

САМОЛЕТЫ
МИГ-19
ИНСТРУКЦИЯ
ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ



ОБОРОНГИЗ
1958



RAZVAM

Введение и благодарности

Благодарим Вас за приобретение модуля МиГ-19П от RAZBAM. Надеемся, что полёт доставит Вам столько же удовольствия, сколько получили мы, создавая этот модуль.

Большое спасибо всем, кто принимал участие в реализации проекта.

- **Ron "Prowler111" Zambrano** Владелец RAZBAM, руководитель проекта
- **Carlos "OverStratos" Diaz** Менеджер проекта, 3D моделирование, документация
- **Larry "Zeus67" Zambrano** Программист по системам самолёта и авионике
- **CJ "CptSmiley"** Программист полётной модели и систем двигателей
- **Hank Essers** Обшивка, винты и заклёпки
- **Clarke "Specter" Wardle** Внешние текстуры и текстуры кабины
- **Tim "Timghetta" Taylor** 3D модель и оптимизация текстур
- **"Baltic Dragon"** Обучающие миссии и кампания
- **Adam "Mikoyan74" Beeby** Редактирование и вёрстка этого Руководства
(из Red Star Manuals)

Отдельное спасибо **Piotr "Foxbat155" Gajewski** за ценную документацию и технические консультации.

Vincent "vincent90" Quak за предоставленную документацию.

XQ "U-boats" Zao за перевод всех надписей в кабине на китайский язык.

Александрю "Skylark" Драникову за активную помощь с чертежами самолёта и общим масштабом.


Алексею "Kosheus" Щупакову за перевод этого Руководства на русский язык.

Оглавление

ОБЛОЖКА.....	1
ВВЕДЕНИЕ И БЛАГОДАРНОСТИ.....	2
ГЛАВА 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.....	7
МИГ-19П ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	8
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЁТА.....	9
ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЁТА.....	10
ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЁТА.....	11
ЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЁТА.....	11
ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ РД-9Б.....	12
ЁМКОСТЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ.....	12
ГЛАВА 2 – ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ, ПРИБОРЫ И ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ.....	13
ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	14
РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ (РУС)	15
СЕКТОР ГАЗА	16
ПРИБОРНАЯ ДОСКА	18
УКАЗАТЕЛЬ ПЕРЕГРУЗОК АМ-10.....	21
ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ АНО И ФАР, ТОРМОЗ ПЕРЕДНЕГО КОЛЕСА ШАССИ.....	22
РЫЧАГ ВЫПУСКА ШАССИ И ПАНЕЛЬ ИНДИКАТОРА ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ, ЗАКРЫЛКОВ И ТОРМОЗНЫХ ШИТКОВ ППС-1.....	23
ИНДИКАТОР КИСЛОРОДНЫЙ ИК-18.....	24
ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ «ИЗУМРУД» И ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ ПО ВЫСОТЕ.....	25
ЛАМПА НЕЙТРАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ТРИММЕРА РУЛЯ ВЫСОТЫ.....	25
УКАЗАТЕЛЬ ГИРОИНДУКЦИОННОГО КОМПАСА ГИК-1.....	26
ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ «МАРКЕР» МРП-56П.....	27
АВИАГОРИЗОНТ АГИ-1.....	27
ВЫСОТОМЕР ВД-20.....	28
КОМБИНИРОВАННЫЙ УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ КУС-2000.....	29
ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53.....	29
ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ ПЕРЕГРЕВА РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2».....	30
УКАЗАТЕЛЬ ВЫСОТЫ УВ-57 РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-5.....	30
ЧАСЫ АЧХО.....	31
ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЁТЕ.....	32
УКАЗАТЕЛЬ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ УСИЛИЯ СТАБИЛИЗАТОРА АРУ-2В.....	32
ТЕРМОМЕТР ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ СДВОЕННЫЙ 2ТВГ-411.....	33
ЛАМПЫ МАКСИМАЛЬНОГО РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЕЙ.....	33
ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ ОТКЛЮЧЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ.....	34
ВАРИОМЕТР ВАР-150.....	34
ТАХОМЕТР ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ДИСТАНЦИОННЫЙ 2ТЭ15-1.....	35
ТАБЛО СВЕТОВОЕ Т-6 «Табло-6».....	35
УКАЗАТЕЛЬ ЧИСЛА М ТИПА МС-1,5.....	36
УКАЗАТЕЛЬ ТОПЛИВОМЕРА-РАСХОДОМЕРА ТРЗ-52.....	36
ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ ПОНИЖЕННОГО ДАВЛЕНИЯ В ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЕ.....	37

ВОЛЬТМЕТР В-1.....	38
УКАЗАТЕЛЬ «ВЫСОТЫ» И ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ УВПД-15.....	38
МАНОМЕТР М-2000 КОМПЛЕКТА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ККО-1.....	39
ЛАМПА ВКЛЮЧЕНИЯ ЦЕПЕЙ ВЗРЫВА.....	40
ЛАМПЫ ГОТОВНОСТИ ПУШЕК К СТРЕЛЬБЕ.....	40
ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ О ВЫРАБОТКЕ ПОДВЕСНЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ.....	40
ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ЦЕПЕЙ ВЗРЫВАТЕЛЕЙ БОМБ.....	41
СЧЁТЧИКИ УСБ-1 ОСТАТКА ПАТРОНОВ ПУШЕК.....	41
ЛАМПЫ ПОДВЕСКИ ВООРУЖЕНИЯ НА БАЛКАХ.....	41
ДВУХСТРЕЛОЧНЫЙ МАНОМЕТР МА-12 КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ.....	42
МАНОМЕТР МА-250 КОНТРОЛЯ ДАВЛЕНИЯ В БУСТЕРНОЙ ГИДРОСИСТЕМЕ.....	42
ПРАВЫЙ ПУЛЬТ.....	43
ПРАВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК.....	44
МАНОМЕТРЫ ВОЗДУШНОЙ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМ, КРАНЫ АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ.....	45
ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ПЗПН-20 ОБОГРЕВА КАБИНЫ.....	46
ПРАВЫЙ ЗАДНИЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК.....	47
РУЧКА АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ.....	48
ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ.....	49
АЗС АГРЕГАТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ, СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ, ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ АРУ-2В, ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ АРК-5.....	50
ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ТРИММЕРА ЭЛЕРОНОВ, ГИДРОУСИЛИТЕЛЕЙ СТАБИЛИЗАТОРА И ЭЛЕРОНОВ.....	51
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОСТАНЦИЕЙ РСИУ-4В.....	52
КНОПКИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ И СИСТЕМА ЗАПУСКА В ВОЗДУХЕ.....	53
РУЧКА ЗАДАТЧИКА МИНИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-5.....	53
ЩИТКИ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ И КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМОЙ.....	54
ПРИЦЕЛ АСП-5Н, РАДИОПРИЦЕЛ АР-18-8 И ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЦЕЛОМ.....	55
ПРИЦЕЛ АСП-5Н.....	56
РАДИОПРИЦЕЛ АР-18-8.....	59
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЦЕЛА АСП-5Н.....	61
ЭКРАН И ПУЛЬТ РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2».....	62
ЭКРАН РЛС РП-5.....	64
ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ РЛС.....	65
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2».....	66
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ НАР ОРО-75К.....	67
ВЕРХНИЙ ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ.....	68
ЩИТОК УПРАВЛЕНИЯ РАДИОКОМПАСА АРК-5П.....	69
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТНОГО РАДИООТВЕТЧИКА СРО-2.....	71
ЗАМОК КАБИНЫ.....	72
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ ОБЛУЧЕНИИ СПО-2 «СИРЕНА-2».....	73
ГЛАВА 3 – СТАНДАРТНЫЙ ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ.....	74
ПРЕДПОЛЁТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЁТА И ДВИГАТЕЛЕЙ.....	75
ОСМОТР КАБИНЫ.....	75
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ.....	76
ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	76

