и в обоих случаях вторично нажать кнопку НТ РУЧ.

8.9.23. На ПНП индицируются:

- заданный путевой угол, текущий и заданный истинные курсы относительно географического меридиана пролетаемой местности;
- текущий ортодромический курс относительно географического меридиана места подготовки ИК-ВК или текущий гиромагнитный курс относительно магнитного меридиана пролетаемой местности.

Текущие курсы отсчитываются по подвижной шкале против верхнего неподвижного индекса;

- курсовой угол навигационного радиомаяка, ПРС или РВС – отсчитывается по неподвижной шкале курсовых углов против острого конца стрелки КУР-азимут;
- азимут самолета относительно географического меридиана навигационного радиомаяка РСБН отсчитывается по подвижной шкале курсов против тупого конца стрелки КУР-азимут;
- заданный путевой угол на подвижной шкале против стрелки ЗПУ и на счетчике ЗПУ, а заданный курс на подвижной шкале против индекса заданного курса;
- оставшаяся дальность до ППМ (АЭР) при полете в режиме НАВИГАЦИЯ и оставшаяся дальность до посадочного ретранслятора в режиме ПОСАДКА, а также дальность до радиомаяка РСБН при отказавшей БЦВМ и до ведущего самолета в режиме МСН – отсчитывается на счетчике дальности;
- положение равносигнальных зон курсоглиссадных маяков относительно самолета в режиме ПОСАДКА определяется по отклонению вертикальной (курсовой) и горизонтальной (глиссадной) планок положения.

Кроме этого, вертикальная планка положения индицирует положение (сторону) другого самолета относительно продольной оси в режиме МСН;

- сигнализация о нормальной работе каналов курса и глиссады в режиме ПОСАДКА осуществляется бленкерами соответствующего канала;
- отказ курсовой системы определяется по срабатыванию бленкера КС.




Прибор навигационный плановый ПНП-72-16.

1. Счетчик дальности.
2. Шкала курсовых углов радиостанции (в верхней части также и углов сноса).
3. Стрелка заданного путевого угла.
4. Индекс отсчета текущего курса.
5. Флажок бленкера отказа датчика и указателя текущего курса.
6. Индекс угла сноса самолета.
7. Счетчик заданного путевого угла.
8. Шторка счетчика ЗПУ.
9. Индекс заданного курса.
10. Вертикальная планка положения – отклонения от равносигнальной зоны курсового маяка.
11. Флажок бленкера отказа глиссадного радиоприемника.
12. Шкала отклонения от равносигнальной зоны курсового маяка.
13. Горизонтальная планка положения – отклонение от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка.
14. Кремальера заданного путевого угла.
15. Шкала текущего курса.
16. Кремальера заданного курса.
17. Кнопка-тест контроля.
18. Шкала отклонения от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка.
19. Флажок бленкера отказа курсового радиоприемника.
20. центральная метка прибора.
21. Стрелка текущего азимута и курсового угла радиостанции.
22. Шторка счетчика дальности.

8.9.24. На КПП индицируется:

- текущие значения угла крена и тангажа;
- отклонение самолета от заданной траектории полета в режимах МАРШРУТ, ВОЗВРАТ и ПОСАДКА по горизонтальной и вертикальной планкам положения;
- отклонение направления полета от заданного курса ΔΨ при путевом способе управления и отклонение от линии заданного пути Z при маршрутном способе управления по вертикальной планке положения;
- отклонение самолета от заданной глиссады снижения в режиме ПОСАДКА, по горизонтальной и вертикальной планкам положения;
- сторона доворота самолета по сигналам директорных стрелок в поперечном канале в режимах НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА и в продольном канале в режимах ПРОБИВАНИЕ ОБЛАЧНОСТИ и ПОСАДКА;
- потребное перемещение РУД в режиме наведения – по горизонтальной планке положения.




Командно-пилотажный прибор (КПП).

1. Кнопка-лампа арретирования.
2. Силуэт самолета с нулевым индексом и указателем углов крена.
3. Горизонтальная планка положения.
4. Горизонтальная директорная стрелка.
5. Бленкер сигнализации исправности аппаратуры.
6. Бленкер сигнализации исправности аппаратуры.
7. Вертикальная планка положения.
8. Шкала тангажа.
9. Шкала кренов.
10. Вертикальная директорная стрелка.
11. Кремальера центровки статора сельсина тангажа.
12. Указатель скольжения.

## 8.10. Эксплуатация радиосвязного оборудования.

8.10.1. На самолете установлен бортовой комплекс средств радиосвязи К-ДлАЭ, предназначенный для обеспечения телефонной радиосвязи в диапазонах МВ-ДМВ и КВ и телекодовой автоматической радиосвязи между самолётами в МВ-ДМВ диапазоне.

Комплекс К-ДлАЭ обеспечивает:
а) в телефонных режимах радиосвязи:
- телефонную радиосвязь с наземными пунктами управления и самолётами в диапазонах 100-150 МГц, 220-400 МГц в зоне прямой видимости на удалении 350 км борт-земля;
- телефонную радиосвязь с наземными пунктами управления и самолетами в диапазоне 2-18 МГц до удаления 1500 км;
- одновременное прослушивание сигналов, поступающих с приемников МВ-ДМВ и КВ радиостанций;
- передачу информации через одну из радиостанций с одновременным прослушиванием сигналов с приемника другой радиостанции;
- прослушивание сигналов, поступающих на аварийной частоте диапазона МВ-ДМВ;
- автоматическую передачу на наземный пункт в диапазонах МВ-ДМВ следующих сигналов аварийной ситуации:
  1. «Отказ двух гидросистем. При отсутствии давления создай условия для покидания» (2 раза);
  2. «Пожар левого двигателя» (2 раза);
  3. «Пожар правого двигателя» (2 раза);
  4. «Отказ СДУ. Проверь сигнализацию отказа управления»;
  5. «Предельный угол атаки, предельная перегрузка».

б) в телекодовых режимах радиосвязи:
- автоматический обмен навигационной информацией между самолетами;
- автоматизированный обмен информацией целеуказаний между вычислительными средствами СУВ самолетов командиров групп и ведомыми, а также между самолетами командира объединенной группы и командирами групп.

8.10.2. Состав комплекса.
В состав комплекса К-ДлАЭ входят:
- радиостанция МВ-ДМВ диапазона Р800Л1;
- радиостанция МВ-ДМВ диапазона Р800Л2;
- радиостанция КВ диапазона Р-864ЛЕ;
- специализированный цифровой выключатель «Символ»;
- унифицированная аппаратура телекодовой связи Р-098;
- аппаратура внутренней связи и коммутации П515-2М;
- блок управления и контроля Б27А2-ДлА;
- блок питания Б21-ДлА;
- объединенный пульт управления (блок Б7А-ДлАЭ).

8.10.3. Управление и контроль комплекса связи К-ДлАЭ.
Управление телефонными режимами комплекса К-ДлАЭ осуществляется с помощью объединенного пульта управления (ОПУ) и кнопки РАЦИЯ. ОПУ расположен на левом пульте кабины. Кнопка РАЦИЯ расположена на РУД.

На ОПУ расположены следующие органы управления и индикации:

а) в секторе УКВ:

- **переключатель и цифровой индикатор КАНАЛ** выбора каналов радиостанции МВ-ДМВ диапазона;
- **выключатель ПШ** для включения и выключения подавителя шумов радиостанции МВ-ДМВ диапазона;
- **регулятор ГРОМК**, для регулировки уровня громкости сигналов, принимаемых МВ-ДМВ радиостанцией;

б) в секторе КВ:

- **переключатель и цифровой индикатор КАНАЛ**, для выбора каналов КВ радиостанции;
- **регулятор ГРОМК** для регулировки громкости сигналов, принимаемых КВ радиостанцией;
- **переключатель ПШ** для установки уровня подавления шумов радиостанции КВ диапазона;
- **переключатель КВ-УКВ** для выбора радиостанции, через которую будет осуществляться передача сообщений в телефонном режиме.

Кроме того, на ОПУ расположены:

- **выключатель АВАР ПРМ**, для отключения прослушивания сигналов аварийного приемника;
- **выключатель РЕЗ. РС**, для использования телекодовой радиостанции Р800Л2 при отказе радиостанции Р800Л1;
- **выключатель РЕЗ. СПУ** предназначен для подключения авиагарнитуры летчика непосредственно к радиостанции Р-800Л1 при отказе блока МН-72;
- **выключатель АРК, РСБН** для подключения на прослушивание позывных сигналов ПРС или радиомаяков РСБН.

Регулировка яркости подсвета ОПУ производится автоматически в зависимости от освещения кабины.

Управление телекодовыми режимами осуществляется вычислителем комплекса в зависимости от места самолета в боевом порядке и режима обмена телекодовой информацией.

Переключатель режимов работы ОТКЛ-ГД-ПАРА1-ПАРА2 и переключатель ВЕДОМ-ВВДУЩ-КП расположены на правом пульте кабины и имеют следующие положения:

- положение ОТКЛ – аппаратура телекодовой связи подключения к МВ-ДМВ радиоканалу и готова к приему информации;
- положение ГД – обеспечивается обмен навигационной информацией и информацией целеуказаний между самолетами;
- положение ПАРА1, ПАРА2 – обеспечивается обмен навигационной информацией и информацией целеуказаний между самолетами при изменении боевого порядка с группы на пары.

Переключатель ВЕДОМ-ВЕДУЩ-КП служит для установки признака «Кто я?» при организации телекодового обмена в группе между ведущим самолетом, ведомым и командиром боевого порядка.

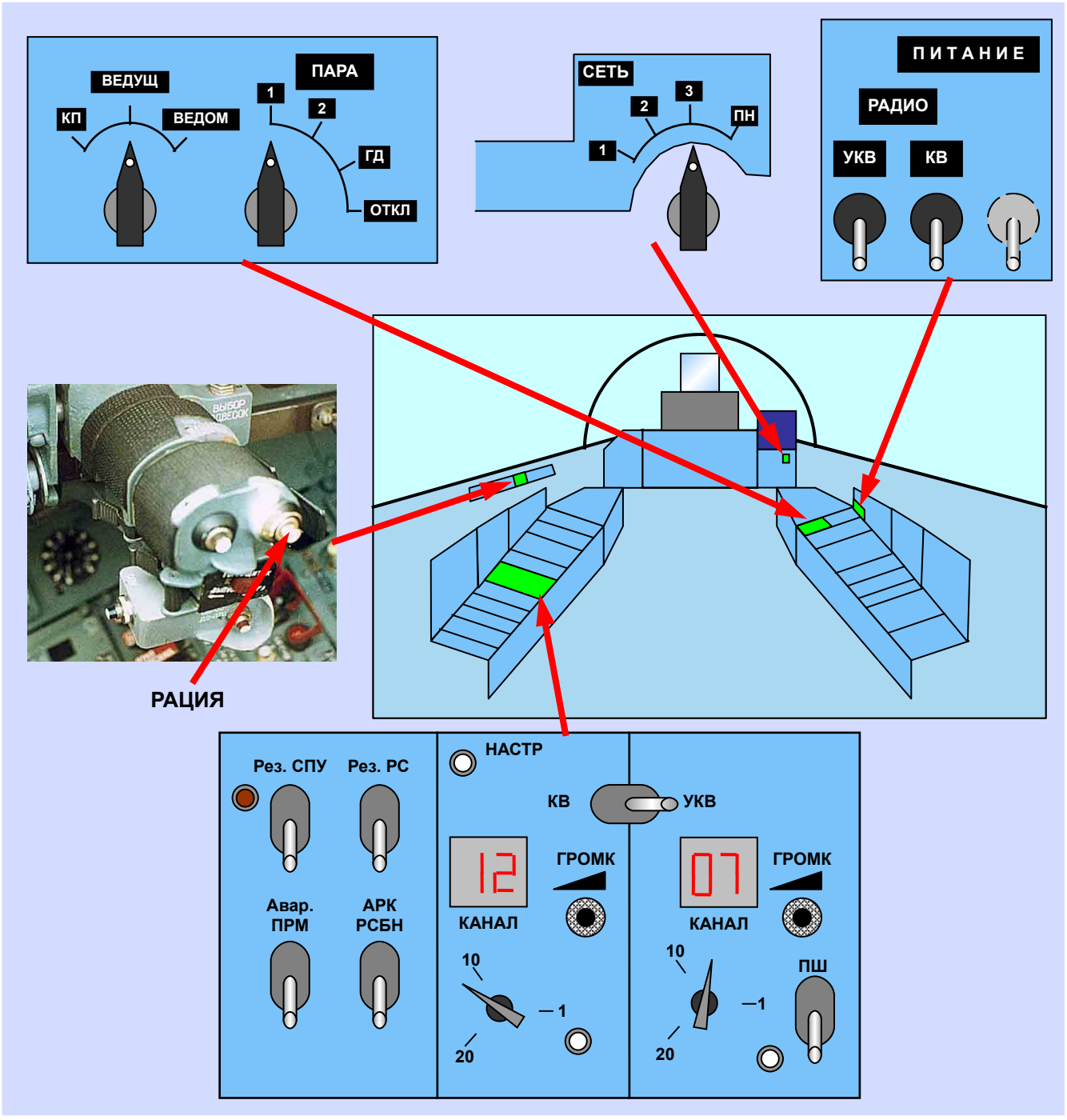
Переключатель СЕТЬ-1-2-3-ПН расположен на правой панели доски приборов и служит для переключения частот радиостанции Р800Л2, на которых ведется обмен в группе и с КП.

В положении ПН выход радиостанции Р800Л2 подключается к аппаратуре наведения 11Г6 и ее перестройка осуществляется по данным, задаваемым от аппаратуры 11Г6.

Включение аппаратуры комплекса К-ДлАЭ производится выключателями РАДИО УКВ и КВ, расположенными на щитке питания.

Выключатель УКВ включает оборудование комплекса, обеспечивающего телефонную радиосвязь в МВ-ДМВ диапазонах.

Выключатель КВ включает оборудование комплекса, обеспечивающего телефонную радиосвязь в диапазоне КВ и телекодовую связь в диапазоне УКВ.




Органы управления и контроля комплекса К-ДлАЭ.

8.10.4. Действия летчика при ведении связи с наземным обслуживающим персоналом.

Связь с наземным обслуживающим персоналом обеспечивается при подключении абонентского аппарата техника АБ-20 к разъему НПУ. Связь с обслуживающим персоналом из кабины ведется без нажатия кнопки РАЦИЯ. Переговоры летчика по радиоканалам обслуживающим персоналом не прослушиваются.

8.10.5. Ведение телефонной радиосвязи в диапазонах МВ-ДМВ. Для ведения

телефонной радиосвязи на объединенном пульте управления необходимо установить:

- рабочий канал в секторе УКВ;
- регулятор громкости в среднее положение. При введении связи уровень громкости отрегулировать в зависимости от индивидуальных особенностей летчика;
- переключатель АРК, РСБН, РЕЗ РС и РЕЗ СПУ в нижнее положение;
- переключатель ПШ в положение ПШ;
- переключатель АВАР ПРМ в положение АВАР ПРМ;
- переключатель КВ-УКВ в положение УКВ при необходимости выхода на передачу на канале, установленном в секторе УКВ.

При необходимости прослушивания радионавигационных сигналов включить переключатель АРК, РСБН. Для передачи информации корреспонденту нажать кнопку РАЦИЯ на РУД.

При ведении радиосвязи на больших удалениях, а также в условиях выполнения боевых задач, подавитель шумов отключить, для чего переключатель ПШ установить в нижнее положение.

Допускается отключение аварийного приемника (перевод выключателя АВАР ПРМ в нижнее положение) при наличии помех на аварийной частоте.

При ведении связи с корреспондентом на удалениях более 200 км при направлении на корреспондента около 60° возможно ухудшение слышимости за счет затенения антенны радиостанции вторым килем самолета. В этом случае на время ведения радиотелефонного обмена включить выключатель РЕЗ РС на ОПУ и переключатель режимов работы ОТКЛ-ГД-ПАРА1-ПАРА2 на переднем щитке правого пульта поставить в положение ОТКЛ, при этом телекодовый обмен в группе прекращается.

### 8.10.6. Ведение телефонной радиосвязи в КВ диапазоне.

Для ведения телефонной радиосвязи в КВ диапазоне на объединенном пульте управления необходимо установить:

- в секторе КВ рабочий канал;
- регулятор громкости в среднее положение. При ведении радиосвязи отрегулировать уровень громкости в зависимости от индивидуальных особенностей летчика;
- переключатель ПШ в секторе КВ в крайнее правое положение.

В процессе полета, в связи с изменением уровня помех в радиоканалах КВ диапазона, периодически проверять регулировку подавителя шумов радиостанции КВ диапазона.

Для регулировки подавителя шумов переключатель ПШ в секторе КВ установить в крайнее правое положение, при этом шумы радиоканала исчезнут. Время срабатывания подавителя шумов до 10-ти секунд.

После подавления шумов вращать переключатель ПШ влево до появления шумов, после чего вернуть переключатель ПШ на одно положение вправо. В этом случае устанавливается максимальная чувствительность КВ радиостанции при существующих в радиоканале помехах.

В процессе полета возможно кратковременное открытие подавителя шумов за счет воздействия импульсной помехи.

Для передачи сообщения переключить переключатель КВ-УКВ в положение КВ и нажать кнопку РАЦИЯ на РУД. После окончания передачи подавитель шумов радиостанции отключается и в течение 10-ти секунд подавление шумов восстанавливается, при этом в телефонах летчика слышны постепенно затихающие шумы эфира.

В полете за счет изменения условий распространения радиоволн или неоптимально выбранных на полет радиочастот, при радиотелефонном обмене с наземным пунктом управления могут возникнуть ситуации, когда сигнал корреспондента подавляется подавителем шумов вместе с шумами. В этом случае выключить подавитель шумов и доложить

на КП о плохой слышимости и необходимости изменить канал радиосвязи. Изменение канала радиосвязи проводить по командам с КП. Проверку радиосвязи после изменения канала выполнять сначала с отключенным подавителем шумов, затем с отрегулированным уровнем ПШ.

В случае отсутствия связи при изменении радиоканала передать в эфир сообщение о плохой слышимости и перейти на предыдущий канал радиосвязи.