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ.....	77
ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И ВЗЛЁТУ.....	79
ПРЕДПОЛЁТНАЯ ПРОВЕРКА ДВИГАТЕЛЕЙ.....	79
ПРИГОТОВЛЕНИЯ ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ.....	82
ПОДГОТОВКА ВООРУЖЕНИЯ И БОРТОВОЙ РЛС.....	83
РУЛЕНИЕ И ВЗЛЁТ.....	83
РУЛЕНИЕ.....	83
ВЗЛЁТ.....	84
НАБОР ВЫСОТЫ.....	85
ОБЩИЕ ПРАВИЛА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЁТОВ.....	85
ПАРАМЕТРЫ СВАЛИВАНИЯ И ШТОПОРЕНИЯ.....	86
ВЫХОД ИЗ ШТОПОРА.....	87
ОГРАНИЧЕНИЯ РЕЖИМОВ ПОЛЁТА.....	88
МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЕЙ.....	88
ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ РАСХОДОВАНИЯ ТОПЛИВА.....	88
ГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ.....	89
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТА С ВНЕШНИМИ ПОДВЕСКАМИ.....	89
ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ.....	90
ПОДГОТОВКА К ПОСАДКЕ.....	90
ПОСАДКА.....	91
РУЛЕНИЕ НА СТОЯНКУ И ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЕЙ.....	92
УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ.....	92
ГЛАВА 4 – БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ.....	93
ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЁТА.....	94
Р-3С РАКЕТА «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ» С ТЕПЛОВОЙ ГСН.....	94
НР-30 АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПУШКА КАЛИБРА 30 ММ.....	97
ПРИМЕНЕНИЕ РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2».....	98
УКАЗАНИЯ ПО ПРИМЕНЕНИЮ ВООРУЖЕНИЯ.....	101
ПРИМЕНЕНИЕ РАКЕТ «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ» Р-3С.....	101
ПРИМЕНЕНИЕ ПУШЕК ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ.....	103
ПРИМЕНЕНИЕ ПУШЕК С ОПТИЧЕСКИМ ПРИЦЕЛОМ.....	104
ПРИМЕНЕНИЕ ПУШЕК С РАДИОПРИЦЕЛОМ.....	108
ПРИМЕНЕНИЕ РЛС РП-5 В РЕЖИМЕ 1.....	110
ПРИМЕНЕНИЕ ПУШЕК ПО НАЗЕМНЫМ ЦЕЛЯМ.....	111
ПРИМЕНЕНИЕ НАР АРС-57М/С-5М ИЗ ОРО-57К.....	112
ПРИМЕНЕНИЕ СВОБОДНОПАДАЮЩИХ БОМБ.....	115
ГЛАВА 5 – ОСОБЫЕ СЛУЧАИ.....	118
ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЁТЕ.....	119
ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ (ЕЙ) В ПОЛЁТЕ.....	119
ОТКАЗ ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ СТАБИЛИЗАТОРА.....	119
ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА.....	120
ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ.....	120
ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ.....	121
ОТКАЗ ПВД.....	121
ОТКАЗ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ В ПОЛЁТЕ.....	122

АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ.....	122
ГЛАВА 6 – ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ СИСТЕМ САМОЛЁТА.....	123
ФЮЗЕЛЯЖ.....	124
КРЫЛО.....	125
ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ.....	126
ФОНАРЬ КАБИНЫ.....	126
КАТАПУЛЬТИРУЕМОЕ СИДЕНЬЕ.....	127
ШАССИ.....	127
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....	128
СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ.....	132
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА.....	133
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ.....	135
ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ.....	137
ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА.....	138
ВЫСОТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	138
ИСТОРИЯ САМОЛЁТА.....	141
<i>ПРОТОТИПЫ.....</i>	<i>141</i>
<i>ПРОИЗВОДСТВО И ЭКСПЛУАТАЦИЯ.....</i>	<i>145</i>
МОДИФИКАЦИИ МИГ-19П.....	148
<i>МиГ-19ПГ.....</i>	<i>148</i>
<i>МиГ-19ПВ.....</i>	<i>148</i>
<i>МиГ-19ПМ.....</i>	<i>148</i>
<i>МиГ-19ПМЛ.....</i>	<i>148</i>
<i>МиГ-19ПТ.....</i>	<i>148</i>
ОБЪЁМ ПРОИЗВОДСТВА МИГ-19П и ПМ.....	149
СССР 	149
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	150

ГЛАВА 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ



МИГ-19П ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Перехватчик МиГ-19П является дальнейшей модификацией одноместного сверхзвукового реактивного фронтового истребителя МиГ-19 конструкции дважды Героя Социалистического труда А. И. Микояна. По своей схеме самолёт является свободонесущим среднепланом со стреловидным крылом и стреловидным оперением с управляемым стабилизатором. Основным отличием самолёта МиГ-19П от самолёта МиГ-19С является установка на самолёте радиолокационного прицела РП-5, обеспечивающего боевое применение самолёта в ночных и сложных метеорологических условиях полёта. Установка станции РП-5 в носовой части самолёта привела к изменению носовой части фюзеляжа до шпангоута №12 и снятию фюзеляжной пушки. Кабина самолёта была расширена с изменением обводов фонаря аналогично МиГ-19С. Тяги управления выведены под пол кабины. Штанга для крепления приёмника воздушного давления ПВД-4 установлена на правом крыле. Носовая стойка шасси перемещена вперёд. Изменена конфигурация топливного бака №1. Изменениям подверглись электрическая, пневматическая и кислородная системы.

На самолёте установлены две пушки конструкции Нудельмана-Рихтера НР-30 в крыльях с боекомплектом на 70 выстрелов каждая. Также может быть установлено бомбовое и реактивное вооружение. Бомбардировочное вооружение позволяет производить одновременную подвеску двух бомб весом от 50 кг до 250 кг. Реактивное вооружение состоит из двух восьмизарядных блоков ОРО-57К, предназначенных для стрельбы реактивными снарядами С-5.

Самолёт принят на вооружение войск ВВС и ПВО в 1956 году. Проходил испытания на предмет использования в качестве самолёта палубной авиации ВМФ.

Радар РП-5 «Изумруд-2» (по классификации НАТО «Scan Odd») способен обнаруживать цели класса «бомбардировщик» на удалении до 11 км и цели класса «истребитель» на удалении до 9 км. Вследствие технических ограничений использование поискового радара возможно только с высоты более 2000 м. Ниже этой высоты сильное отражение от земли препятствует распознаванию целей. Радар наведения способен работать на высотах более 1200 м.

После модернизации самолёт получил возможность подвески и применения двух ракет класса «воздух-воздух» Р-3С (К-13) с тепловой головкой самонаведения и был оснащён станцией предупреждения об облучении в заднюю полусферу СПО-2В «Сирена-2».

Прицельное оборудование состоит из прицела-вычислителя АСП-5Н и радиоприцела АР-18-8. Сочетание двух прицелов обеспечивает выход на цель и целеуказание при плохой видимости в ночных и сложных метеорологических условиях полёта, позволяя вести прицельный огонь из двух 30 мм пушек НР-30 на расстояние до 1500 м.

Пилотажно-навигационное оборудование МиГ-19П включает в себя авиагоризонт АГИ-1 и гироиндукционный компас ГИК-1 в комплекте с радиоконпасом АРК-5, позволяющие выполнять полёт ночью и в сложных метеорологических условиях. Для осуществления радиосвязи самолёт оснащён УКВ радиостанцией РСИУ-4В, позволяющей использовать шесть предварительно настроенных на земле частот из 601 в диапазоне от 100 МГц до 150 МГц.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЁТА

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Полная длина, м	13,025
Длина фюзеляжа, м	10,788
Размах крыла, м	9,0
Размах горизонтального оперения, м	4,490
Высота, м	3,880
Ширина колеи шасси, м	4,156
Продольная база шасси, м	4,448
Максимальный диаметр фюзеляжа, м	1,45
Угол стреловидности крыла	57°
Площадь крыла, м ²	25,16
Угол поперечного V крыла	-4° 30′
Профиль крыла корневой	ЦАГИ С-12С
Профиль крыла концевой	ЦАГИ СР-7С
Угол установки крыла	0°
Средняя аэродинамическая хорда крыла, м	3,023
Удлинение крыла	3,24
Сужение крыла	3,04
Относительная толщина крыла по потоку	0,0824
Максимальный угол отклонения элеронов	±20°
Площадь элеронов до оси вращения (двух), м ²	1,56
Размах элерона (одного), м	1,72
Средняя аэродинамическая хорда элерона, м	0,311
Площадь триммера элерона (только левый), м ²	0,053
Максимальный угол отклонения триммера элерона	±15°
Площадь закрылков (двух), м ²	3,43
Размах закрылка (одного), м	1,781

DCS МИГ-19П – DIGITAL COMBAT SIMULATOR

Угол отклонения закрылков	При взлёте: 15° При посадке: 25°
Относительная хорда закрылка	0,383
Площадь горизонтального оперения с подфюзеляжной частью, м ²	7,78
Площадь горизонтального оперения без подфюзеляжной части, м ²	5,0
Площадь подвижной части горизонтального оперения, м ²	4,4
Угол поперечного V горизонтального оперения	-4°
Удлинение горизонтального оперения	2,56
Сужение горизонтального оперения	2,49
Профиль горизонтального оперения	NACA-M
Угол отклонения стабилизатора	+11°/-26°
Площадь вертикального оперения, м ²	4,17
Угол стреловидности вертикального оперения	57°
Сужение вертикального оперения	1,78
Профиль вертикального оперения	ЦАГИ С-11С
Средняя аэродинамическая хорда вертикального оперения	2,537
Площадь руля поворота, м ²	0,93
Максимальный угол отклонения руля поворота	±25°
Площадь подфюзеляжного килевого гребня, м ²	0,54
Максимальный угол отклонения задних тормозных щитков	25°
Максимальный угол отклонения переднего тормозного щитка	45°
Носовое колесо шасси, мм	480x220
Основные колёса шасси, мм	660x200

ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЁТА

ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ	ЗНАЧЕНИЕ
Вес пустого, кг	5468
Взлётный вес, без внешних подвесок, кг	7384
Максимальный взлётный вес, кг	8738
Посадочный вес при 7%-ном запасе топлива в основных баках и без патронов, кг	5878
Посадочный вес при 7%-ном запасе топлива в основных баках и без патронов, с ПТВ 2x760 л, кг	5984

ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЁТА

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Максимальная эксплуатационная перегрузка	8
Максимальная эксплуатационная перегрузка с бомбами и/или ПТВ	5
Максимальная эксплуатационная перегрузка с пустыми ПТВ	6,5
Максимальный скоростной напор, кг/м ²	7000 / 1300 км/ч (приб.); 1700 км/ч (истинн.)
Максимальный скоростной напор с ПТВ, кг/м ²	4830 / 1000 км/ч (приб.)

ЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЁТА

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Максимальная скорость на высоте 10000 м (в форсажном режиме), км/ч	1370
Максимальная скорость на высоте 1000 м (в максимальном режиме), км/ч	1152
Максимальная приборная скорость, км/ч	1200
Максимальная приборная скорость с ПТВ, км/ч*	1000
Посадочная скорость, км/ч	235
Разбег по бетонной дорожке (в форсажном режиме), м	580–600
Пробег по бетонной дорожке (с тормозным парашютом), м	610
Пробег по бетонной дорожке (без тормозного парашюта), м	890
Набор высоты 10000 м (в форсажном режиме)	1,8 мин
Набор высоты 15000 м (в форсажном режиме)	3,8 мин
Практический потолок (в форсажном режиме), м	17250
Практический потолок (в максимальном режиме), м	15600
Время набора высоты до практического потолка	7,5 мин
Тяговооружённость (при нормальной взлётной массе)	0,88
Дальность полёта без ПТВ, км	1474
Дальность полёта с ПТВ 2x760 л, км	2218
Продолжительность полёта без ПТВ на высоте 14000 м	1 ч 43 мин
Продолжительность полёта с ПТВ 2x760 л	2 ч 38 мин