### 8.10.7. **Отказы комплекса К-ДлАЭ и действия летчика.**

Работа комплекса контролируется системой встроенного контроля, которая выдает на УСТ системы «Экран» сигналы отказов и необходимых действий летчика.

**1. Отказ телекодовой УКВ радиостанции.**

Признак:

На УСТ высвечивается РС ТЕЛЕКОД, прекращается обмен в режиме групповых действий, на ИТО пропадают признаки собственного строя самолетов.

Действия:

Доложить командиру о прекращении телекодового обмена. При отказе у командира – он должен назначить самолет, летчик которого будет руководить групповыми действиями. Переключатель режимов работы поставить в положение ОТКЛ.

**2. Отказ аппаратуры обработки телекодовой информации.**

Признак:

На УСТ высвечивается сигнал ТЕЛЕКОД.

Действия:

Аналогичны изложенным в пункте 1.

**3. Отказ коротковолновой радиостанции**.

Признак:

На УСТ высвечивается сигнал КВ, не обеспечивается связь с КП в диапазоне КВ.

Действия:

Включить КВ радиостанцию на передачу и проверить наличие самопрослушивания.

Отключить подавитель шумов, проверить наличие шумов в телефонах.

При наличии шумов и самопрослушивания телефонная связь с КП обеспечивается – отказ системы контроля.

**4. Отказ объединенного пульта управления.**

Признак:

На УСТ высвечивается сигнал ТЛФ.

Действия:

Проверить управление аппаратурой комплекса связи с пульта управления во всех режимах.

Пользоваться режимом, работоспособность которого обеспечивается.

**5. Отказ аппаратуры внутренней связи и коммутации.**

Признак: на УСТ высвечивается сигнал ТЛФ.

Действия:

- проверить наличие самопрослушивания при работе на КВ и УКВ радиостанциях. Пользоваться каналом, на котором обеспечивается самопрослушивание. При этом если связь отсутствует, для обеспечения связи необходимо включить выключатель РЕЗ СПУ объединенного пульта управления;
- осуществить радиосвязь с руководителем полетов с помощью кнопки РАЦИЯ.

**6. Отказ блока управления и контроля.**

Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал СВЯЗЬ;
- при переключении канала связи, частота канала не изменяется, телекодовый обмен прекращается, индикация собственного строя самолетов при групповых действиях на ИПВ пропадает.

Действия:

Проверить связь в УКВ и КВ диапазонах. Если связь отсутствует, использовать для связи аппаратуру 11Г6. В случае если связь с руководителем полетов не восстановилась необходимо:

- прекратить выполнение задания и следовать на посадку, продолжая радиопередачу в местах, предусмотренных схемой полета в УКВ и КВ диапазонах;
- включить выключатель БЕДСТВИЕ ответчика и периодически обозначать себя нажатием кнопки ЗНАК ответчика, переключатель рода работы которого должен быть установлен в положение П-35;
- доложить руководителю полетов о переходе на прием через АРК;
- включить выключатель АРК-РСБН на ОПУ;
- на пульте управления ПНК нажать кнопку-лампу АРК;
- переключатель КОМ-АНТ на пульте АРК установить на АНТ;
- выбор режима КОМ-АНТ осуществлять по обстановке.

**7. Отказ УКВ радиостанции.**

Признак: при переводе переключателя КВ-УКВ в положение УКВ и нажатии кнопки РАЦИЯ на РУД нет самопрослушивания.

Действия:

Включить выключатель РЕЗ.РС и переключатель режимов работы ОТКЛ-ГД-ПАРА1-ПАРА2 поставить в положение ОТКЛ.

## 8.11. Эксплуатация систем «Экран» и «Алмаз-УП».

8.11.1. Обобщенная система встроенного контроля и предупреждения летчика «Экран» предназначена для регистрации отказов бортовых систем и агрегатов и выдачи информации об отказах на универсальное сигнальное табло (УСТ) с одновременным миганием кнопки-табло СМ ТАБЛО, расположенной на левой стороне приборной доски.

8.11.2. Система «Экран» обеспечивает сбор, логическую обработку, индикацию и

регистрацию сигналов отказа, вырабатываемых встроенными средствами контроля (ВСК) и датчиками бортовых систем и агрегатов в режимах:

- полетный контроль (ПК) – действует с момента нажатия кнопки ЗАПУСК, любого из двигателей или кнопки ИНДИКАЦИЯ УСТ;
- документирование (ДК);
- самоконтроль (СК);
- наземный контроль (НК);
- индикация (И).

В режиме ПК непрерывно производится логическая обработка сигналов отказа в соответствии с порядком их важности (приоритета). Сигнал об отказе с датчика или ВСК бортовых систем поступает в блок логики и управления 1Э-02МЭ, где преобразуется в смысловую информацию о характере отказа и подается на УСТ. Одновременно срабатывает кнопка-табло СМ ТАБЛО и в шлемофон летчика поступает речевая информация «Смотри табло» в случае, если поступивший отказ отсутствует в перечне речевых команд. Если же появившемуся отказу соответствует речевое сообщение, то оно поступает в шлемофон летчика одновременно с появлением отказа.

8.11.3. При наличии двух и более отказов информация об отказе поступает на УСТ в порядке приоритета, при этом на УСТ высвечивается сигнал ОЧЕРЕДЬ. Просмотр следующей информации осуществляется нажатием кнопки-табло СМ ТАБЛО. Первым нажатием гасится сигнал СМ ТАБЛО. При каждом последующем нажатии на кнопку-табло на УСТ происходит смена информации, что свидетельствует о последовательном переводе информации об отказах в запоминающее устройство. После просмотра всей информации об отказах сигнал ОЧЕРЕДЬ гаснет и высвечивается сигнал ПАМЯТЬ.

При запуске двигателей до выхода на малый газ кнопку-табло не нажимать во избежание ослабления внимания летчика (устойчивые сигналы на УСТ появляются после выхода одного из двигателей на малый газ).

8.11.4. Если при наличии информации на УСТ появляется информация об отказе высшего приоритета, то происходит смена информации с одновременным миганием кнопки-табло СМ.ТАБЛО, а первая информация переводится в очередь, при этом на УСТ высвечивается сигнал ОЧЕРЕДЬ.

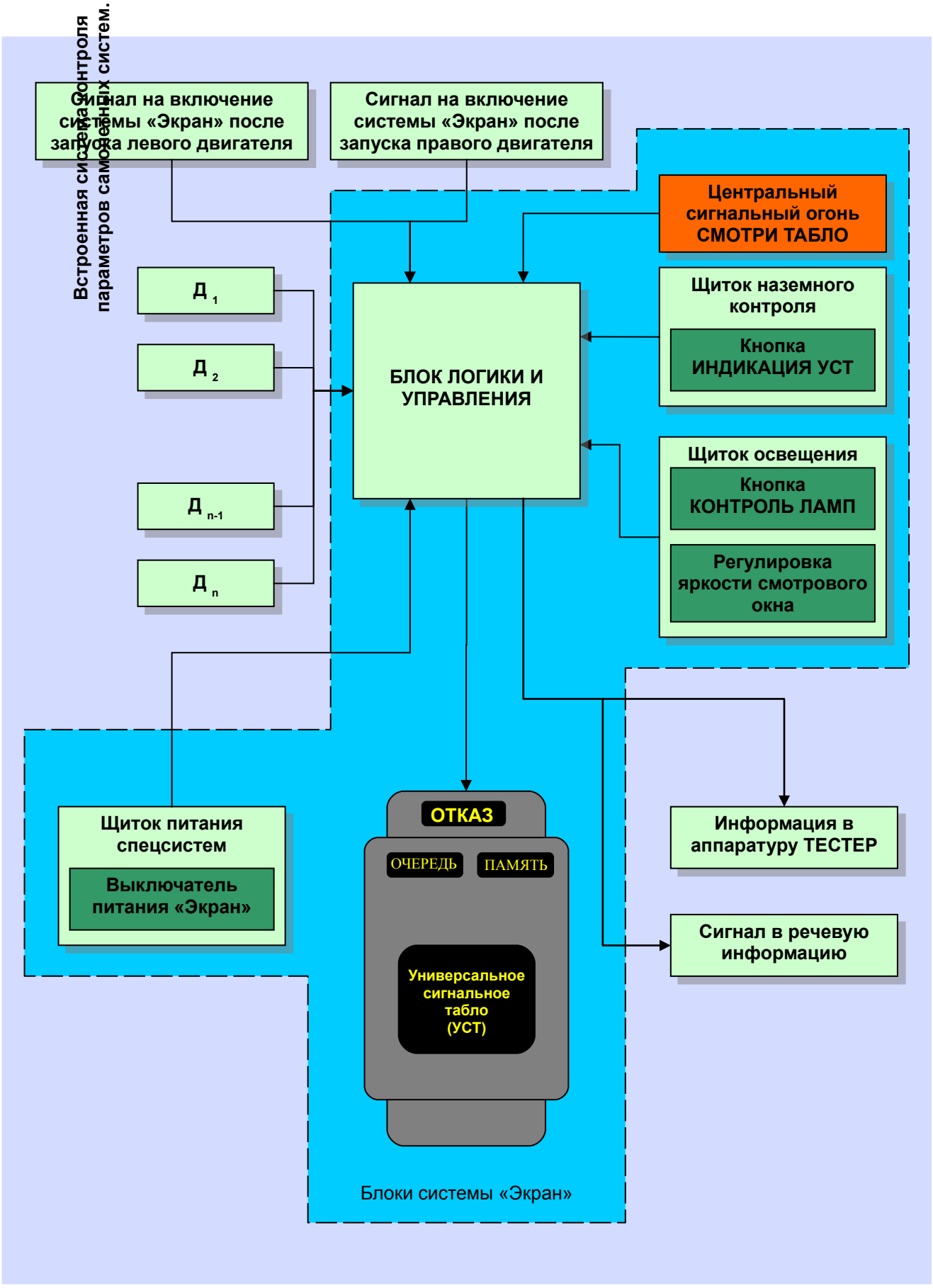
8.11.5. Если поступившая информация об отказе имеет низший приоритет, то смена информации не происходит, но при этом на УСТ высвечивается сигнал ОЧЕРЕДЬ и мигает кнопка-табло СМ. ТАБЛО.

Если при наличии очереди появилась информация об отказе с низшим приоритетом, чем у находящейся на табло УСТ, но с более высоким, чем у информации, находящейся на очереди, то загорается и мигает кнопка-табло СМ ТАБЛО, что свидетельствует о появлении нового отказа.

После устранения всех имевшихся отказов информация с УСТ исчезает.

8.11.6. Если наблюдается нарушение работоспособности изделия «Экран» в полете, проявляющееся высвечиванием сигнала ОТКАЗ на лицевой панели УСТ или наличием неизменяющейся информации при нажатии кнопки-табло СМ ТАБЛО, то дальнейшая работа его может быть восстановлена отключением и повторным включением выключателя питания «Экран».

При невосстановлении работоспособности изделия «Экран» отключить его выключателем питания и руководствоваться только речевой информацией.




Функциональная схема системы «Экран».

| № пп | Наименование сигналов | Текст кадра при индикации | Приоритет |
|---|---|---|---|
| 1 | Отказ КРД лев. | Регулят. лев. | 1 |
| 2 | Отказ КРД прав. | Регулят. прав. | 2 |
| 3 | Превышение температуры газов или отказ канала регулирования температуры газов левого двигателя. | Перегрев. лев. дв. | 3 |
| 4 | Превышение температуры газов или отказ канала регулирования температуры газов правого двигателя. | Перегрев. прав. дв. | 4 |
| 5 | Сигнал несрабатывания КПП левого двигателя. | Сброс обороты лев. | 5 |
| 6 | Сигнал несрабатывания КПП правого двигателя. | Сброс обороты прав. | 6 |
| 7 | Суммарный сигнал «Сброс обороты лев. двигателя». | Сброс обороты лев. | 5 |
| 8 | Суммарный сигнал «Сброс обороты прав. двигателя». | Сброс обороты прав. | 6 |
| 9 | Стружка в масле левого двигателя. | Сброс обороты лев. | 5 |
| 10 | Стружка в масле правого двигателя. | Сброс обороты прав. | 6 |
| 11 | Невключение охлаждения левого двигателя. | Обороты лев. ниже 90 | 7 |
| 12 | Невключение охлаждения правого двигателя. | Обороты прав. ниже 90 | 8 |
| 13 | Гидросистема на управлении | Гидро на управл. | 9 |
| 14 | Отказ одно гидросистемы | Одна гидро | 10 |
| 15 | Отказ автоматики левого воздухозаборника. | Автомат. возд. заб. лев. | 11 |
| 16 | Отказ автоматики правого воздухозаборника. | Автомат. возд. заб. прав. | 12 |
| 17 | Минимальное давление топлива перед двигателями. | Нет подкачки | 13 |
| 18 | Отказ двух генераторов переменного тока. | Два генер. перем. | 14 |
| 19 | Отказ трех выпрямителей. | Три выпрям. | 15 |
| 20 | Отказ двух выпрямителей. | Два выпрям. | 16 |
| 21 | Аварийный запас топлива | Остаток 600 | 17 |
| 22 | Левый воздухозаборник на резерве. | Возд. заб. лев. на резерве | 18 |
| 23 | Правый воздухозаборник на резерве. | Возд. заб. прав. на резерве | 19 |
| 24 | Воздухозаборник закрыт. | Сетка возд. заб. закрыта | 20 |
| 25 | Перегрев топлива левого двигателя. | Перегрев топлива лев. | 21 |
| 26 | Перегрев топлива правого двигателя. | Перегрев топлива прав. | 22 |
| 27 | Отказ ИКВ резерва. | ИКВ резерв. | 23 |
| 28 | Отказ обогрева ДАУ. | Обогрев ДАУ | 24 |
| 29 | Отказ демпфера курса. | Демпфер курса | 25 |
| 30 | Отказ двух подканалов СДУ. | Два канала СДУ | 26 |
| 31 | Отказ резервного управления бокового канала | Резерв. бок. канала | 27 |
| 32 | Отказ автомата Кш. | Автомат Кш | 28 |
| 33 | Отказ демпфера крена. | Демпфер крена | 29 |
| 34 | Отказ СВС. | СВС | 30 |
| 35 | Нарушен режим СДУ. | Перекл. режим СДУ | 31 |

| № пп | Наименование сигналов | Текст кадра при индикации | Приоритет |
|---|---|---|---|
| 36 | Отказ вычислителя ограничения α и Пу. | ОПР | 32 |
| 37 | Отказ канала управления продольн. отклонен. флаперонов. | Автомат флаперон | 33 |
| 38 | Отказ системы кондиционирования | Отключи кондиц. РЭО | 34 |
| 39 | Отказ привода левого двигателя. | Отключи привод лев. генератора | 35 |
| 40 | Отказ привода правого двигателя. | Отключи привод прав. генератора | 36 |
| 41 | Отказ СОС. | Следи α-атаки перегрев. скор. МАХ | 38 |
| 42 | Отказ канала управления носками крыла. | Автомат носков | 39 |
| 43 | Отказ канала дифференциального управления стабилизатором. | Дифф. управлен. | 40 |
| 44 | Б27 | Связь | 41 |
| 45 | ОПУ | ТЛФ | 42 |
| 46 | Р-098 | Телекод | 43 |
| 47 | СЦВ | Телекод | 43 |
| 48 | КВ | КВ | 44 |
| 49 | Лунь-ТЛК. | РС телекод | 45 |
| 50 | Отказ 6202Р-1. | СРО ОТВЕТЧИК | 46 |
| 51 | Команда «Включи запасной код». | Включи ответчик | 47 |
| 52 | Обледенение воздухозаборника. | Обледенен. воздзаб. | 48 |
| 53 | Отказ основной ИКВ. | ИКВ основн. | 50 |
| 54 | Отказ левого генератора переменного тока. | Генер. перем. лев. | 51 |
| 55 | Отказ правого генератора переменного тока. | Генер. перем. прав. | 52 |
| 56 | Отказ 6231Р-9. | СРЗ запросчик | 53 |
| 57 | Отказ навигации. | Навиг. | 54 |
| 58 | Исправность САУ. | САУ | 55 |
| 59 | Включи демпфер курса, крена. | Включи демпфер курса, крена. | 56 |
| 60 | Положение фонаря. | Запри фонарь. | 57 |
| 61 | П515 (БЦК). | ТЛФ | 58 |
| 62 | Отказ резервной навигации. | Счисление идет от СВС. | 59 |
| 63 | Отказ ПМЭ2. | СУО работа ВПУ. | 61 |
| 64 | Сигнал исправности одного выпрямителя. | Один. выпрям. | 63 |

8.11.7. Аппаратура «Алмаз-УП».

Аппаратура «Алмаз-УП» предназначена для речевого оповещения летчика об аварийных ситуациях и предельных режимах в полете.

Аппаратура «Алмаз-УП» готова к работе после перехода систем самолета на электропитание от самолетных генераторов.

Аппаратура прекращает выдачу речевой информации после касания земли передней стойкой шасси при посадке.

Речевая информация выдается летчику при наличии аварийного или предупреждающего сигнала. При высвечивании на УСТ предупреждающих сигналов в телефоны летчика поступает аналогичная информация, а затем команда «Смотри табло».

При высвечивании на УСТ аварийных сигналов выдается соответствующая речевая информация.

Речевые команды летчику поступают в соответствии с приоритетом.

Если воспроизведение речевой информации мешает прослушиванию сигналов наземных станций, необходимо после начала воспроизведения кратковременно нажать кнопку РАЦИЯ на РУД.

При нажатой кнопке РАЦИЯ информация в телефон подаваться не будет. Необходимо пользоваться информацией на УСТ.

Питание аппаратуры «Алмаз-УП» осуществляется включением выключателей РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ № 2 на щитке распределительных устройств.

Для контроля работоспособности аппаратуры необходимо нажать кнопку РИ, расположенную на щитке наземного контроля. При этом в телефон поступает речевое сообщение: «Аппаратура речевой информации исправна».