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ РД-9Б

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Масса сухого, кг	695
Диаметр, мм	665
Тяга в максимальном режиме, кН	25,50
Тяга в номинальном режиме, кН	21,08
Тяга в форсажном режиме, кН	31,87
Температура отходящих газов, °С	550-650
Максимальная скорость вращения вала, об/мин	11150

ЁМКОСТЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

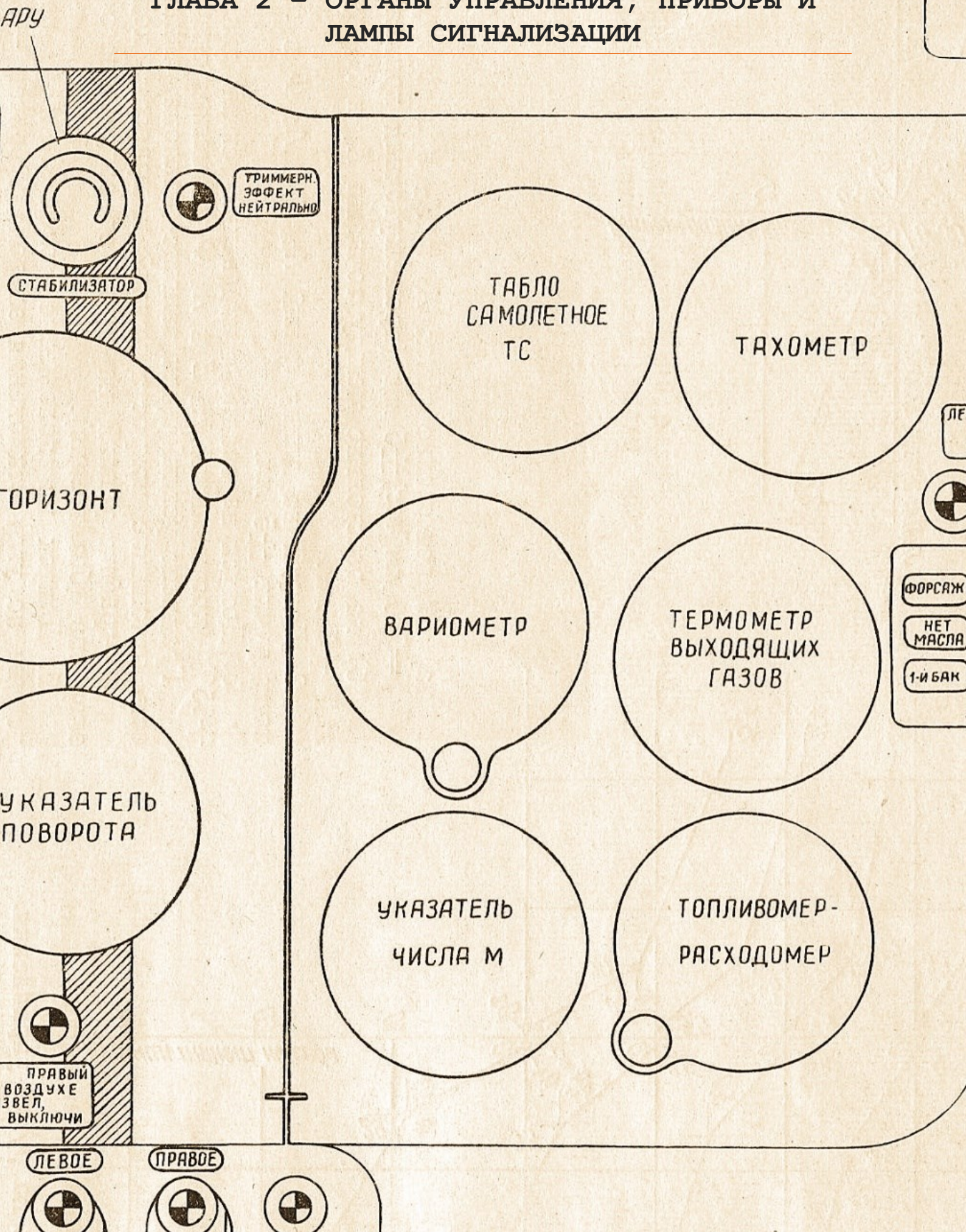
ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Основные топливные баки**	1800 кг (2170 л)
Общая с ПТВ	2960 кг (3970 л)
Бак №1, л	1485
Бак №2, л	330
Бак №3, л	180
Бак №4, л	175
ПТВ 760***, л	760
ПТВ 400, л	400

* Ограничена механической прочностью узлов подвески ПТВ.

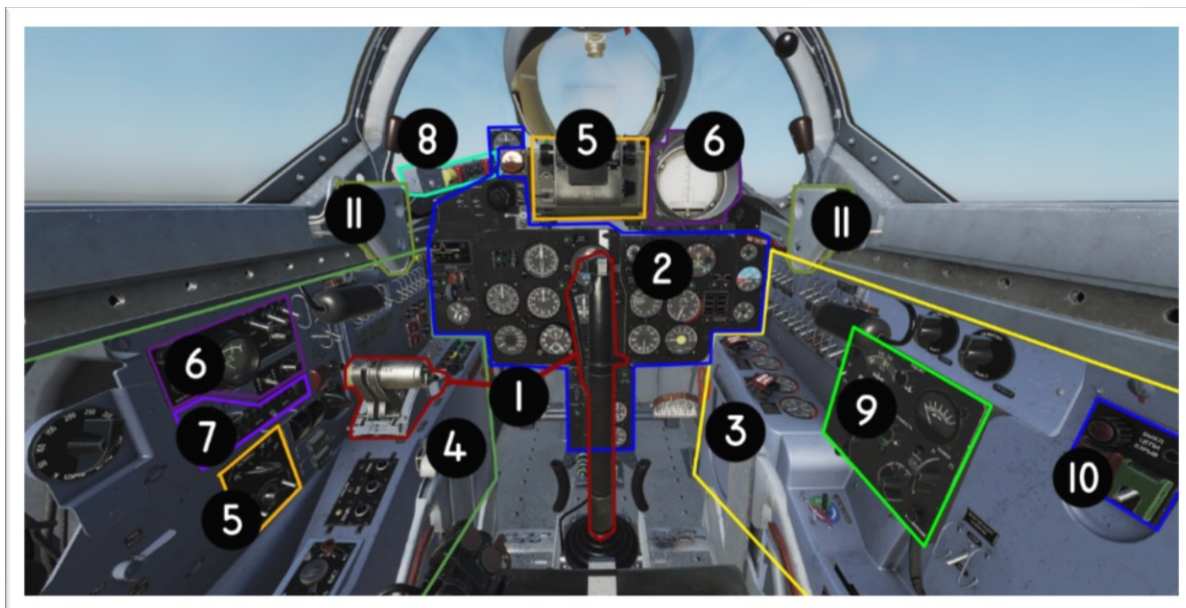
** Остаток топлива в топливной системе объемом не менее 80 л не может быть использован для питания двигателей.

*** Вследствие весовых ограничений при подвеске ракет «воздух-воздух» Р-3С в ПТВ-760 может быть залито не более 600 л топлива.

ГЛАВА 2 – ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ, ПРИБОРЫ И ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ



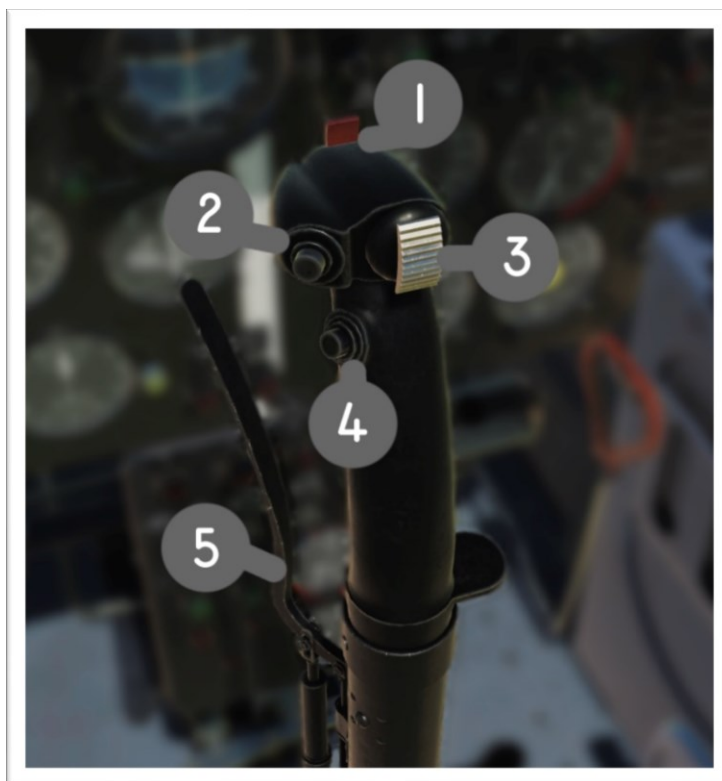
ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ



Расположение оборудования в кабине МиГ-19П

- 1) Ручка управления самолётом (РУС) и сектор газа с рычагами управления двигателями (РУД)
- 2) Приборная доска
- 3) Правый пульт
- 4) Левый пульт
- 5) Прицел АСП-5Н, радиоприцел АР-18-8 и пульт управления прицела
- 6) Экран (ЭЛТ) и пульт РЛС РП-5 «Изумруд-2»
- 7) Пульт управления НАР ОРО-57К
- 8) Верхний левый пульт
- 9) Щиток АРК-5
- 10) Пульт управления системы «свой-чужой» СРО-2 «Хром»
- 11) Передние замки фонаря

РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ (РУС)



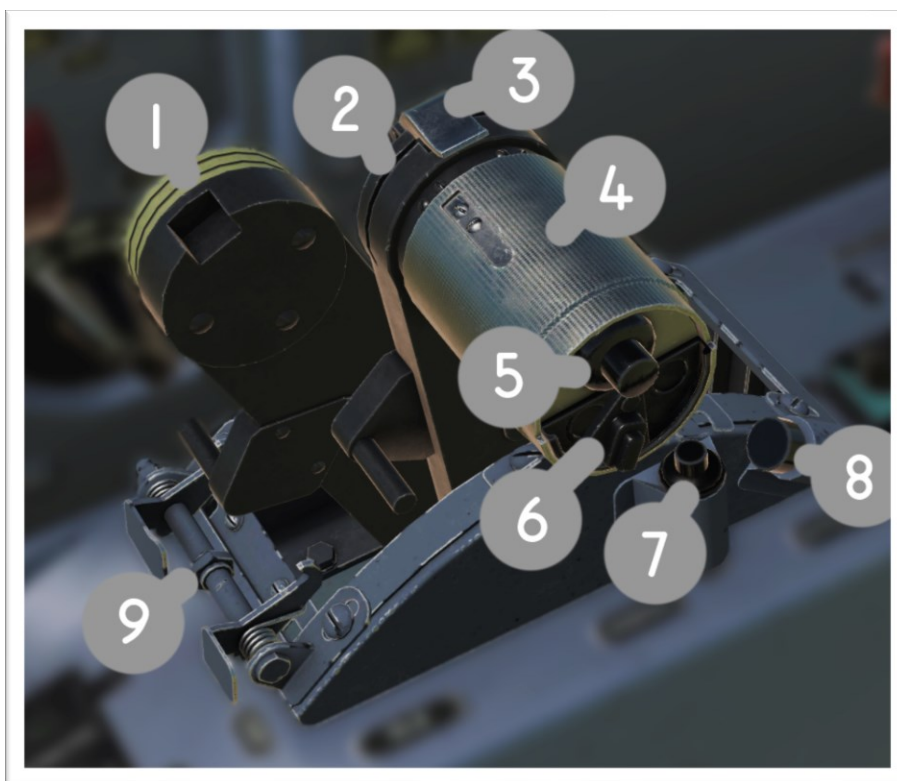
РУС МиГ-19П

- 1) Кнопка управления стрельбой – предназначена для стрельбы из пушек, запуска НАР и управляемых ракет, сброса бомб
- 2) Кнопка арретирования прицела АСП-5Н – используется в режиме прицела «гиро» для кратковременного электромеханического арретирования
- 3) Триммер руля высоты
- 4) Кнопка воздушного тормоза – необходимо нажать и удерживать для выпуска тормозных щитков с целью корректировки скорости полёта (работает, если переключатель воздушного тормоза находится в положении «убрано»)
- 5) Рычаг тормоза шасси

По центру приборной доски нанесена белая вертикальная полоса, служащая для центрирования РУС при выводе самолёта из штопора. Часто на РУС также нанесена белая линия, совпадающая с полосой на приборной доске.

Правильная процедура вывода из штопора включает в себя центрирование РУС таким образом, что при совпадении в поле зрения лётчика двух линий РУС отцентрирована и находится в положении, необходимом для выхода из штопора.