## 8.12. Эксплуатация системы Нарцисс-М.

8.12.1. Система единой индикации СЕИ-31-10 (Нарцисс) предназначена для индикации обзорной, прицельной, тактической и пилотажно-навигационной информации в виде изображения комплекса параметров по режимам полета на экранах двух индикаторов:

- индикатора на лобовом стекле ИЛС-31, обеспечивающего при помощи коллиматорной оптической системы проецирование изображения в бесконечность и возможность его наблюдения летчиком на полупрозрачном зеркале на фоне внекабинного пространства;
- индикатора прямой видимости (ИПВ) с монохромным (зелёным) свечением экрана.

8.12.2. Система Нарцисс индицирует информацию, поступающую от системы управления вооружением К-ДлАЭ, пилотажно-навигационного комплекса и бортовой аппаратуры приёма команд наведения и активного ответа.

8.12.3. Индикатор на лобовом стекле ИЛС расположен над приборной доской и предназначен для индикации электронным методом в зеленом цвете пилотажно-навигационной и обзорно-прицельной информации.

8.12.4. Электронный индикатор прямой видимости (ИПВ) расположен в правой средней части приборной доски и предназначен для индикации лётчику тактической информации.

8.12.5. На индикаторе ИЛС расположены:

- **кнопка ТЕСТ** для проведения тест-контроля системы;
- **переключатель ДЕНЬ-НОЧЬ-СЕТКА**, предназначенный для уменьшения яркости изображения на индикаторе в зависимости от уровня внешней освещенности (ДЕНЬ-НОЧЬ) и для высвечивания на экране индикатора неподвижной визирной сетки для прицеливания по визуально-видимой цели в режиме КОЛЛИМАТОР (при выходе из строя ИЛС);
- **ручка регулировки яркости**, предназначенная для ручной регулировки яркости электронного изображения на экране ИЛС.

8.12.6. На индикаторе ИПВ расположены:

- **переключатель ТАКТ-ДУБЛ** – для перевода информации с ИЛС на ИПВ в случае отказа ИЛС. В положении переключателя ТАКТ на ИПВ индицируется тактическая информация;
- **переключатель МЕТКА-ТРАССА**. В положении МЕТКА индицируется метка цели, а в положении ТРАССА индицируется метка цели с индикацией

предыдущей траектории. Яркость трассы при этом меньше яркости цели;
- **ручка ЯРК** – для ручной регулировки яркости электронного изображения на экране ИПВ.

8.12.7. Информация, отображаемая на индикаторах ИЛС и ИПВ, распределяется по следующим основным режимам полета:
- взлет – ВЗЛ;
- маршрут – МАРШ;
- маловысотный полет – МВП;
- наведение – КН, БН, БП;
- ОБЗОР;
- ближний бой;
- атака с применением управляемых ракет;
- атака с применением стрелково-пушечного вооружения;
- атака наземных целей;
- коллиматор;
- посадка - ПОС.

Для высвечивания пилотажно-навигационных информации служит переключатель режимов ВЗЛ-МАРШ-ПОС-Нрв на левом пульте.

Включение системы «Нарцисс» осуществляется выключателем ИНДИКАЦ на щитке питания.

## 8.13. Эксплуатация самолётного ответчика А-511.

8.13.1. Самолётный ответчик А-511 предназначен для решения задач управления воздушным движением (УВД) на трассах и в зоне аэродрома, а также для автоматической передачи наземным радиолокаторам (по их запросу) информации о номере самолёта, высоте полета и остатке топлива. Ответчик работает с наземными РЛС систем посадки, обнаружения и наведения. Дальность действия ответчика определяется типом наземной РЛС.

Ответчик А-511 имеет шесть режимов работы: ГОТОВ, РСП, УВД, УВД-М, П-35, БАН.

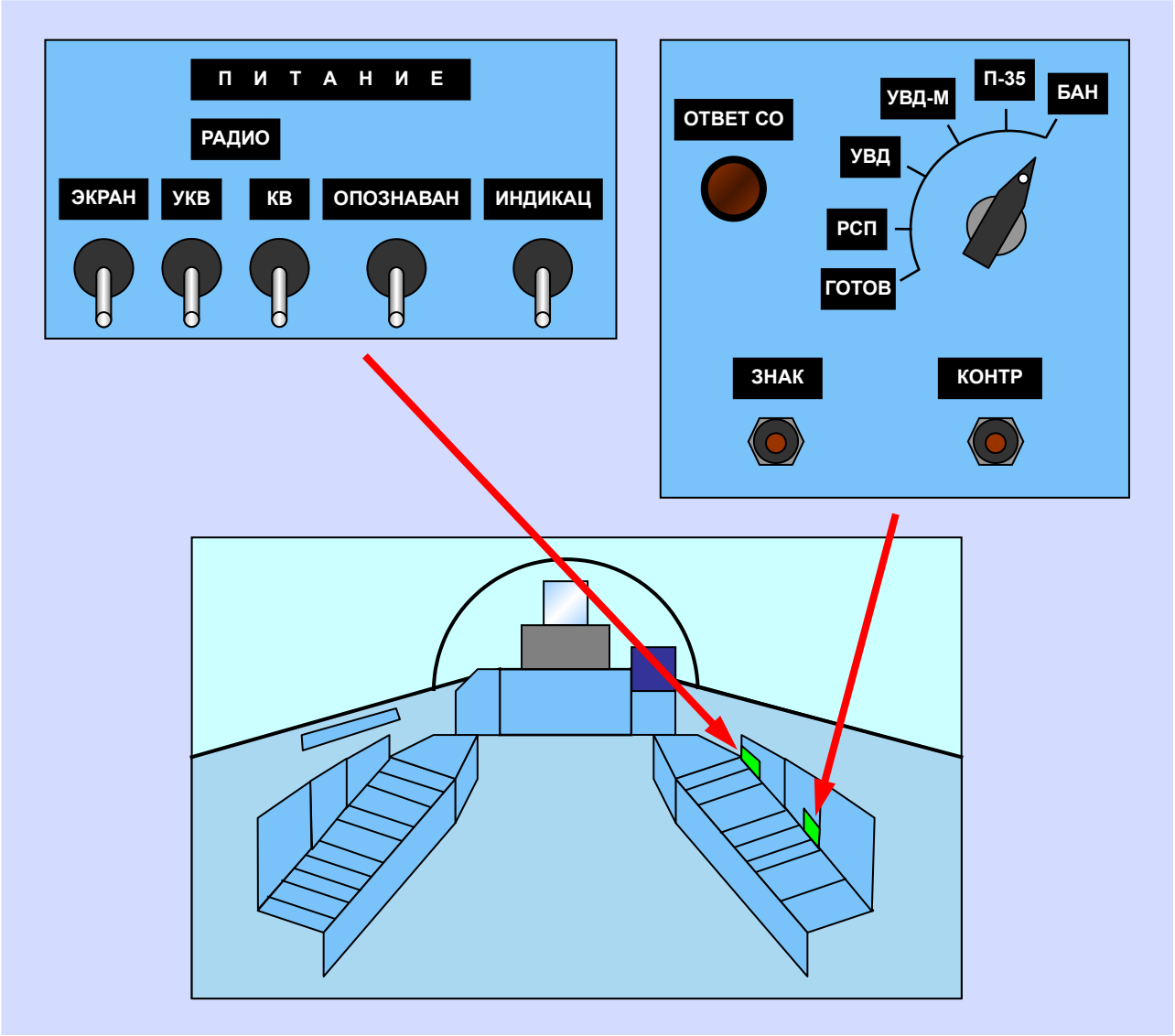
8.13.2. Режим ГОТОВ предназначен для обеспечения скрытности самолета при ведении боевых действий. В этом режиме ответчик включен и готов к работе, но ответные сигналы не передаются.

8.13.3. Режим РСП предназначен для работы с наземными РЛС. В этом режиме ответчик принимает сигналы диспетчерских и посадочных радиолокаторов и излучает в зависимости от запросного кода ответные сигналы, содержащие координатные и информационные коды.

Дальность действия ответчика А-511 в режиме РСП (ДРЛ) при работе с РЛС типа Е-533 на высоте 10000 м при полете от РЛС – 160 км, при полете на РЛС – 30 км.

8.13.4. В режиме УВД ответчик принимает запросные сигналы и излучает ответные, содержащие в зависимости от кода запроса информацию о номере самолета, высоте полета и остатке топлива.

Режим УВД-М полностью соответствует режиму УВД, только запрос осуществляется на международных частотах запроса и ответа.




Органы управления и контроля системы А-511.

8.13.5. Режим П-35 предназначен для работы с обзорными РЛС типа П-35. В этом режиме ответчик излучает ответные сигналы, содержащие только координатный код.

8.13.6. Режим БАН предназначен для работы с бортовой аппаратурой приема команд наведения и самолетным радиолокационным ответчиком для выдачи информации индивидуального опознавания, высоты полета и остатка топлива.

8.13.7. Выбор режима работы А-511 производится согласно заданию на полет. Передача сигнала индивидуального опознавания осуществляется нажатием кнопки ЗНАК, а проверка работоспособности – кнопки КОНТР. Загорание лампы ОТВЕТ СО свидетельствует об исправности ответчика. Все органы управления А-511 расположены на щитке на правом борту кабины, а питание включается выключателем ОПОЗНАВАН на щитке питания.

8.13.8. При отказе ответчика (отсутствует загорание лампы ОТВЕТ СО на правом борту кабины) – доложить руководителю полетов.

## 8.14. Эксплуатация радиолокационного ответчика (изделие 6202Р-1) и запросчика (изделие 6231Р-9).

8.14.1. Самолётный ответчик 6202Р-1 предназначен для приема и декодирования запросных сигналов, их кодирование и излучение ответных сигналов. Ответчик участвует в выполнении следующих задач:

- общего опознавания воздушных объектов по принципу СВОЙ-ЧУЖОЙ;
- индивидуального опознавания воздушных объектов;
- выдачи аварийных сигналов ТРЕВОГА и БЕДСТВИЕ.

Ответчик комплексируется с аппаратурой 11Г6 и А-511 и обеспечивает выдачу наземным РЛС информации о номере самолёта, высоте полета и запасе топлива.

В ответчике предусмотрен автоматический контроль работоспособности ответчика в полете с выдачей на УСТ сигнала СРО ОТВЕТЧИК в случае его отказа.

8.14.2. Включение ответчика производится выключателем ОПОЗНАВАН на щитке питания.

На блоке 480-1 установлены:

- выключатель БЕДСТВ;
- переключатель ЗАПАСН-РАБ;
- переключатель 1-2.

(Кнопка СТИРАН, переключатель АВТ-КД-±15-КП, сигнальные лампы КД и КП не используются).

8.14.3. Ответчик работает автоматически, за исключением смен кода опознавания с рабочего на запасной (производится вручную согласно расписанию).

8.14.4. Переход на запасной код может быть осуществлен также по команде с земли в другое время.

8.14.5. При отказе ответчика (на УСТ горит сигнал СРО ОТВЕТЧИК) доложить руководителю полётов и действовать в соответствии с его указаниями.

8.14.6. Выключатель БЕДСТВ лётчик использует в аварийной ситуации (в особых случаях полёта).

8.14.7. Самолётный радиолокационный запросчик 6231Р-9 предназначен для работы в общевойсковой системе радиолокационного опознавания и предназначен для совместного с РЛПК определения государственной принадлежности самолётов.

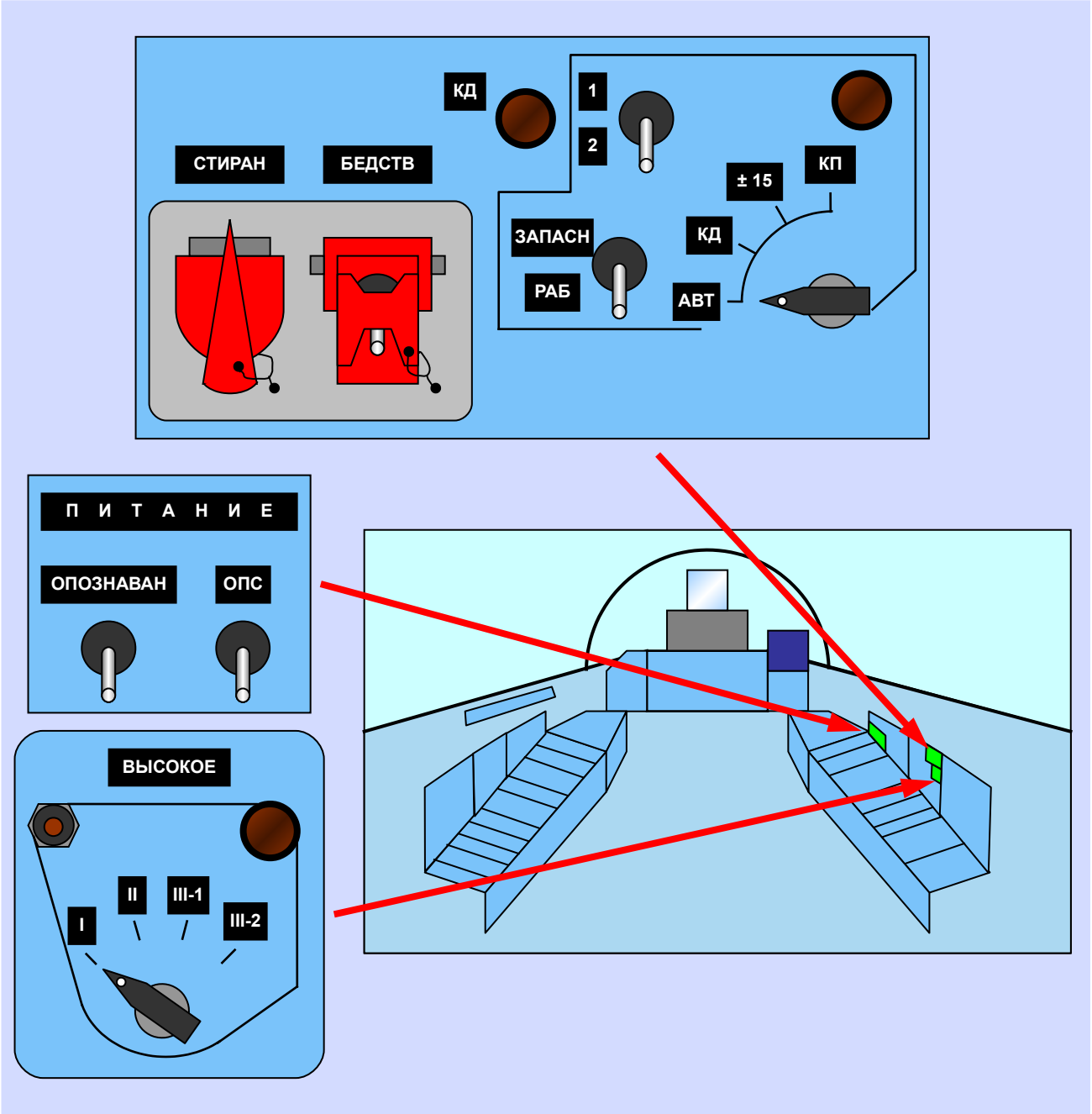
8.14.8. Включение запросчика производится переключателем ОПС на щитке питания. К органам управления запросчиком относятся:

- переключатель I-II-$III_1$-$III_2$ (положение II – не используется);
- кнопка ВЫСОКОЕ.
- лампа ВЫСОКОЕ – для индикации исправности изделия при его работе.

8.14.9. Запросчик работает автоматически, за исключением смены общего (I) режима на индивидуальный $III_1$ и $III_2$, переключаемых вручную.

8.14.10. При опознавании цели на ИЛС над меткой цели появляется метка опознавания. В режимах $III_1$ и $III_2$ метка опознавания увеличенного размера по вертикали.

8.14.11. При отказе запросчика (не горит лампа ВЫСОКОЕ на пульте 5812), доложить руководителю полетов и действовать в соответствии с его указаниями.



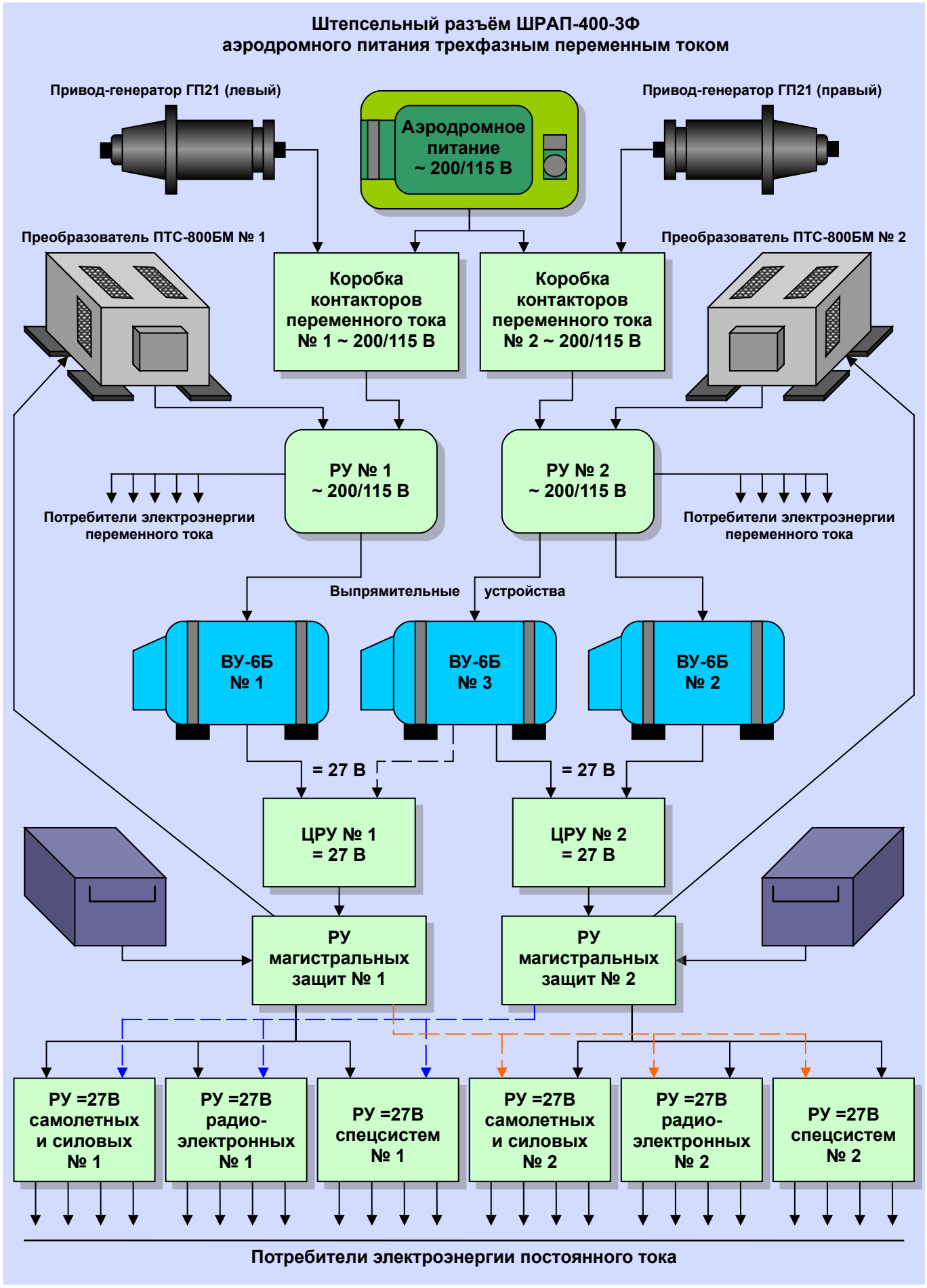

Органы управления и контроля системы опознавания.