СЕКТОР ГАЗА



СЕКТОР ГАЗА МиГ-19П

- 1) Левый РУД
- 2) Правый РУД
- 3) Механизм для объединения левого и правого РУД
- 4) Кольцо установки дистанции до цели АСП-5Н
- 5) Кнопка радио
- 6) Переключатель тормозных щитков – вперёд для выпуска, назад для уборки
- 7) Кнопка максимального режима двигателя*
- 8) Кнопка форсажного режима двигателя*
- 9) Упор положения «СТОП» РУД

*смотри сноски на следующей странице

*

Кнопки 7 и 8 предназначены для выбора ограничения режима работы двигателя номинальным, максимальным или форсажным режимом. При переводе РУД полностью вперёд двигатель достигает номинального режима работы. Чтобы перевести двигатель в максимальный или в форсажный режим, необходимо нажать и удерживать соответствующую кнопку (7 или 8) одну секунду, при этом должна загореться лампа «Максимальный режим» на приборной доске или индикация «Форсаж» на световом табло «Табло-6». Система может быть активирована, когда хотя бы один из двух РУД переведён вперёд до упора.

При отклонении РУД в пределах 16° от положения полностью вперёд двигателя продолжают работать в активированном ранее максимальном или форсажном режиме. При отклонении РУД на угол больше 16° , что соответствует оборотам двигателя около 10400 ± 200 об/мин (вследствие отсутствия механических ограничителей выхода из режима требуется повышенное внимание лётчика), происходит отключение максимального и форсажного режима. Для продолжения работы в требуемом режиме необходимо заново повторить процедуру активации.

Возможно переключение из максимального режима в форсажный режим нажатием кнопки форсажного режима при активированном максимальном режиме работы двигателя, однако обратное переключение не происходит. При необходимости переключить режим работы двигателя с форсажного на максимальный лётчику необходимо сначала отклонить РУД за отметку 16° (10400 об/мин) для отключения форсажного режима и последующего включения максимального режима работы двигателей.

ПРИБОРНАЯ ДОСКА



ПРИБОРНАЯ ДОСКА МиГ-19П

- 1) Указатель перегрузок АМ-10
- 2) Переключатель аэронавигационных огней
- 3) Переключатель фар
- 4) Кран тормоза переднего колеса шасси
- 5) Рычаг выпуска шасси и панель индикатора положения шасси, закрылков и тормозных щитков ППС-1
- 6) Индикатор кислородный ИК-18
- 7) Лампа сигнализации работы радиолокационной станции РЛС РП-5 «Изумруд-2» на излучение
- 8) Переключатель режимов работы РЛС РП-5 по высоте
- 9) Лампа сигнализации нейтрального положения триммера руля высоты
- 10) Указатель УГР-3 гирииндукционного компаса ГИК-1, совмещённого с радиокompасом АРК-5
- 11) Лампа сигнализации маркерного радиоприёмного устройства МРП-56П

- 12) Авиагоризонт невыбивающийся с указателем скольжения АГИ-1
- 13) Высотомер двухстрелочный ВД-20
- 14) Кнопка согласования 5-К ГИК-1
- 15) Указатель скорости комбинированный КУС-2000
- 16) Указатель поворота электрический ЭУП-53
- 17) Лампа сигнализации перегрева РЛС РП-5 «Изумруд-2»
- 18) Указатель высоты УВ-57 радиовысотомера РВ-5
- 19) Часы авиационные бортовые с электрообогревом АЧХО
- 20) Лампа сигнализации запуска левого двигателя в полёте
- 21) Лампа сигнализации запуска правого двигателя в полёте
- 22) Указатель системы автоматического регулирования усилия стабилизатора АРУ-2В
- 23) Кнопка проверки работы сигнальной лампы работы АРУ-2В
- 24) Лампа сигнализации работы АРУ-2В
- 25) Термометр выходящих газов сдвоенный 2ТВГ-411
- 26) Лампа максимального режима левого двигателя
- 27) Лампа максимального режима правого двигателя
- 28) Лампа сигнализации отключения левого генератора
- 29) Лампа сигнализации отключения правого генератора
- 30) Вариометр ВАР-150
- 31) Тахометр электрический дистанционный 2ТЭ15-1
- 32) Табло световое Т-6 «Табло-6»
- 33) Указатель числа М типа М-1,5
- 34) Указатель топливомера-расходомера ТРЗ-52
- 35) Лампа сигнализации пониженного давления в основной гидросистеме
- 36) Вольтметр В-1
- 37) Указатель «высоты» и перепада давления в кабине УВПД-15
- 38) Манометр М-2000 комплекта кислородного оборудования ККО-1

- 39) Лампа включения цепей взрыва
- 40) Лампа сигнализации готовности левой пушки к стрельбе
- 41) Лампа сигнализации готовности правой пушки к стрельбе
- 42) Лампа сигнализации о выработке подвесных топливных баков
- 43) Выключатель цепей взрывателей бомб
- 44) Счётчик УСБ-1 остатка патронов левой пушки
- 45) Счётчик УСБ-1 остатка патронов правой пушки
- 46) Лампа подвески вооружения на левой балке
- 47) Лампа подвески вооружения на правой балке
- 48) Двухстрелочный манометр МА-12 контроля работы тормозной системы
- 49) Манометр МА-250 контроля давления в бустерной гидросистеме

УКАЗАТЕЛЬ ПЕРЕГРУЗОК АМ-10



УКАЗАТЕЛЬ ПЕРЕГРУЗОК АМ-10

Малогобаритный указатель перегрузок АМ-10 предназначен для определения перегрузок, действующих на самолёт в направлении, перпендикулярном плоскости крыла. Перегрузки пропорциональны ускорениям.

Указатель перегрузок служит для определения перегрузок при полётах в «болтанку» и при выполнении фигур высшего пилотажа.

Единицей измерения ускорения служит ускорение силы тяжести, равное 1 g ($9,81 \text{ м/с}^2$). АМ-10 имеет диапазон измерения от $-5 g$ до $+10 g$.

Прибор снабжён тремя стрелками (одной указывающей и двумя запоминающими). Основная стрелка (белая) указывает на текущее значение перегрузки. Две запоминающие стрелки указывают на наибольшие положительное и отрицательное значения перегрузки, достигнутые во время полёта.

Для возврата запоминающих стрелок в исходное положение (1 g) необходимо нажать на кнопку сброса, расположенную в правом нижнем углу лицевой панели прибора.

Максимальная конструкционная перегрузка МиГ-19П равна $+8 g$.