8.14.12. Перед посадкой в самолёт лётчик должен получить доклад от техника о том, что на вспомогательных пультах ответчика и запросчика установлены коды, согласно расписанию на текущие сутки.

## 8.15. Эксплуатация системы электроснабжения.

8.15.1. Система электроснабжения самолёта состоит из первичной системы электроснабжения трехфазного переменного тока напряжением 200/115 В, частотой 400 Гц, и вторичной – постоянного тока напряжением 27 В.

Система переменного тока состоит из двух каналов: левого и правого. В каждом канале установлен привод-генератор ГП-21 мощностью 30 кВА.




Функциональная схема системы электроснабжения.

При отказе двух генераторов переменного тока каждый канал получает питание от своего аварийного источника электроэнергии трехфазного переменного тока – преобразователя ПТС-800БМ мощностью 800 ВА, часть потребителей при этом отключается.

При отказе одного привода-генератора ГП21 второй обеспечивает питанием все потребители электроэнергии.

В системе распределения электроэнергии переменного тока установлены распределительные устройства РУ № 1 ~200/115 В и РУ № 2 ~200/115 В.

Приводы-генераторы и преобразователи включаются выключателями ГЕНЕР.~ТОКА, ЛЕВ, ПРАВ и ПРЕОБР. 1, 2 на щитке энергетики правой панели кабины самолёта.

При включенных выключателях ПРЕОБР. 1, 2 преобразователи автоматически вступят в работу при отказе двух приводов-генераторов.

Для аварийного расцепления приводов-генераторов от двигателей на щитке энергетики имеются нажимные выключатели ОТКЛ. ПРИВОДА ГЕНЕР, под колпачками. Нажимать на выключатели следует не более 30 сек.

Аэродромный источник электроэнергии переменного тока подсоединяется к бортсети самолёта через штепсельный разъем аэродромного питания ШРАП-400-3ф и включается выключателем АЭР. ПИТ на щитке энергетики.

Напряжение приводов-генераторов и аэродромного источника электроэнергии должно поддерживаться в пределах 115-120 В, преобразователей – 110-125 В и контролируется по вольтметру переменного тока на заднем щитке правого борта при помощи переключателя КОНТРОЛЬ.

8.15.2. Об отказе приводов-генераторов на УСТ выдается информация в виде текста:

| | |
|---|---|
| ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ. ГЕНЕР.<br>ГЕНЕР. ПЕРЕМ. ЛЕВ. | При отказе левого привода-генератора |
| ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ПРАВ. ГЕНЕР.<br>ГЕНЕР. ПЕРЕМ. ПРАВ. | При отказе правого привода-генератора |
| ДВА ГЕНЕР. ПЕРЕМ.<br>ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ. ГЕНЕР.<br>ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ПРАВ. ГЕНЕР. | При отказе двух приводов-генераторов. |

Сигнал об отказе двух генераторов и сигнал о необходимости отключения приводов выдаются речевой информацией.

8.15.3. При отказе двух генераторов автоматически отключается питание следующих потребителей:

- СВС;
- обогрев ИК-ВК;
- БЦВМ;
- система «Нарцисс»;
- СПО-15;
- АПП-50;
- БРЛС;
- обогрев ДУА;
- запросчик;
- ОЛС;
- НСЦ;
- подсвет левого и правого борта;
- аппаратура 11Г6;
- РСБН;

- изделие Л203ИЭ;
- САУ;
- система охлаждения колес;
- подвески;
- топливомер;
- насосы ТМР и перекачки;
- СОК-Б;
- СУО;
- система антиобледенения двигателей;
- включение форсажа;
- обогрев ПВД и ППД;
- механизм подъема кресла.

Остальные потребители получают питание от аккумуляторных батарей и преобразователей в течение 10 минут.

8.15.4. От преобразователей ПТС-800БМ получают питание следующие агрегаты:

- ответчик системы опознавания 6202Р-1;
- самолётный ответчик А-511;
- радиовысотомер РВ-21;
- подсвет приборов;
- датчики контроля пневмогидросистем, термометры и счетчики наработки двигателей;
- расходомер;
- система управления воздухозаборниками;
- указатель Кш системы СДУ;
- система ограничительных сигналов СОС,
- командно-пилотажный прибор КПП;
- ДА-200П;
- ИК-ВК;
- Р-864ЛЕ, Р800Л2, СИМВОЛ Г1Б, Р-098 комплекса связи.

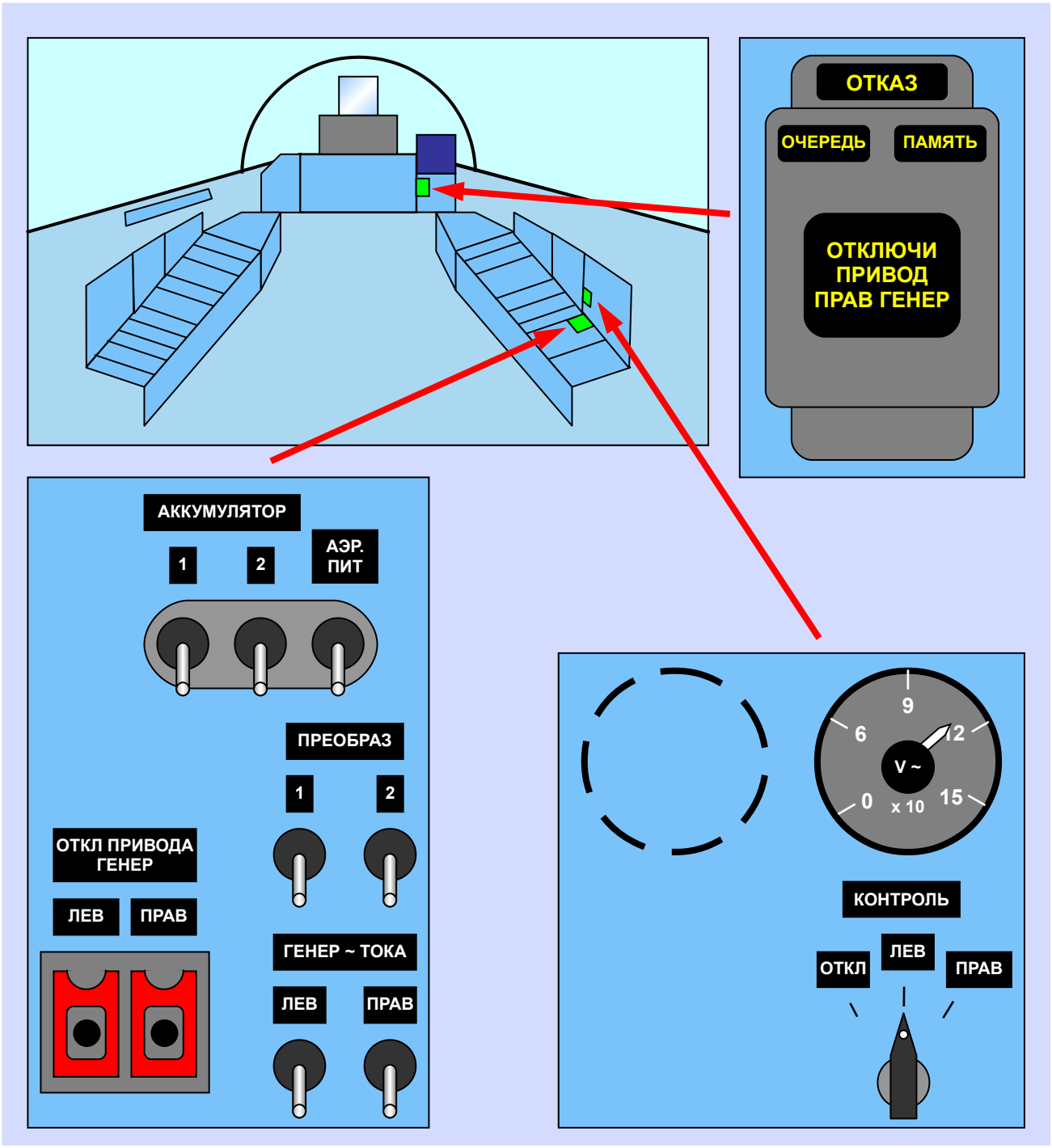
8.15.5. Система электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В состоит из двух каналов: левого и правого. Основными источниками электроэнергии постоянного тока в каналах являются выпрямительные устройства (ВУ): одно в левом канале и два – в правом. Аварийным источником в каждом канале служит аккумуляторная батарея.

В системе распределения электроэнергии постоянного тока установлены следующие распределительные устройства:

- самолётных и силовых систем № 1 и № 2;
- радиоэлектронного оборудования № 1 и № 2;
- спецсистем № 1 и № 2.

Распределительные устройства включаются выключателями, расположенными на щитке включения распределительных устройств левой панели кабины самолёта. Выпрямительные устройства автоматически подключаются к бортовой электросети при подключении к бортсети переменного привода-генератора (приводов-генераторов), а также при включении выключателя АЭР. ПИТ и подключенном к самолёту аэродромном источнике электроэнергии переменного тока. Аккумуляторные батареи включаются выключателями АККУМУЛЯТОР 1 2 на щитке энергетики. Напряжение ВУ должно быть 26-30 В, аккумуляторных батарей – 24-20 В.

Напряжение источников электроэнергии постоянного тока контролируется по вольтметру постоянного тока на заднем щитке правого борта с помощью переключателя КОНТРОЛЬ ~.




Органы управления и контроля электросистемы переменного тока.

8.15.6. Об отказах источников электроэнергии постоянного тока на УСТ выдается информация в виде текста:

ОДИН ВЫПРЯМ. – при отказе одного ВУ;

ДВА ВЫПРЯМ. – при отказе двух ВУ;

ТРИ ВЫПРЯМ. – при отказе трех ВУ.

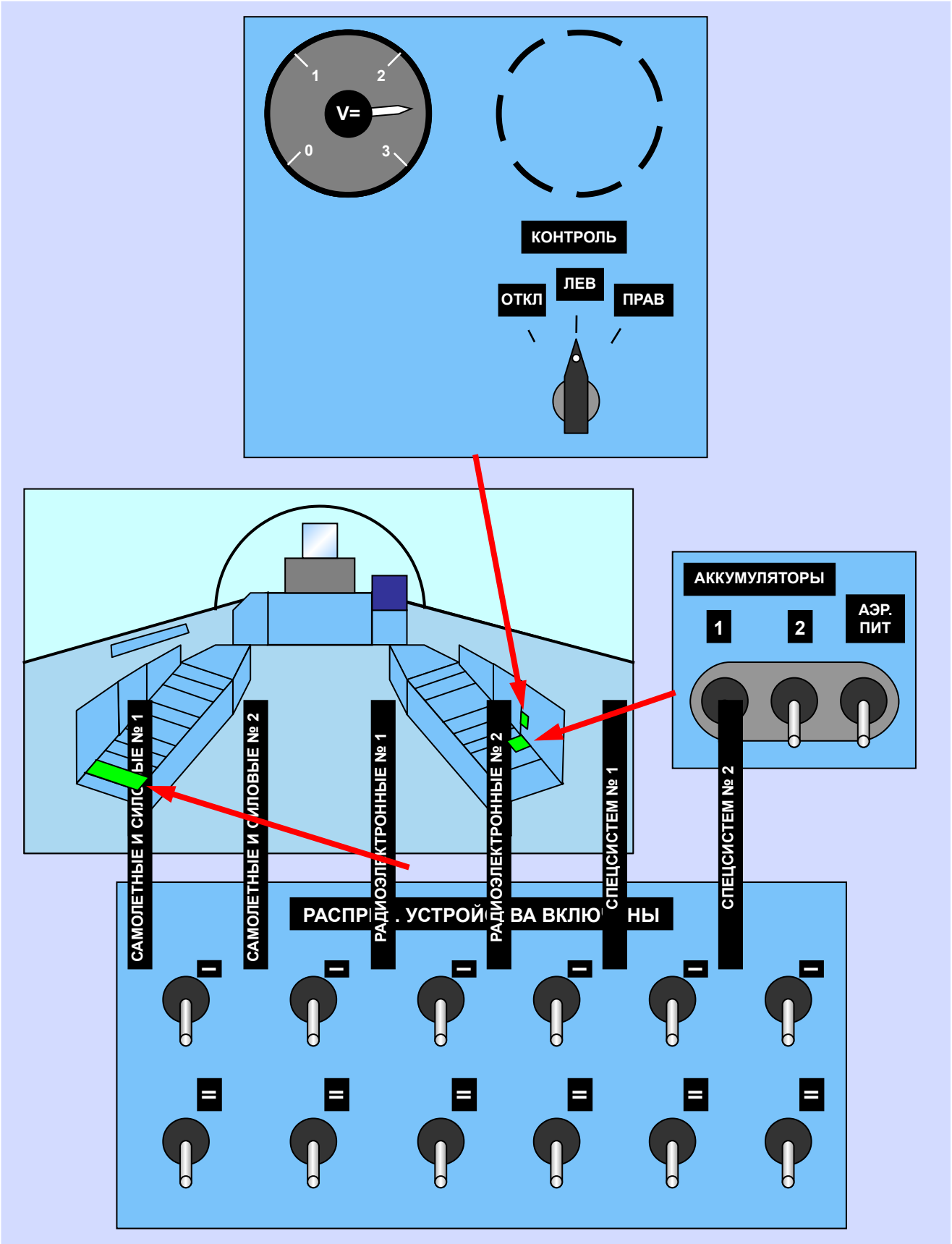
Сигналы отказа двух и трех ВУ дублируются речевой информацией: «Отказ двух выпрямительных устройств. Посадка на ближайший аэродром» и «Отказ трех выпрямительных устройств. Время полета 10 мин.» При отказе одного ВУ остальные выпрямительные устройства обеспечивают питание всех потребителей. При отказе двух и трех ВУ автоматически отключается питание следующих потребителей, подключенных к основным шинам:

- СВС;
- БЦВМ;
- БРЛС;
- аппаратура 11Г6;
- РСБН;
- самолётный запросчик;
- Л006ЛМ;
- НСЦ;
- ОЛС;
- система антиобледенения двигателей;
- система «Нарцисс»;
- подвески и СУО;
- включение форсажа;
- СОК-Б;
- обогрев ПВД и ППД;
- механизм подъема кресла;
- изделие Л203ИЭ;

Остальные потребители, перечисленные ниже, питаются от третьего выпрямительного устройства при отказе двух ВУ или от аккумуляторных батарей при отказе трёх ВУ:

- СДУ;
- радиовысотомер РВ-21;
- ответчик системы опознавания 6202Р-1;
- командно-пилотажный прибор КПП;
- прибор навигационный плановый ПНП;
- МРП;
- ИК-ВК;
- АРК-22;
- система ограничительных сигналов СОС;
- Р-800Л1, П-515-2М, блоки Б27Л2-ДлА, Б7А-ДлАЭ комплекса связи;
- самолётный ответчик А-511;
- сигнализация наличия подвесок;
- аварийный пуск-сброс подвесок;
- ВПУ;
- обогрев ПВД-7 (основного и резервного);
- система запуска и управления двигателями;
- система защиты и управления воздухозаборниками;
- система охлаждения двигателей;
- система антиобледенения и сигнализации фонаря;
- управление гидросистемой;
- триммеры элеронов, рулей направления и стабилизатора;
- система ограничения хода ручки управления;
- внешнее и внутреннее светотехническое оборудование (АНО, заливающий свет, фары);
- аварийный слив топлива;
- сигнализация топливной системы;
- система пожаротушения;
- противопожарная система двигателей;
- управление передней опоры шасси и стартовым тормозом;
- управление шасси, флаперонами и тормозным щитком;
- система аварийной сигнализации ОЛС и система «Экран»;
- речевая система оповещения;

- указатель положения УП-52;
- регистратор «Тестер»;
- система кондиционирования;
- САПС.




Органы управления и контроля электросистемы постоянного тока.

При отказе двух ВУ время питания указанных потребителей неограниченно. При отказе трех ВУ отключается питание тех же потребителей, что и при отказе двух ВУ. Остальные потребители получают питание от аккумуляторных батарей которые обеспечивают работу в течение 20 минут, при работе одного или двух привод-генераторов, а при отказе их – в течении 10 минут. Аккумуляторные батареи обеспечивают нормальную работу оборудования до напряжения в бортсети 20 В.

## 8.16. Эксплуатация светотехнического оборудования.

8.16.1. Светотехническое оборудование предназначено для обеспечения эксплуатации самолета ночью и днем на земле и в полете, а также для использования светосигнализаторов в качестве оперативной информации о нормальных и аварийных режимах работы отдельных агрегатов и систем.

8.16.2. Светотехническое оборудование самолета состоит из:

- внешнего светотехнического оборудования (аэронавигационных огней, рулежной и посадочных фар).

В качестве сигнала для руководителя полетов и выпущенном положении шасси используется рулежная фара.

- освещение кабины.

Аэронавигационные огни предназначены для обозначения габаритов самолета и его местонахождения в пространстве.

Аэронавигационные огни допускают работу в режиме постоянного горения с яркостью 10, 30 и 100 % от номинальной яркости, а также в циклическом режиме со 100 %-ной яркостью.

Управление огнями АНО осуществляется переключателем АНО %. ПРОБЛ. 10. 30. 100, установленным на щитке энергетики правой панели.

Посадочные и рулежная фары предназначены для освещения взлетно-посадочной полосы и рулежных дорожек в ночных условиях, для этих целей на передней опоре установлены рулежная и две посадочные фары.

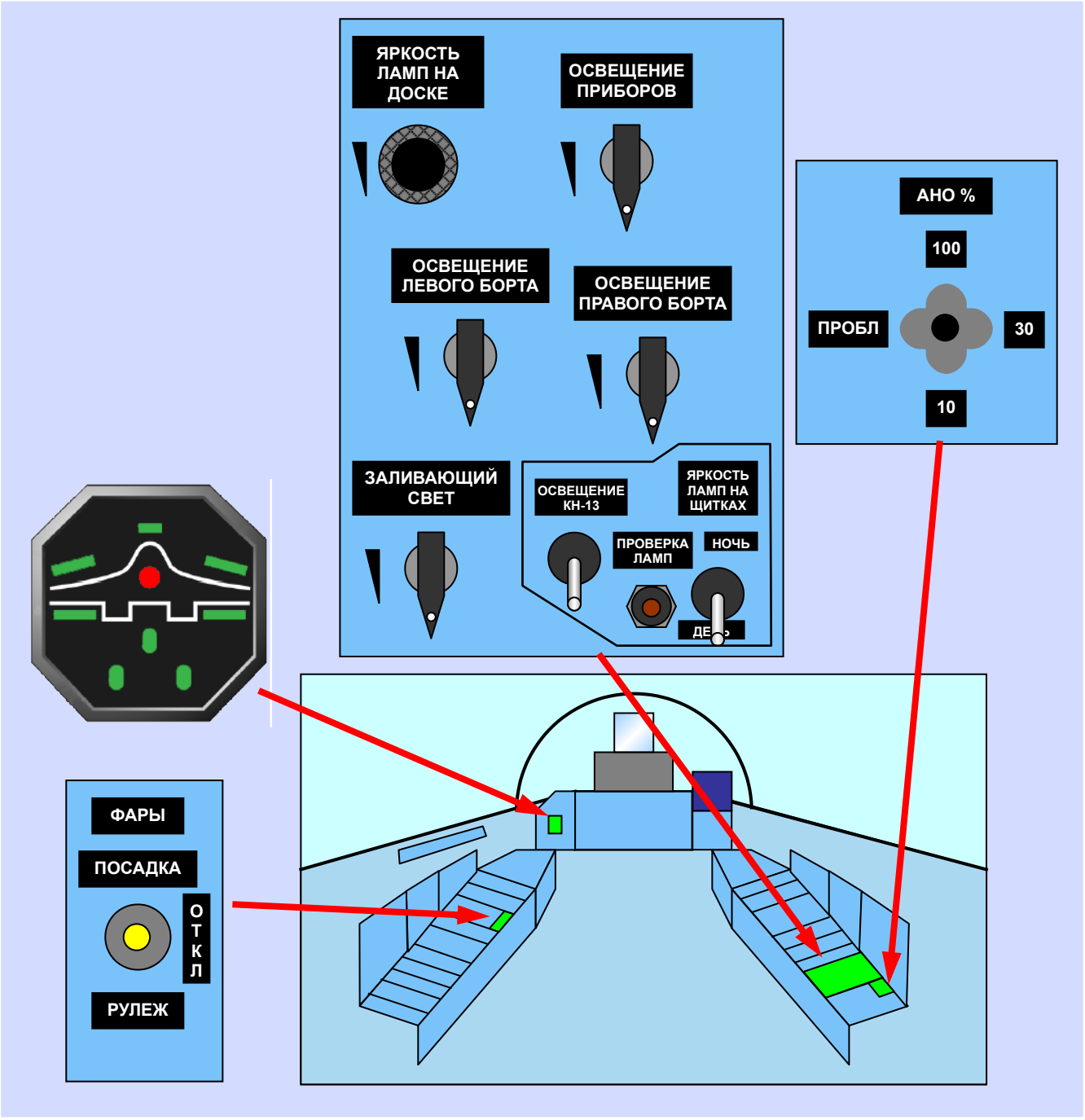
Управление фарами осуществляется переключателем ФАРЫ ПОСАД-РУЛЕЖ-ОТКЛ, расположенными на щитке самолетных систем № 2 левого пульта.

При выпущенных опорах шасси и при установке летчиком по запросу руководителя полетов переключателя фар в положение РУЛЕЖ загорается рулежная фара ФР-9, сигнализируя руководителю полетов о выпущенном положении шасси.

При уборке шасси свет посадочных фар гаснет независимо от положения переключателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

1. Использование огней АНО в режиме постоянного горения со 100%-ной яркостью без обдува допускается не более 5 мин.
2. На стоянке самолета посадочные фары могут быть включены на время не более 10-30 сек.




Органы управления светотехническим оборудованием,
пилотажно-посадочный светосигнализатор.

8.16.3. Освещение кабины, карты, подсвет пультов, щитков и приборов осуществляется встроенными светильниками и светильниками заливающего белого света.

Регулировка освещения осуществляется рукоятками трансформаторов и реостата заливающего света, расположенными на щитке освещения правой панели кабины.

Каждый борт и приборы имеют независимую регулировку яркости.

## 8.17. Эксплуатация герметичной кабины.

8.17.1. Герметичная кабина оборудована системой кондиционирования, обдува стекла, спиртовой системой антиобледенения, вентиляцией летного снаряжения и питания

летчика кислородом. Спасение летчика обеспечивается с помощью катапультируемого кресла К-36ДМ сер. 2.06-10К.

В полете летчику обеспечивается обзор 15° вперед-вниз, 90° вперед-вверх и круговой обзор по горизонту (с использованием зеркал заднего вида).

Все полеты на самолете независимо от высоты выполнять в загерметизированной кабине и с включенным наддувом.

Герметизация кабины производится автоматически при фиксации фонаря в закрытом положении.

8.17.2. Закрытие и открытие откидной части фонаря осуществляется от пневмосистемы с помощью эксплуатационной ручки управления на левом борту кабины. Давление в пневмосистеме фонаря 185-200 кгс/см$^2$.

В закрытом и открытом положении фонаря ручка управления им находится в нейтральном положении.

8.17.3. Для закрытия фонаря внутренней ручкой необходимо:

- оттянуть ручку внутрь кабины и повернуть ее в положение ЗАКР, при этом на табло отказов и на УСТ высветится сигнал ЗАПРИ ФОНАРЬ;
- при полном закрытии откидной части фонаря гаснет сигнал ЗАПРИ ФОНАРЬ.

8.17.4. Для открытия фонаря внутренней ручкой необходимо:

- оттянуть ручку внутрь кабины и повернуть ее в положения ОТКР, при этом на табло высветится сигнал ЗАПРИ ФОНАРЬ;
- удерживать ручку в этом положении 5-10 сек до полного открытия откидной части;
- при полном открытии откидной части фонаря гаснет сигнал ЗАПРИ ФОНАРЬ, после чего отпустить ручку и проконтролировать ее возвращение в нейтральное положение;
- перед открытием фонаря после полета убедиться, что избыточное давление в кабине не превышает 0,06 кгс/см . При превышении указанного давления разгерметизировать кабину ручкой РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ.

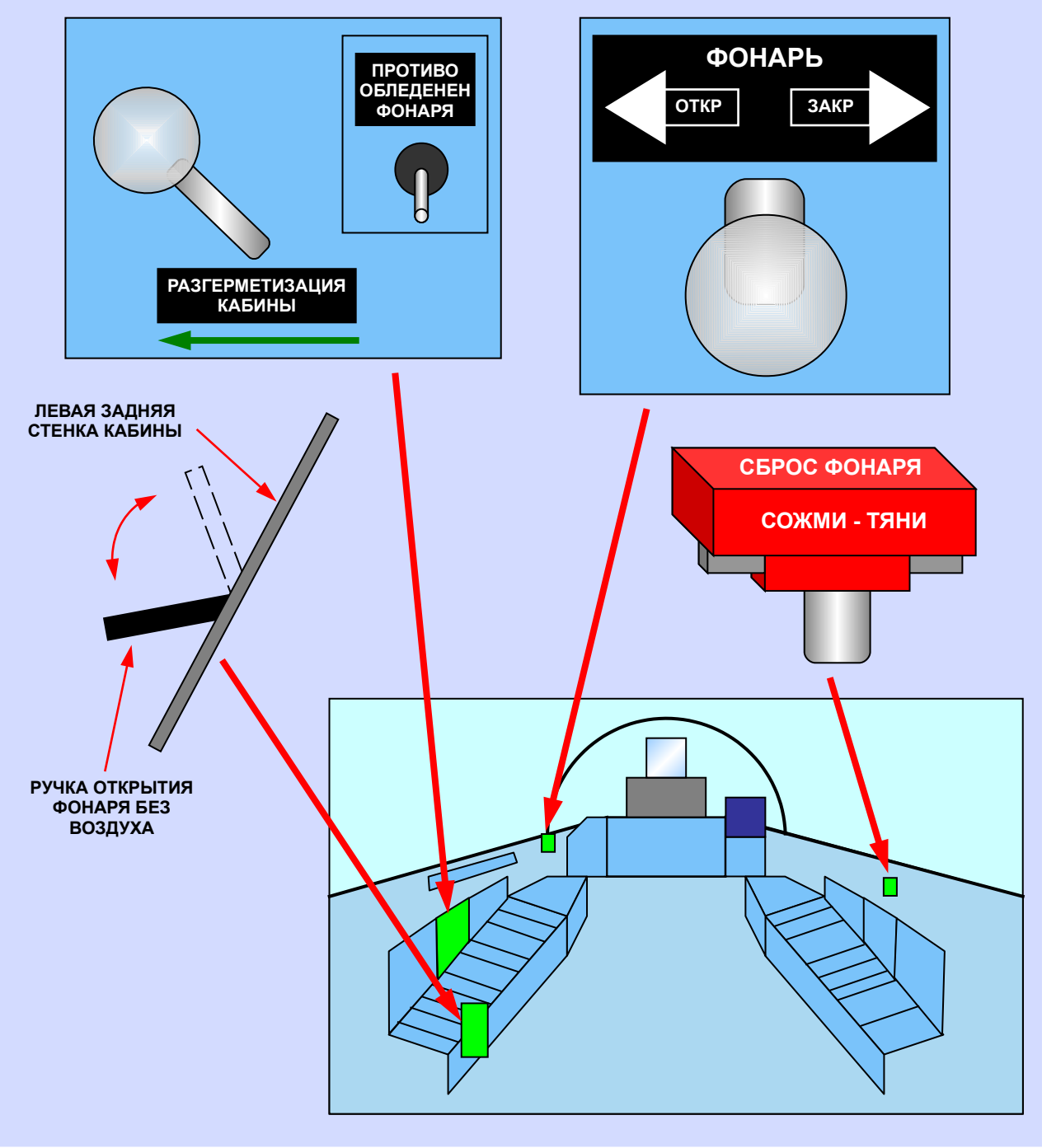
8.17.5. Откидную часть фонаря можно фиксировать в любом промежуточном положении, для чего необходимо после открытия фонаря на нужный промежуточный угол отпустить ручку и проконтролировать её возвращение в нейтральное положение, при этом на табло отказов высветится сигнал ЗАПРИ ФОНАРЬ. Для дальнейшего полного закрытия или открытия фонаря необходимо ручку управления фонарем перевести в положение ЗАКР или в положение ОТКР.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Удержание ручки управления фонарем в крайнем положении на открытие фонаря после погасании сигнала ЗАПРИ ФОНАРЬ приводит к излишнему стравливанию давления из пневмосистемы.

8.17.6. При отсутствии давления в пневмосистеме открытие откидной части фонаря осуществляется внутренней ручкой ОТКРЫТИЕ ФОНАРЯ БЕЗ ДАВЛЕНИЯ В ПНЕВМОСИСТЕМЕ, расположенной с левой стороны на задней стенке кабины. Качая ручку вверх-вниз открыть фонарь. Фиксация фонаря происходит автоматически при любом его положении.

8.17.7. Дублирующий аварийный сброс фонаря (откидной части) производится ручкой автономного сброса фонаря, на рукоятке которой выгравирована надпись-трафарет СБРОС ФОНАРЯ СОЖМИ-ТЯНИ (на правом борту).

Для сброса фонаря необходимо указанную ручку потянуть на себя до упора. В полете перед сбросом фонаря убрать тормозной щиток.




Органы управления фонарем, системой противообледенения фонаря и разгерметизацией кабины.

8.17.8. Для обеспечения нормальных условий работы экипажа, блоков РЭО, вентиляции защитного снаряжения, на самолете установлена система кондиционирования воздуха (СКВ). Она обеспечивает:

- поддержание в кабине температуры воздуха 15°-25°;
- изменение в кабине давления воздуха по определенному закону в зависимости от высоты полета;
- вентиляцию воздуха в кабине;
- поддержание в отсеках самолета температуры воздуха +60°;
- подачи в охлаждаемые блоки термостатированного воздуха с температурой

+(5±3)°С;
- создание необходимого микроклимата для экипажа, находящегося в защитном снаряжении.

8.17.9. Воздух для СКВ отбирается от обоих двигателей за 7-ой ступенью компрессора высокого давления с температурой до 600°С и давлением до 23 кгс/см$^2$. Пройдя через агрегаты СКВ, воздух очищается от посторонних частиц, капелек влаги, при этом снижаются его температура и давление. На охлаждение блоков воздух подается с температурой +(5±3)°С и идет к смесителю воздуха на входе в кабину.

Заданная температура воздуха в кабине поддерживается автоматически в диапазоне 15°-25°С путем установки задатчика температуры РР-53-4Т, расположенного на левом пульте кабины, на требуемую температуру и установки переключателя ОБОГРЕВ КАБИНЫ в положение АВТ. В случае отказа автоматического регулятора возможно ручное регулирование при установке переключателя ОБОГРЕВ КАБИНЫ в положение ТЕПЛО или ХОЛОД на 10-20 сек с последующей установкой его в нейтральное положение.

В случае повышения температуры воздуха на входе в блоки РЭО до +35°С на УСТ выдается сигнал ОТКЛЮЧИ КОНДИЦ. РЭО. После высвечивания этого сигнала необходимо отключить систему кондиционирования выключателем ОТКЛ КОНДИЦ (под колпачком) на левом пульте кабины. После отключения СКВ начнется постепенная разгерметизация кабины и возможно запотевание (обмерзание) остекления кабины, а также возможен отказ блоков РЭО, СУВ, 6202Р-1, 6231Р-9, РСБН, ИКВ, СВС, системы единой индикации.

При опробовании двигателей на оборотах МАЛЫЙ ГАЗ возможно высвечивание сигнала ОТКЛЮЧИ КОНДИЦ. РЭО при исправной системе. При увеличении оборотов двигателей до 75-85 %, по мере охлаждения трубопровода, через ~1 мин сигнал гаснет.

8.17.10. Управление наддувом кабины осуществляется с помощью ручки наддува кабины, расположенной на левом пульте и имеющей три положения ЗАКР-ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИНЫ-ОБДУВ КОЗЫРЬКА. Величина давления в кабине контролируется по ИКЖ-П1.

При установке ручки в положение ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИНЫ давление (перепад) в кабине поддерживается автоматически. На рулежке перепад обеспечивает свободную вентиляцию кабины. При взлете на скоростях 100-300 км/ч начинается увеличение перепада и на высоте 4400-5200 м он достигает максимума – 0,32-0,39 кгс/см$^2$. На высотах более 4400 -5200 м перепад остается постоянным.

Возможно изменение перепада давления по ИКЖ на следующих режимах:

1. При больших (более 200 м/сек) скоростях набора высоты и снижения:
   - при наборе от 0,35 кгс/см$^2$ до 0,53 кгс/см$^2$;
   - при снижении от 0,35 кгс/см$^2$ до минус 0,02 кгс/см$^2$.
2. На максимальных оборотах от 0,35 кгс/см$^2$ до 0,53 кгс/см$^2$, на малом газе от 0,35 кгс/см$^2$ до 0,16 кгс/см$^2$. При этом обратное повышение давления в кабине при перестановке РУД с упора МАЛЫЙ ГАЗ на МАКСИМАЛ может сопровождаться кратковременным (не более 1,5 сек) увеличением скорости нарастания давления.