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ АНО И ФАР, ТОРМОЗ ПЕРЕДНЕГО КОЛЕСА ШАССИ



ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НАРУЖНЫМ ОСВЕЩЕНИЕМ И ТОРМОЗОМ ПЕРЕДНЕГО КОЛЕСА

Переключатель аэронавигационных огней (**АНО**) имеет четыре положения:

- вверх - 10%,
- по центру - отключены,
- вниз-влево - 30%,
- вниз-вправо - 100%.

Переключатель фар (**ФАРА**) имеет три положения:

- вверх - посадочная,
- центр - отключена,
- вниз - рулёжная.

Кран тормоза переднего колеса шасси (**ТОРМОЗ ПЕРЕДНЕГО КОЛЕСА**):

- положение 1 - включён (**ПОСАДКА ВКЛЮЧЕН**),
- положение 2 - отключён (**РУЛЕЖКА ВЫКЛЮЧЕН**).

Тормоз переднего колеса шасси отключают при рулёжке, чтобы иметь возможность управления самолётом посредством дифференциального торможения, и включают при посадке для увеличения эффективности торможения.

РЫЧАГ ВЫПУСКА ШАССИ И ПАНЕЛЬ ИНДИКАТОРА ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ, ЗАКРЫЛКОВ И ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ ППС-1



РЫЧАГ ВЫПУСКА ШАССИ И ПАНЕЛЬ ППС-1

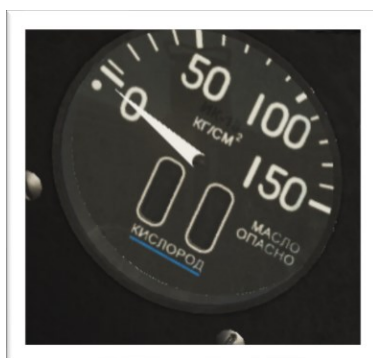
- 1) Лампа сигнализации о необходимости выпуска шасси (**ВЫПУСТИ ШАССИ**)
- 2) Лампа сигнализации о выпущенных закрылках (**ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ**)
- 3) Лампа сигнализации о выпущенных тормозных щитках (**ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ**)
- 4) Кнопка контроля индикации всех ламп панели ППС-1 (**КОНТР. ЛАМП**)
- 5) Стопор рычага выпуска шасси
- 6) Лампа сигнализации нейтрального положения триммера элерона (**ТРИММЕР ЭЛЕРОНА НЕЙТРАЛЬНО**)
- 7) Кнопка контроля индикации нейтрального положения триммера элерона (**КНОПКА КОНТРОЛЬ ЛАМПЫ**)
- 8) Рычаг выпуска шасси* (**ШАССИ**)
 - вверх - уборка шасси (**УБРАНО**),
 - по центру - нейтральное положение,
 - вниз - выпуск шасси (**ВЫПУЩЕНО**).

* При достижении шасси выбранного положения, о чём свидетельствует отображение соответствующей индикации на панели ППС-1, следует перевести рычаг выпуска шасси в нейтральное положение.

Это необходимо по двум причинам: во-первых, как только рычаг переведён в верхнее положение, для недопущения уборки шасси с вращающимися колёсами срабатывает пневматический тормоз, перевод рычага в нейтральное положение стравливает воздух из тормозной системы; во-вторых, часть системы выпуска/уборки шасси остаётся под током и может получить повреждения вследствие перегрева при непрерывной работе более 20 минут.

Убедившись в нахождении рычага выпуска шасси в нейтральном положении, необходимо заблокировать его стопором, чтобы избежать непреднамеренной уборки шасси, так как высокое давление может сохраняться в гидравлической системе продолжительное время после остановки двигателей.

ИНДИКАТОР КИСЛОРОДНЫЙ ИК-18

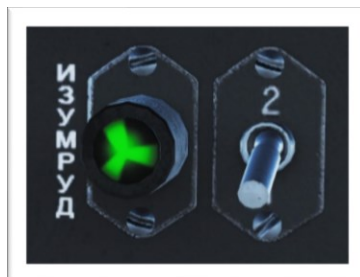


ИНДИКАТОР КИСЛОРОДНЫЙ ИК-18

Индикатор кислородный ИК-18 состоит из двух независимых приборов:

- стрелочного кислородного манометра в верхней части, указывающего давление кислорода в системе;
- чёрно-белого индикатора «в форме лёгких» в нижней части, показывающего подачу кислорода. Индикатор последовательно переключается между белым и чёрным при дыхании лётчика через кислородную систему.

ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ «ИЗУМРУД» И ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ ПО ВЫСОТЕ



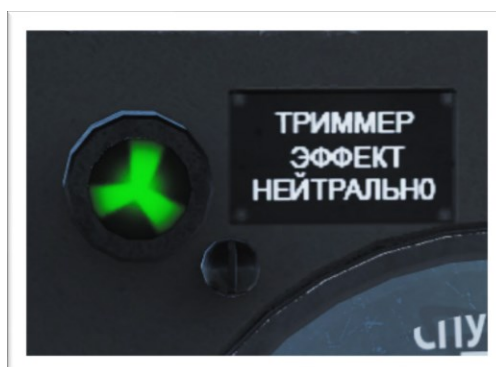
ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ РАБОТЫ РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2» НА ИЗЛУЧЕНИЕ И ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ПО ВЫСОТЕ

Лампа сигнализации «ИЗУМРУД» горит, когда РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2» исправна и работает на излучение.

Переключатель режимов работы (2-1) служит для выбора режима работы РЛС по высоте (для более подробного описания режимов смотри Главу 4):

- Положение «1» – для использования на высотах до 2000 м. Антенна поискового радара выключена, антенна сопровождения АР-18-16 работает при сокращённой до 1200 м дальности захвата цели.
- Положение «2» – для использования на высотах выше 2000 м. Работают обе антенны.

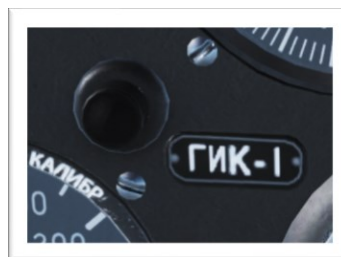
ЛАМПА НЕЙТРАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ТРИММЕРА РУЛЯ ВЫСОТЫ



ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ НЕЙТРАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ТРИММЕРА РУЛЯ ВЫСОТЫ

Лампа горит, когда триммер руля высоты находится в нейтральном положении.

УКАЗАТЕЛЬ ГИРОИНДУКЦИОННОГО КОМПАСА ГИК-1



УКАЗАТЕЛЬ УГР-3 ГИРОИНДУКЦИОННОГО КОМПЛЕКСА ГИК-1 И КНОПКА СОГЛАСОВАНИЯ 5-К

Гироиндукционный компас ГИК-1 в комплекте с радиоконпасом АРК-5 предназначен для определения магнитного курса, углов разворота, курсовых углов радиостанции при слепой посадке.