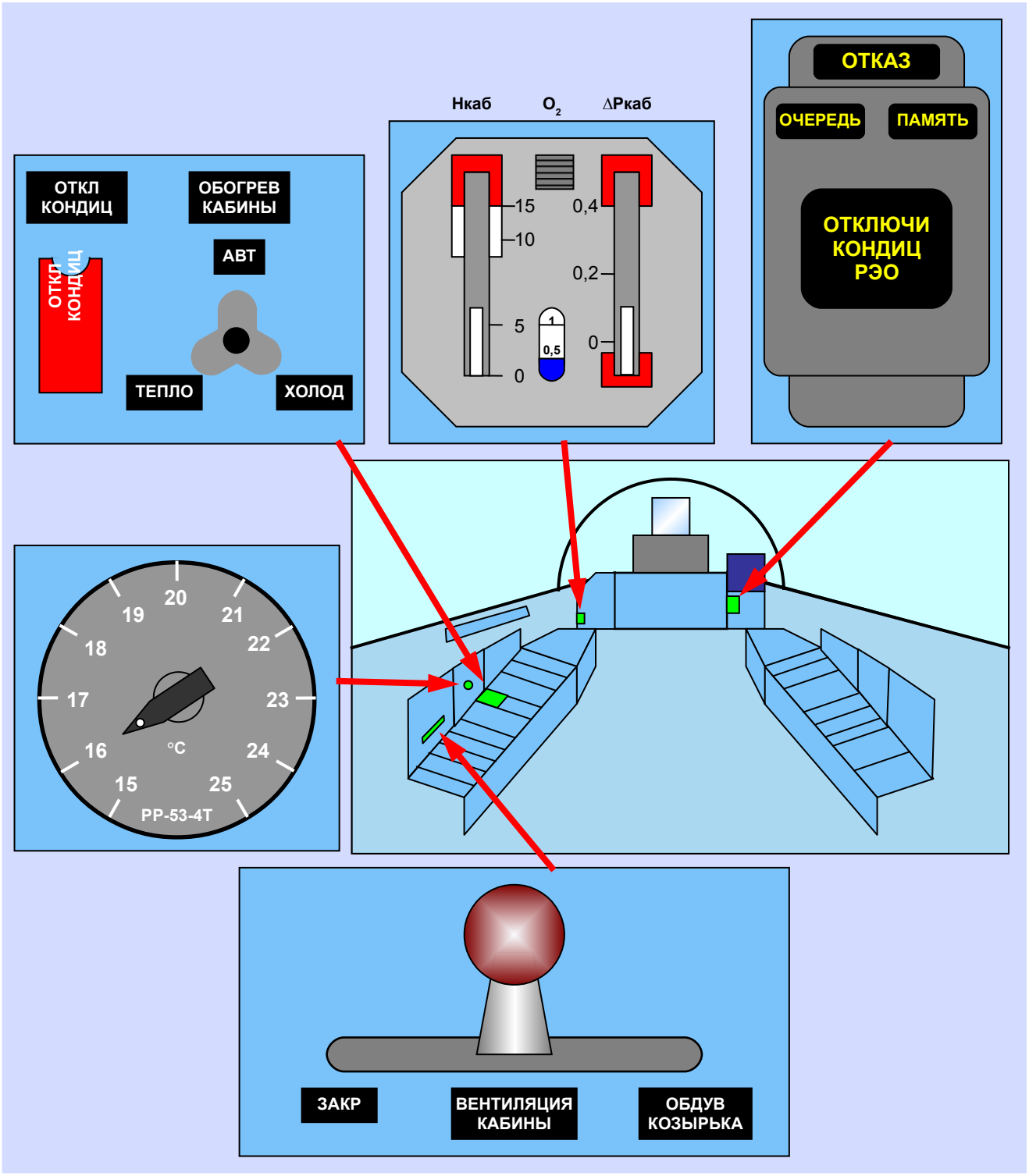
При отказе системы наддува перепад 0,36-0,53 кгс/см$^2$ на всех высотах обеспечивает предохранительный клапан.

При запотевании лобового стекла фонаря ручку наддува кабины установить в положение ОБДУВ КОЗЫРЬКА, сопла индивидуального обдува закрыть, задатчик температуры РР-53-4Т установить на 25°. После снятия запотевания органы управления вернуть в исходное положение.

8.17.11. Контроль избыточного давления и «высоты» в кабине производить по прибору ИКЖ. «Высота» в кабине не должна превышать 7000 м.

При разгерметизации кабины на высотах с 7000 м до 11000 м шкала высоты ИКЖ показывает барометрическую высоту, которая выше 11000 м остается постоянной не более 12500 м (т.е. кислородная система исправна), а шкала перепада показывает разницу давлений

между кабиной и кислородной маской.




Органы управления и контроля системы кондиционирования воздуха в кабине.

8.17.12. При отказе системы автоматического поддержания заданной температуры в кабине и при разгоне самолета до чисел М, превышающих 1,5, установить переключатель в положение ХОЛОД и выдержать его в этом положении 60 сек, после чего отпустить в нейтральное положение. В дальнейшем регулировать температуру в кабине импульсами по 10-20 сек. Если температура в кабине при разгоне самолета становится выше переносимой, необходимо уменьшить скорость, снизиться на высоту менее 9000 м и выключить наддув кабины.

Кратковременное повышение температуры в кабине до 35°С возможно на

максимальных скоростях полета.

В кабине слева и справа от приборной доски установлены сопла обдува летчика, которые при нормальной работе системы кондиционирования должны быть закрыты. В случае необходимости сопла открыть и направить поток воздуха в желаемом направлении.

8.17.13. Для обеспечения летчику визуальной видимости при полетах в условиях обледенения на самолете установлена система противообледенения фонаря. Она предназначена для удаления льда с остекления козырька фонаря путем распыления под давлением спирта на поверхности остекления.

Система противообледенения состоит из спиртового бака емкостью 5 литров, коллектора, электроклапана и системы трубопроводов.

Управление и проверка системы осуществляется двухпозиционным нажимным выключателем ПРОТИВООБЛЕДЕН. ФОНАРЯ, расположенным на левом борту кабины.

Продолжительность нажатия выключателя 3-5 сек. Запас спирта в бачке обеспечивает 50-80 нажатий.

## 8.18. Эксплуатация кислородной системы и специального снаряжения лётчика.

8.18.1. Для обеспечения нормальной жизнедеятельности, и работоспособности лётчика в полете и при аварийном покидании самолета на самолете установлен комплект кислородного оборудования ККО-15ЛП сер.2.

### Эксплуатация комплекта ККО-15ЛП сер. 2.

Кислород от баллонов через вентиль поступает к редуктору, где давление кислорода понижается с 210 кгс/см$^2$ до 10 кгс/см$^2$ , затем к регулятору подачи кислорода РПК-52 и к автомату давления АД-15. От регулятора кислород поступает к клапану индикатора, обеспечивающему работоспособность индикатора ИКЖ-П1 и далее к кислородному прибору КП-120 на дыхание. От автомата давления АД-15 кислород подается через штуцер ППУ разъема ОРК-115 в камеры ППУ ВКК-15К (ВМСК-4-15).

При нормальной работе комплекта подача кислорода в маску производится легочным автоматом прибора КП-120.

Парциальное давление кислорода поддерживается за счет увеличения содержания кислорода во вдыхаемой смеси. При этом до «высоты» в кабине 8 км подается смесь кислорода с воздухом, а при высоте более 8 км – чистый кислород.

На высотах более 11-13 км парциальное давление кислорода поддерживается путем создания избыточного давления в линии дыхания.

На этих высотах комплект автоматически наполняет кислородом натяжное устройство ВКК, создает и поддерживает избыточное давление в линии дыхания и НУ ВКК.

Для повышения переносимости летчиком воздействующих перегрузок комплект создает избыточное давление кислорода в камерах противоперегрузочного устройства костюма ВКК-15К (ВМСК-4-15) и в кислородной маске. Происходит это следующим образом: при возникновении перегрузок более 2 ед. срабатывает автомат давления АД-15, в результате чего кислород подается в камеры противоперегрузочного устройства костюма ВКК-15К (ВМСК-4-15) и в управляющую линию клапана КЛ-32 и на вход в РД-15. С увеличением перегрузок давление кислорода на выходе АД-15 увеличивается. При достижении определенной величины этого давления срабатывает клапан КЛ-32 и кислород подается к прибору КП-120. В зависимости от величины давления на выходе АД-15 регулятор РД-15 формирует управляющее давление, которое распространяется в полость крышки прибора КП-120 и под клапан выдоха маски, в результате чего прибор КП-120 создает в кислородной маске избыточное давление кислорода, которое повышает переносимость перегрузки летчиком.

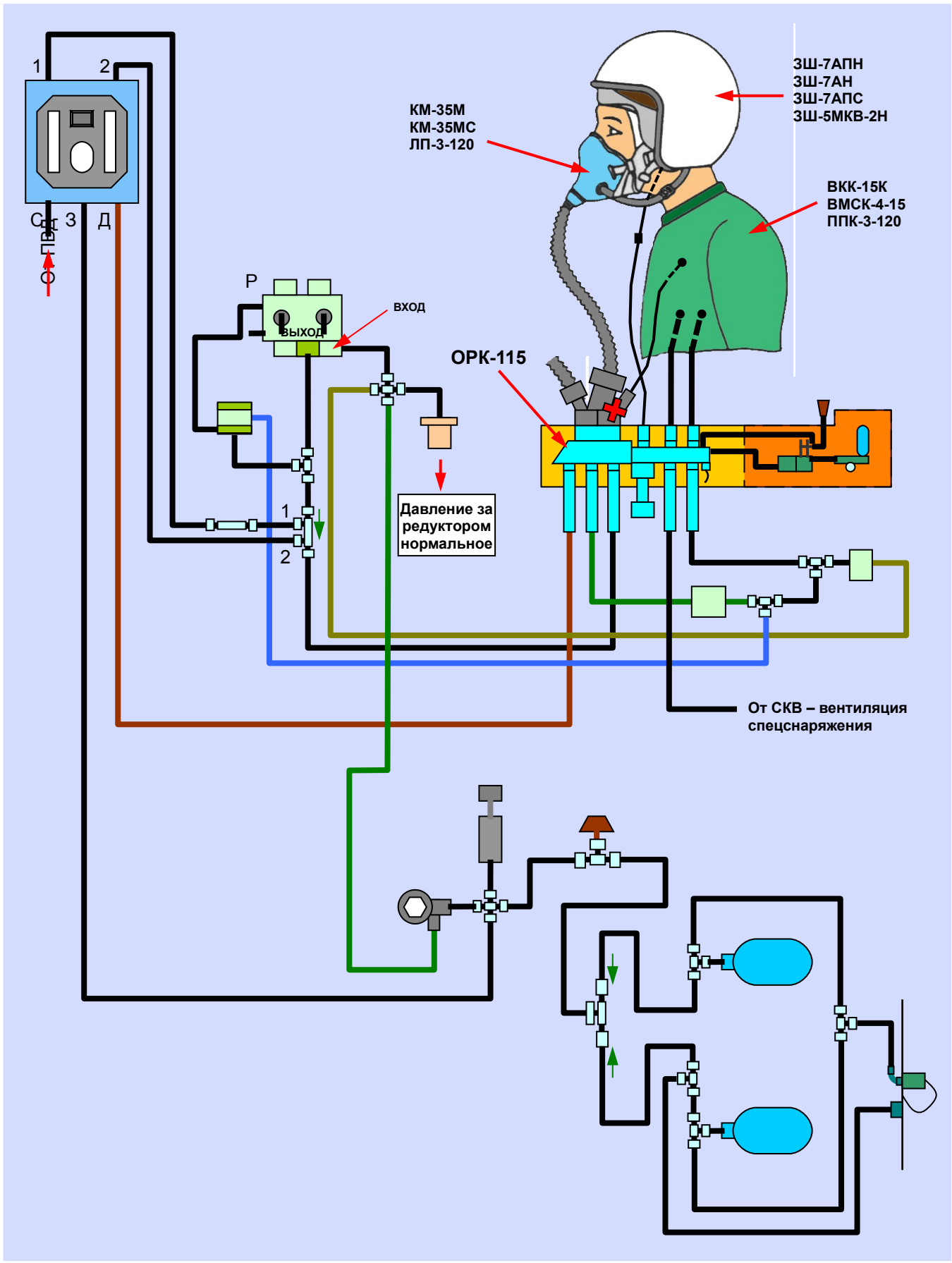



Схема системы кислородного питания комплекта ККО-15ЛП серии 2.

Если избыточное давление, создаваемое регулятором РД-15 оказывает неблагоприятное влияние на организм летчика, рукоятку крана давления на РД-15 перевести в положение ОТКЛ. При этом избыточное давление на выходе РД-15 не возникает при любом давлении кислорода на его входе.

Для перехода на дыхание чистым кислородом в РПК-52 предусмотрены краны ручного включения дополнительной и аварийной подачи кислорода.

При аварийном покидании самолета (катапультировании) происходит отделение нижней колодки ОРК и автоматическое переключение на питание от кислородной системы кресла.

Особенностями комплекса ККО-15 серии 2 являются:

- использование кислорода для наполнения камер противоперегрузочного устройства компенсирующего костюма ВКК-15К или противоперегрузочного костюма ППК-3-120;
- создание в линии дыхания избыточного давления кислорода одновременно с созданием давления в камерах ППУ костюма при воздействии перегрузок;
- автоматическое включение режима 100% $O_2$ при создании перегрузок в полете.

8.18.2. Органы управления и контроля кислородной системы:

- вентиль КВ-19 В2, открывает доступ кислорода от баллонов в систему;
- рычаг КОНТРОЛЬ $O_2$ ВКК непрерывной подачи кислорода, служит для проверки кислородного оборудования по избыточным давлением;
- индикатор ИКЖ-П1, предназначен для контроля давления в кислородном системе и подачи кислорода на дыхание, контроля избыточного давления в кабине в полёте, «высоты» под маской (в кабине) во время полёта.

На индикаторе ИКЖ-П1 имеются четыре шкалы: запаса кислорода в системе, перепада давления в кабине ΔРкаб, высота в кабине Нкаб, работоспособность комплекса. Шкала запаса кислорода индикатора выполнена в виде контура баллона с оцифрованными рисками. Наличие запаса кислорода определяется уровнем голубого столбика по рискам. В случае заправки бортовой кислородной системы до давления 210 кгс/см$^2$ уровень столбика устанавливается на риске 1. При заправке системы кислородом с давлением 150 кгс/см$^2$ уровень столбика устанавливается между рисками 1 и 0,5. Нижняя часть контура баллона окантована красным цветом, что соответствует давлению в кислородной системе 20 кгс/см$^2$ .

При этом давлении летчик должен прекратить задание и снизиться на высоту 4000 м.

Подача кислорода в кислородную маску при дыхании лётчика сопровождается появлением и исчезновением голубого поплавка в окне индикатора (при вдохе голубой поплавок в окне появляется, при выдохе исчезает). На высотах $H \leq 2000$ м поплавок в окне не появляется.

Перепад давления в кабине контролируется по вертикальной шкале Ркаб по уровню столбика белого цвета. Опасные зоны перепада сверху и снизу шкалы окантованы красным цветом. При проверке работоспособности ККО-15 ЛП серии 2 избыточным давлением в маске по шкале создаётся давление Ризб=0,05 кгс/см$^2$, которое соответствует по шкале ΔРкаб показанию столбика на уровне первой точки снизу шкалы.

При исправной (нормальной) работе комплекта – при вдохе столбик опускается ниже уровня первой точки снизу, а при выдохе возвращается в прежнее положение.

Регулятор РПК-52, служит для регулирования подачи кислорода летчику при различных условиях полёта.

Управление регулятором РПК-52 осуществляется ручками кранов:

- аварийной подачи с положениями ВЫКЛ и ВКЛ, дополнительной подачи с положениями СМЕСЬ и 100% $O_2$;
- регулятор давления РД-15, предназначен для создания избыточного давления в приборе КП-120 (выходное давление регулятора зависит от

давления в ПНК) при перегрузках.

Для обеспечения теплового режима лётчика, одетого в вентилируемое снаряжение (ВКК-15К, ВМСК-4-15), на левом борту кабины установлен кран ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА, с помощью которого осуществляется регулирование по ощущению расхода воздуха, отбираемого в кабине от системы кондиционирования.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При температуре окружающего воздуха у земли ниже 15°С во избежание резкой подачи горячего воздуха в снаряжение (ВКК, ВМСК) перед взлетом убедиться, что кран вентиляции костюма отключен или минимально открыт.

8.18.3. На самолете применяется следующее защитное снаряжение:

- защитный шлем ЗШ-7АН, а при использовании НСЦ («Щель 3УМ-1») ЗШ-7АПН, ЗШ-5МКВ-2Н.

Если блок НВУ на шлеме ЗШ-7АПН не установлен и не подогнан, то его необходимо установить и подогнать до выполнения полетов.

НВУ является принадлежностью бортовой самолетной системы целеуказания «Щель-3УМ». Подгонка НВУ выполняется летчиком совместно с обслуживающим персоналом.

- высотный компенсирующий костюм ВКК-15К;
- авиационный спасательный пояс АСП-74;
- высотно-морской спасательный комплект ВМСК-4-15;
- кислородная маска КМ-35М,

8.18.4. Летчик должен пользоваться только индивидуальным комплектом снаряжения, которое подбирается по размерам и подгоняется по фигуре лётчика с помощью врача и техника по специальному снаряжению. Перед выполнением полета лётчик должен убедиться в исправности снаряжения, проверить радиосвязь, герметичность маски (плотность прилегания к лицу) и работу кислородного оборудования без избыточного давления и при избыточном давлении и противоперегрузочной системы, предварительно надев маску. Маска перед полётом должна быть проверена на герметичность под избыточным давлением с имитацией перегрузки.

8.18.5. Перед полётом без ВКК убедиться, что на кислородном приборе вместо шланга, соединяющего прибор с костюмом, установлена заглушка, прилагаемая к прибору.

8.18.6. В полете периодически контролировать запас кислорода по шкале запаса кислорода ИКЖ, подачу кислорода легочным автоматом по поплавку индикатора ИКЖ канала подачи кислорода. Голубой поплавок при вдохе в окне индикатора появляется, при выдохе – исчезает.

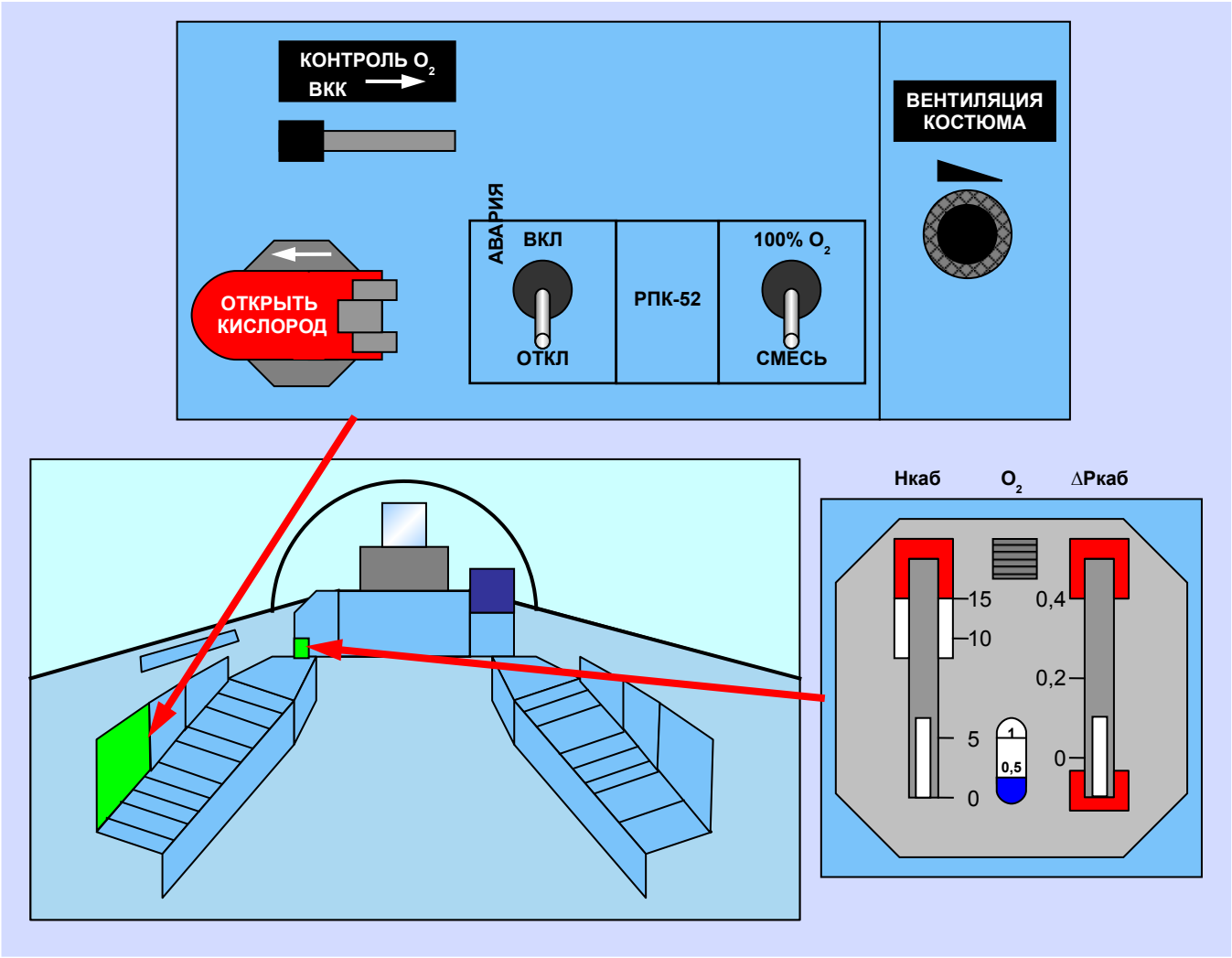
При установке рукоятки крана РПК-52 в положение СМЕСЬ и «высоте» в кабине 2000 м кислород на дыхание не подаётся, поплавок индикатора на вдох и выдох не реагирует.

При ощущении затруднительного дыхания или ухудшения самочувствия включить аварийную подачу кислорода, для чего рукоятку АВАРИЯ на РПК-52 перевести в положение ВКЛ, усилить контроль за запасом кислорода в связи с увеличением его расхода.

8.18.7. Полеты над водной поверхностью выполнять в высотно-морском спасательном комплекте ВМСК-4-15 при температуре воды ниже 16°С, а при температуре воды выше 16°С – с надетым поверх полетного обмундирования авиационным спасательным поясом АСП.

При полете в ВМСК-4-15 необходимо открыть клапаны сброса КС-2МА (3 шт.). Перед надеванием авиационного спасательного пояса убедиться в наличии контровки пусковых фишек и шпилек конвертов поплавков. После надевания пояса сместить поплавки

назад, установив их между предплечьями опущенных рук и лопатками и убедиться в том, что свободные концы вытяжных фалов подсоединены к пусковым фишкам пояса.




Органы управления и контроля кислородной системы.

8.18.8. Кислородная система кресла КСКК-2М с блоком БКО-3МВ2 предназначены для обеспечения питания летчика кислородом в случаях:

- покидания самолета на большой высоте и последующего снижения в кресле;
- покидания самолета на малой высоте над водой, всплытия из-под воды и дыхания на плаву чистым кислородом в течении 3-х минут с момента включения системы;
- отказа бортовой кислородной системы и необходимости, в связи с этим, быстрого снижения до безопасной высоты.

Кислородная система кресла состоит из блока БКО-3МВ2 (в комплект блока входят: баллон, манометр и сам блок), объединенного разъема коммуникаций и механизмов автоматического и ручного включения КСКК-2М.

Все элементы кислородной системы кресла смонтированы на профилированной крышке носимого аварийного запаса, выполняющей роль съемного сиденья кресла.

Объединенный разъем ОРК-115 закреплен снаружи сиденья с левой стороны, а баллон, манометр, блок и механизмы включения системы расположены внутри сиденья. Ручка ручного включения расположена с правой стороны.

## 8.19. Эксплуатация противоперегрузочного устройства.

Противоперегрузочного устройство (ППУ) служит для повышения предела переносимости лётчиком перегрузок, действующих в направлении «голова-таз».

Физиологическое действие ППУ заключается в создании механического давления, препятствующего смещению крови в сосуды брюшной полости и ног.

8.19.1. ППУ состоит из автомата давления установленного на левом пульте кабины, трубопроводов и противоперегрузочного устройства ВКК (ППК-3-120). ППУ включается в работу автоматически при перегрузке 1,5-2 ед. Одновременно клапан КЛ-32 автоматически включает подачу чистого кислорода на дыхание лётчика.

8.19.2. Автомат давления АД-15 выполнен в виде единого блока с одним режимом давления. Рабочим газом является кислород. Автомат давления АД-15 автоматически включается в работу и обеспечивает наполнение камер ППУ ВКК-15К (ППК-3-120).

8.19.3. Кислород из системы питания лётчика поступает в автомат давления АД-15, который срабатывая, создает определенное давление в костюме (в зависимости от перегрузки).

При перегрузках 3,5-4 единицы, в работу синхронно с АД-15 включается регулятор давления РД-15, который создает в кислородной маске избыточное давление.

Кислород, израсходованный на создание избыточного давления в ППУ и маске, при прекращении действия перегрузки сбрасывается в кабину самолета.

В полёте с перегрузками, в случае неблагоприятного воздействия избыточного давления кислорода на организм летчика рукоятку давления на РД-15 установить в положение ОТКЛ.

В верхней части (под резиновым колпачком) автомата давления имеется головка (кнопка) проверки работоспособности ППУ на земле.

8.19.4. **Отказ противоперегрузочного устройства (автомата давления АД-15 и регулятора РД-15).**

Признаки:

- чрезмерное (болевое) обжатие тела летчика ПНК при перегрузке или не сбрасывание давления из костюма после окончания воздействия перегрузки;
- не сбрасывается избыточное давление кислорода из под маски после перегрузки.

Действия:

- выдернуть шланг ППУ ВКК из разъема ОРК;
- перевести рукоятку давления на РД-15 в положение ОТКЛ.

При дальнейшем полете не создавать перегрузку более 4-х ед.

## 8.20. Эксплуатация средств аварийного покидания и спасения.

Средства аварийного покидания и спасения включают:

- катапультное кресло К-36ДМ серии 2;
- систему блокировки кресла откидной частью фонаря;
- систему аварийного сброса откидной части фонаря.

8.20.1. Катапультное кресло является рабочим местом летчика и средством аварийного покидания самолета. Оно состоит из следующих блоков и систем:

- сиденья;
- комбинированного стреляющего механизма;
- коробки механизмов;
- заголовника;
- парашютной системы;
- носимого аварийного запаса;
- системы регулирования сиденья по росту летчика;
- системы управления катапультированием;
- системы подготовительных операций;
- системы дополнительной защиты от воздушного потока;
- системы стабилизации;
- кислородной системы;
- системы ввода спасательного парашюта и разделения;
- системы электрооборудования.

8.20.2. При вытягивании ручки катапультирования происходит:

- электрическое и механическое включение пиромеханизма системы подготовительных операций;
- подача сигналов: на опускание светофильтра ЗШ, на механизм блокировки кресла, на систему «Тестер», на закрытие пироклапана системы дополнительной защиты (при катапультировании на скорости менее 800 км/ч), на пиропатрон пиротолкателя включения системы сброса фонаря.

8.20.3. При работе системы подготовительных операций автоматически производится:

- притяг плеч летчика и пояса;
- ограничение разброса рук;
- подъем ног;
- дублирующее механическое включение системы аварийного сброса фонаря от пиропатронов кресла.

8.20.4. При сбросе фонаря происходит:

- разблокировка стреляющего механизма кресла;
- электрическое и (при дополнительном ходе ручки катапультирования) механическое включение первой ступени КСМУ.

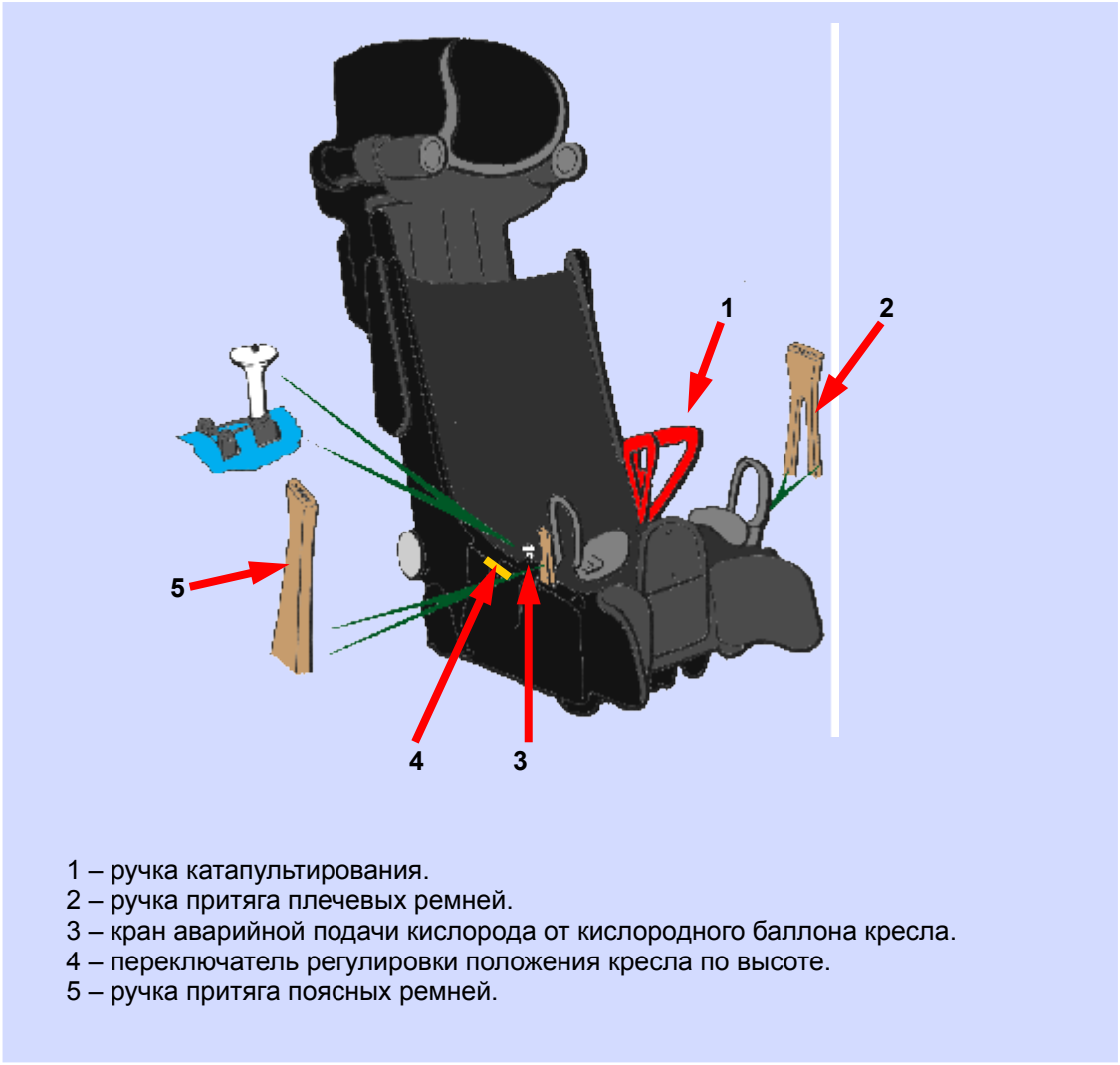
В результате перечисленных действий кресло начинает движение по направляющим рельсам.

8.20.5. При движении кресла в направляющих рельсах происходит:

- расстыковка отрывных разъемов питания и сигналов;
- включение парашютного комбинированного полуавтомата ППК-У, настроенного на высоту 5000 м и время 4,0 сек при рельефе местности высотой до 4000 м, на высоту 6000 м и время 4,0 сек при рельефе местности высотой выше 4000 м;
- отделение колодки катапультного парашютного автомата КПА-4М и его включение;
- ввод дефлектора (при скорости полета более 800 км/ч);
- отделение нижней колодки ОРК, отсоединяющей коммуникации бортовых систем от коммуникаций спецснаряжения летчика и кислородной системы кресла;
- отключение БКО и начало подачи кислорода из кислородного баллона

кресла;
- включение пиромеханизма системы стабилизации;
- притяг и фиксация ног летчика;
- механическое включение пиромеханизма воспламенителя второй ступени КСМУ.

В результате действия первой и второй ступени КСМУ кресло сходит с направляющих рельсов.




1 – ручка катапультирования.
2 – ручка притяга плечевых ремней.
3 – кран аварийной подачи кислорода от кислородного баллона кресла.
4 – переключатель регулировки положения кресла по высоте.
5 – ручка притяга поясных ремней.

Катапультное кресло.

8.20.6. При полете кресла по траектории происходит:
- отработка катапультным парашютным автоматом КПА-4М задержки времени, зависящей от скорости самолёта в момент катапультирования;
- включение автоматом КПА-4М парашютного полуавтомата ППК-1М, настроенного на высоту 2000 м и время 0,7 сек при рельефе местности высотой до 550 м, на высоту 3000 м и время 1,0 сек при рельефе местности высотой выше 550 м;
- отработка двумя полуавтоматами заданного времени и высоты.

8.20.7. При достижении креслом установленной на приборах высоты один из полуавтоматом включает механизм ввода парашюта, происходит отстрел механизма вместе с заголовником. При этом происходит:
- срабатывание резаков ремней механизма притяга плеч;

- расчековка каморы и ввод спасательного парашюта;
- срабатывание резаков ремней притяга пояса и фалов притяга ног, а также возвращение ограничителей разброса рук в исходное положение;
- отделение кресла от летчика, выход НАЗ из чашки сиденья, спуск на парашюте, приземление (приводнение) летчика.

8.20.8. На катапультном кресле К-36ДМ серии 2 установлена ручка катапультирования, которая имеет два положения: рабочее (полетное) и нерабочее. В рабочем положении ручка устанавливается вертикально, наземный предохранитель снят.

В нерабочем положении ручка откинута вперед на 70° и застопорена от выдергивания фиксаторами. На корпусе ручки установлен кабинный наземный предохранитель.

## 8.21. Эксплуатация бортовых систем «Тестер-УЗ», СОК-Б и САС.

8.21.1. Бортовая система регистрации параметров полета и работы самолетных систем и оборудования «Тестер-УЗ» предназначена для сбора, преобразования и записи на магнитную ленту информации о техническом состоянии самолета, его положения в пространстве и действиях летчика в целях сохранения информации в защищенном бортовом накопителе (ЗБН) в случае летного происшествия.

8.21.2. В системе «Тестер-УЗ» предусмотрено два режима работы:

- основной режим, при котором производится 256 измерений в одну секунду;
- режим «512», при котором частота опроса по сравнению с основным режимом увеличивается в два раза, т.е. производится 512 измерений в секунду.

Включение режима «512» производится как вручную выключателем 512, расположенным на левой стенке ниши передней опоры самолёта, так и автоматически от сигналов ПОЖАР ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ (ПОЖАР ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ).

8.21.3. Система объективного контроля боевых действий предназначена для объективного контроля действий летчика и взаимодействия бортовых устройств при выполнении учебно-боевых задач, связанных с применением вооружения.

8.21.4. В состав СОК-Б входят:

- бортовая аппаратура фотографирования информации, отраженной на ИЛС, и пространства перед самолётом;
- бортовая аппаратура магнитной записи цифровой информации (магнитный регистратор МЛП-14-3 и согласующее устройство М001-28).

8.21.5. Бортовая аппаратура фотографирования состоит из фотоконтрольного прибора ФКП-ЕУ, который представляет собой двухканальный фотоаппарат:

- канал «а» – для фотографирования внешнего пространства;
- канал «б» – для регистрации параметров, индицируемых на ИЛС, с использованием световода.

Изображение внешнего пространства и параметров, индицируемых на ИЛС, совмещены на одном кадре. Запас пленки в фотоаппарате 20 м, максимальная скорость съемки 8±2 кадра/с, дальность съемки до 3 км, режим съемки – кинорежим и покадровый.

Фотоконтрольный прибор ФКП-ЕУ работает в двух режимах: автоматическом и ручном.

8.21.6. Магнитный регистратор МЛП-14-3 предназначен для записи на магнитную

ленту кодированной информации работы прицельного комплекса и действий летчика при выполнении боевой или учебно-боевой задачи.

8.21.7. Управление ФКП-ЕУ и МЛП-14-3 осуществляется общим переключателем ФКП-МЛП, расположенным на щитке Н001-56Б. Включение ФКП-ЕУ и МЛП-14-3 осуществляется перед началом атаки установкой переключателя в положение АВТ.

Аппаратура СОК-Б может быть использована для контроля выполнения посадки в автоматическом и директорном режимах. В этом случае ФКП и МЛП могут работать только в ручном режиме, при этом галетный переключатель на щитке Н001-16Б должен быть установлен в положение НАВИГ.

8.21.8. Система аварийной сигнализации САС предназначена для оповещения летчика с помощью светосигнализаторов о режимах работы и отказах отдельных систем и агрегатов самолета. Она объединяет работу аварийных (красного), предупреждающих (желтого) и уведомляющих (зеленого) цвета светосигнализаторов, в качестве которых используются сигнальные табло типа ТС-5М.

Светосигнализаторы красного цвета работают в проблесковом режиме или режиме постоянного горения и оповещают летчика о неисправностях, требующих немедленных действий, то есть свидетельствуют об отказах, для устранения которых время не превышает 15 сек.

Светосигнализаторы зеленого и желтого цветов работают в режиме постоянного горения и свидетельствуют о состоянии систем.

Контроль исправности системы САС осуществляется нажатием кнопки ПРОВЕРКА ЛАМП на щитке освещения правого пульта кабины. Яркость свечения светосигнализаторов можно плавно регулировать резистором регулировки яркости ЯРКОСТЬ ЛАМП или ступенчато переключателем ДЕНЬ-НОЧЬ, размещенным на щитке освещения.

Для оповещения летчика о возникновении в полете отказов агрегатов и систем или отклонениях в их работе на приборной доске кабины установлены одиночно или сгруппированными в блоки сигнальные табло, на которых высвечиваются надписи: ПОЖАР, ГИДРО, СДУ, α Пу КРИТИЧ. Это аварийные светосигнализаторы красного цвета, работающие в проблесковом режиме.

Аварийный светосигнализатор красного цвета, работающий в режиме постоянного горения: УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ.

Предупреждающий светосигнализатор желтого цвета ЗАПРИ ФОНАРЬ.

Уведомляющие светосигнализаторы зеленого цвета: ПРИВЕД К ГОРИЗ, МАРКЕР, ТРИМ НЕЙТР РН, ТРИМ НЕЙТР СТ, ТРИМ НЕЙТР ЭЛ, ЗАПУСК ЛЕВ, ЗАПУСК ПРАВ, ФОРСАЖ ЛЕВ, ФОРСАЖ ПРАВ, БЛИЖ ВКЛЮЧЕН, ЗАХВАТ РЛС, ЗАМЕР ДАЛЬН, ЗАХВАТ ОЛС, ШАССИ ВЫПУЩ.

## 8.22. Эксплуатация аппаратуры приема команд наведения и активного ответа 11Г6.

Бортовая аппаратура предназначена для приема команд управления передаваемых с пункта наведения и передачи полётной информации на дальностях до 400 км в условиях прямом видимости при работе 11Г6.

8.22.1. Аппаратура обеспечивает:

- радиовизирование самолетов и передачу полётной информации (бортовой номер, остаток топлива, Нбар и разовые сообщения от А-511 по ответному каналу радиолинии «Радуга-САЗО-СПК-75») через передающее устройство 6202Р-1;
- приём команд наведения и управления, передаваемых с пунктов наведения по командным радиолиниям управления (КРУ) «Лазурь-М»,»Бирюза»,

«Радуга-СПК-68» и «Радуга-СА30-СПК-75».

8.22.2. Аппаратура имеет четыре режима работы, в каждом из которых она работает на фиксированных оперативно перестраиваемых в полёте радиоданных (РД). Канал визирования САЗО работает на одной фиксированной волне.

В аппаратуре предусмотрен автоматический переход на новые радиоданные во всех режимах при приёме команды «Взаимодействие», передаваемой с СП, а также ручное переключение с пульта управления и контроля аппаратуры 11Г6.

8.22.3. Управление и контроль за работой производятся с пульта управления, на лицевой панели которого расположены следующие органы управления и индикации:

- кнопка ПЕРЕХ ОКОНЧ, для выдачи на ПН сообщения об устойчивом прохождении команд на новых радиоданных;
- лампа ПЕРЕХ ОКОНЧ, для индикации летчику выдачи на ПН этой команды.

На самолете кнопка и лампа ПЕРЕХ ОКОНЧ. не задействованы.

- лампа КОНТР – для контроля прохождения команд от ПН и проверки работоспособности изделия. При приеме команд с ПН она должна гореть 1,5; 3,0 или 4,5 сек в режиме «Лазурь-М» и 5,0; 10,0 или 20,0 сек в режимах «Бирюза», СПК-68 и СПК-75 в зависимости от темпа выдачи команд с ПН с кратковременным погасанием на время ~ 0,2 сек.

При прекращении связи с ПН лампа КОНТР должна погаснуть через 15 сек или 30 сек в зависимости от наличия признака темпа в командах управления ;

- лампа АВТ – для индикации приема команды ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ, по которой аппаратура автоматически перестраивается на новые радиоданные и режим работы. При устойчивом приеме команд управления самолетом на новых радиоданных лампа АВТ гаснет;
- кнопки и лампы АЛМ и СПК – для проверки индикаторов пульта, выбора режима работы аппаратуры и индикации выбранного режима.

При одновременном нажатии кнопок АЛМ и СПК при положении переключателя ЗК-ШИФР-АЗС в положении ШИФР все сигнальные лампы должны гореть, а на индикаторах ВОЛНА, ШИФР и РАЗНОС высвечиваются соответственно цифры 88, 88 и 8, которые должны мигать с темпом 0,8-1,2 сек.

При. кратковременном нажатии кнопки АЛМ на 1,5-2,0 сек аппаратура переключается в режимы «Лазурь-М» или «Бирюза»; при нажатии кнопки СПК – в режимы СПК-68 или СПК-75 (в зависимости от положения переключателя ШИФР) и загорается соответствующая лампа – АЛМ или СПК.

При приеме сигналов по каналу визирования (САЗО) лампа включенного режима мигает.

- переключатель ЗК-ШИФР-АЗС на 20 положений, разделенных на три сектора:
  - в секторе ЗК – 3 положения – для установки заданного номера (1, 2 или 3) запросного кода (ЗК) канала визирования. Для ввода запросного кода необходимо переключателем в секторе ЗК установить по индикатору заданный номер ЗК, при этом индикаторы ВОЛНА и РАЗНОС должны погаснуть и кратковременно, на 1,5-2 сек нажать кнопку рабочего режима – СПК или АЛМ. Во время нажатия цифровой индикатор должен высвечивать тот же номер, что и до нажатия. После ввода ЗК переключатель установить в секторе ШИФР;
  - в секторе ШИФР 15 положений, для установки заданного номера

шифра и режима работы.

Шифры 1-3 используются в режимах «Лазурь-М» и СПК-68.
Шифры 4-15 используются в режимах «Бирюза» и СПК-75.
В режимах «Лазурь-М» и «Бирюза» шифр играет роль адреса самолета, которому предназначена информация, выдаваемая с ПН.

- в секторе АЗС 2 положения, для включения индикации бортового номера самолета в режимах СПК-68 и СПК-75. В любом из двух положений на индикаторах ВОЛНА, ШИФР и РАЗНОС высвечивается с промигиванием номер, установленный на устройстве набора номера самолетного ответчика А-511.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При установке переключателя ЗК-ШИФР-АЗС в положение АЗС нажимать кнопки СПК и АЛМ запрещается.

- переключатель ВОЛНА на 20 положений, для выбора рабочей волны, значение которой зависит также от положения переключателя РАЗНОС;
- индикатор ВОЛНА, для индикации номера установленной волны с 1 по 40;
- переключатель РАЗНОС на 8 положений и индикатор, для установки разносов в режиме «Лазурь-М» и номера волны в других режимах (1-20 или 21-40).

В режиме «Лазурь-М» для каждого установленного переключателем ВОЛНА номера волны с 1 по 20 используются все 8 разносов для настройки радиоприемного устройства. В режимах «Бирюза», СПК-68 и СПК-75 для установки волн с 1 по 20 переключатель РАЗНОС установить в положения 1-4, а волн с 21 по 40 в положения 5-8.

8.22.4. Для включения аппаратуры 11Г6 включить выключатель НАВЕДЕН на щитке питания. При этом загорается лампа АЛМ или СПК и все цифровые индикаторы при положении переключателя ЗК-ШИФР-АЗС в секторе ШИФР. Допускается кратковременное, не более 6 сек, мигание лампы режима и кратковременное загорание лампы КОНТРОЛЬ – не более 5 сек.

Для приема команд наведения по КРУ «Лазурь» и «Бирюза» используется приемник комплекса К-ДлАЭ, при этом переключатель сетей обмена СЕТЬ 1-2-3-ПН должен находиться в положении ПН.

Аппаратура наведения комплексируется с ответчиками А-511 и 6202Р-1. Для включения ответчиков включить выключатель ОПОЗНАВАН на щитке питания и установить переключатель режимов работы А-511 в положение БАН.

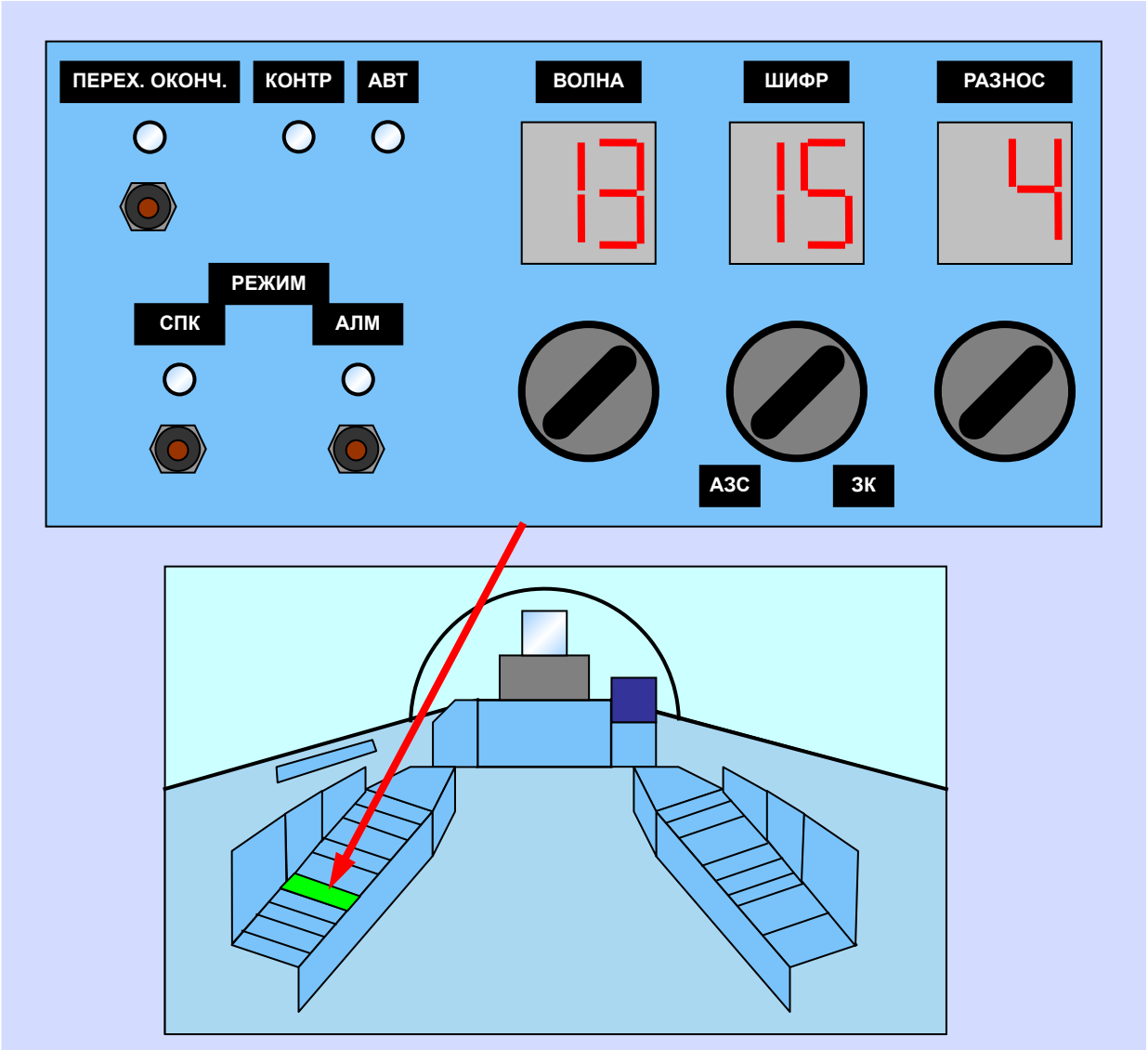
8.22.5. Подготовка аппаратуры к полету и действия летчика:

- установить на устройстве набора номера А-511 соответствующий номер и проверить его;
- установить заданный номер запросного кода и канала визирования;
- установить переключателями ВОЛНА, ШИФР, РАЗНОС рабочие радиоданные;
- нажать кратковременно, на 1-2 сек, кнопку рабочего режима СПК или АЛМ;
- установить органы управления на пультах управления А-511 и К-ДлАЭ в соответствие с выбранным режимом работы 11Г6.

Положения переключателей на пультах управления аппаратурой 11Г6, А-511, К-ДлАЭ в зависимости от заданного режима работы приведены в таблицах 1 и 2.

Таблица 1

| Тип | Положение переключателей на пульте управления | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | 11Г6 | | | А-511 | |
| | Волна | Шифр | Разнос | Кнопка режима | Режим работы |
| «Бирюза» | 1 – 20<br>21 – 40 | 4 – 15<br>4 – 15 | 1 – 4<br>5 – 8 | АЛМ | Согласно задания |
| СПК-68 | 1 – 20 | 1 – 3 | 1 – 4 | СПК | БАН |
| СПК-75 | 1 – 20<br>21 – 40 | 4 – 15<br>4 – 15 | 1 – 4<br>5 – 8 | СПК | БАН |
| «Лазурь-М» | 1 – 20 | 1 – 3 | 1 – 8 | АЛМ | Согласно задания |




Пульт управления и контроля аппаратуры 11Г6.

8.22.6. Автоматическая перестройка аппаратуры на новые радиоданные, переданные с ПН, осуществляется по команде «Взаимодействие», при этом загорается лампа АВТ и в наушниках будет прослушиваться непрерывный звуковой сигнал частотой 1000 Гц. При переходе на новые радиоданные на индикаторах ВОЛНА, ШИФР и РАЗНОС будут

индицироваться новые радиоданные. При приеме команд управления на новых радиоданных лампа АВТ гаснет и звуковой сигнал прекращается.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После изменения радиоданных вручную нажать кнопку соответствующего режима АЛМ или СПК.

При нажатии кнопки АЛМ или СПК при горящей лампе АВТ аппаратура переключается на старые радиоданные и звуковой сигнал прекращается.

При поступлении команды «Форсаж» на ИЛС индицируется сигнал Ф и в наушниках прослушивается прерывистый звуковой сигнал частотой прерывания 10 Гц. При выполнении летчиком команды «Форсаж» звуковой сигнал прекращается.

При снятии команды «Форсаж» с ПН индикация на ИЛС сигнала Ф прекращается и в наушниках прослушивается прерывистый звуковой сигнал с частотой прерывания 1 Гц. После выполнения летчиком данной команды звуковой сигнал прекращается.

Таблица 2

| Выполняемая задача | Положение в строю | КП-ВДЩ-ВДМ | ПАРА2-ПАРА1-ГД-ОТКЛ | СЕТЬ 1-2-3-ПН |
|---|---|---|---|---|
| Групповые действия в составе автономной группы с использованием канала наведения. | ВДЩ<br>ВДМ | ВДЩ<br>ВДМ | ГД<br>ГД | ПН<br>СЕТЬ 1 |
| Парная работа с использованием канала наведения. | ВДЩ<br>ВДМ | ВДЩ<br>ВДМ | ПАРА 1, 2<br>ПАРА 1, 2 | ПН<br>СЕТЬ 1 |
| Автономное наведение. | | ВДМ | ПАРА 1, 2 | ПН |

**Примечание:**

1. Режим наведения реализуется только для одной группы.
2. В режиме наведения группы производится наведение только ведущего группы.
3. Наведение в группе производится только при установке переключателя сетей в положение СЕТЬ 1.

8.22.7. Выходная информация с аппаратуры 11Г6 отображается на СЕИ «Нарцисс»:

1. На ИПВ индицируется тактическая информация:
   - символы своего самолета и цели, переданной с НАСУ;
   - их взаимное положение в пространстве;
   - характеристики полета цели: направление полета, скорость и высота полета;
   - отклонение от заданного курса.
2. На ИЛС индицируются команды управления самолетом и прицельным комплексом:
   - символы КН, БН или БП – способы выхода в боевое соприкосновение с целью (СВБС) – командное наведение; бортовое наведение или бортовой поиск;
   - ППС или ЗПС – признак полусферы атаки цели (передняя или задняя);
   - ИЗЛ – рекомендация на включение излучения РЛС;
   - Ф – команда на включение форсажа;
   - В – вертикаль – команда на выполнение маневра в вертикальной плоскости;
   - **!** – перенацеливание;
   - Т – привод;
   - ОТВ ⇜ ⇝ – команда на выполнение маневра в горизонтальной плоскости;

- О – метка наведения, отклонение которой пропорционально ΔΨ= Ψтек – Ψзад;
- Нзад – значение высоты полета цели или высоты перехватчика при барражировании или приводе;
- Vзад – значение истинной скорости полета;
- $V_L$ – скорость сближения перехватчика с целью;
- L – наклонная дальность от перехватчика до цели;
- Ец и βц – азимут и угол места цели, по которым устанавливается центр зоны РЛС или ОЭПС, в виде отклонения метки центра зоны.

3. На ПНП индицируется заданный курс при установке переключателя НАВЕДЕНИЕ АВТ - РУЧ на ПЗ-188 в положение АВТ.

При установке данного переключателя в положение РУЧ заданный курс устанавливается кремальерой на ПНП.

8.22.8. При прекращении прохождения команд (лампа КОНТРОЛЬ прекратила мигать) необходимо:

- проверить соответствие положения органов управления аппаратурой 11Г6 заданному на полет режиму КРУ и соответствие режимов работы КРУ и аппаратуры А-511 и К-ДлАЭ (таблицы 1 и 2);
- запросить у РП полетные данные (режим работы, радиоданные, номер ЗК и бортовой номер);
- проверить работоспособность аппаратуры 11Г6, для чего нажать кнопку НАВЕДЕНИЕ на щитке наземного контроля. При нормальном функционировании лампа КОНТРОЛЬ должна гореть с кратковременным погасанием с темпом 0,8-1,5 сек и на ИЛС должна индицироваться следующая информация:
  - Ψзад = 28° - метка наведения справа;
  - Vзад = 360 км/ч;
  - Нзад = 2360 (2620) м;
  - Lзад = 8 км в режиме СПК-68, 9-9,5 км в режиме «Лазурь-М» и 32 км в режимах «Бирюза» и СПК-75.

При неисправном канале САЗО лампа КОНТРОЛЬ должна гореть постоянно, при неисправном РПУ режимов «Лазурь-М» и «Бирюза» - кратковременно мигать с темпом 0,8-1,6 сек, а при неисправном моноблоке лампа не должна гореть.