Система ГИК-1 использует индукционный датчик ИД для исправления по магнитному курсу сигналов, поступающих с потенциометра гироагрегата на указатель. В датчике чувствительный элемент взаимодействует с магнитным полем Земли и в обмотке индуцируется ЭДС, величина которой зависит от положения датчика относительно магнитного меридиана.

Гироагрегат Г-2 служит для осреднения показаний, снимаемых с индукционного датчика, и для указания угла разворота самолёта.

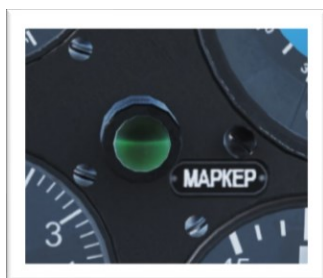
Указатель УГР-3 показывает также направление на приводную радиостанцию (тонкая стрелка) и позволяет лётчику установить желаемый курс (широкая двойная стрелка), используя ручку в левом нижнем углу лицевой панели.

Кнопка согласования 5-К предназначена для ускоренного согласования показаний указателя с положением датчика при включении или после выполнения фигур пилотажа.

Для проверки работоспособности гирокомпаса до запуска двигателей необходимо включить питание и через 1-3 минуты, нажав кнопку согласования на 2-3 секунды, произвести согласование системы. Инструмент должен показать корректный курс примерно через 2-3 минуты.

В комплект ГИК-1 входит выключатель коррекции ВК-53РВ, который выключает азимутальную коррекцию (поправка по магнитному курсу) при разворотах самолёта с угловой скоростью 0,6 град/с и более.

ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ «МАРКЕР» МРП-56П



СИГНАЛЬНАЯ ЛАМПА «МАРКЕР» МРП-56П

Сигнальная лампа «Маркер» является частью маркерного радиоприёмного устройства МРП-56П, предназначенного для приёма сигналов УКВ маркерных радиомаяков с целью определения момента пролёта самолёта над антенной маркерного радиомаяка. Этот момент определяется по загоранию сигнальной лампы и по включению звонка. Маркерный радиоприёмник МРП-56П работает на частоте 75 МГц, дальность действия по высоте – не менее 2000 м. В DCS World, как и в жизни, происходит повышение частоты модулированного сигнала по мере приближения к ВПП (дальний маркер – 400 Гц, средний – 1300 Гц, ближний – 3000 Гц).

АВИАГОРИЗОНТ АГИ-1



АВИАГОРИЗОНТ АГИ-1

Авиагоризонт с указателем скольжения АГИ-1 предназначен для определения положения самолёта в пространстве относительно плоскости истинного горизонта и для определения наличия и направления бокового скольжения самолёта.

С помощью АГИ-1 можно:

- контролировать положение самолёта по крену и тангажу в горизонтальном полёте с точностью до 1° ;
- контролировать выполнение всех эволюций с точностью до 3° ;
- определять пространственное положение самолёта по крену и тангажу с точностью 3° ;
- определять угол атаки в горизонтальном полёте.

Авиагоризонт АГИ-1 имеет пусковую кнопку с правой стороны прибора, которую необходимо нажать до упора перед включением питания и отпустить. Нажимать кнопку после включения питания не следует. Если питание прибора было выключено, а затем через короткий промежуток времени (до 10 минут) вновь включается, то нажимать кнопку перед повторным включением питания нельзя.

ВЫСОТОМЕР ВД-20



ВЫСОТОМЕР ВД-20

Высотомер ВД-20 служит для определения относительной высоты полёта самолёта (относительно места взлёта, посадки или другого пункта, в котором известно барометрическое давление).

Длинная тонкая стрелка указывает на внешней шкале сотни метров текущей высоты, короткая толстая стрелка указывает тысячи метров текущей высоты.

Перед вылетом самолёта стрелки высотомера устанавливаются ручкой кремальеры на нуль, при этом барометрическая шкала в прорези справа укажет давление, которое наблюдается на месте взлёта, а индексы – высоту относительно давления *760 мм рт.ст.*

КОМБИНИРОВАННЫЙ УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ КУС-2000



КОМБИНИРОВАННЫЙ УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ КУС-2000

Комбинированный указатель скорости КУС-2000 предназначен для индикации приборной (динамического давления) и истинной скоростей самолёта. Тонкая стрелка указывает истинную скорость, толстая – приборную. На шкале нанесена красная линия в районе значения приборной скорости 1300 км/ч, соответствующего максимально допустимому скоростному напору самолёта. Участок шкалы до 150 км/ч является нерабочим.

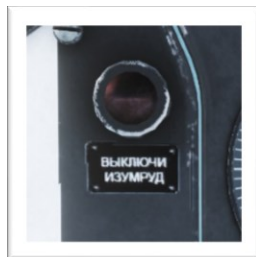
ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53



ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53

Электрический указатель поворота ЭУП-53 показывает отклонение самолёта в горизонтальной плоскости от направления полёта. ЭУП-53 – комбинированный прибор, который содержит указатель крена в пределах $\pm 45^\circ$ с делениями по 15° , откалиброванный для скорости 500 км/ч, а также указатель скольжения, представляющий собой изогнутую трубку с шариком.

ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ ПЕРЕГРЕВА РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2»



ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ ПЕРЕГРЕВА «ВЫКЛЮЧИ ИЗУМРУД»

Лампа сигнализации перегрева РЛС РП-5 «Изумруд-2» «ВЫКЛЮЧИ ИЗУМРУД» загорается, когда электрические узлы РЛС начинают перегреваться при длительном использовании. При загорании лампы необходимо выключить РЛС во избежание её отказа и повреждения.

УКАЗАТЕЛЬ ВЫСОТЫ УВ-57 РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-5



УКАЗАТЕЛЬ ВЫСОТЫ УВ-57

Указатель высоты УВ-57 низковысотного радиовысотомера РВ-5 показывает высоту над поверхностью до 600 метров. Лётчик может выбрать значение опасной высоты, ниже которой будет раздаваться звуковой сигнал, с помощью ручки, расположенной на левом пульте.

ЧАСЫ АЧХО



ЧАСЫ АЧХО

Часы авиационные бортовые с электрообогревом АЧХО показывают время суток и продолжительность полёта, а также используются в качестве хронометра.

Основные часы размечены на внешней шкале и показывают время. Для установки времени необходимо повернуть правую ручку по часовой стрелке до упора, чтобы остановить механизм. Затем необходимо вытянуть левую ручку и её поворотом установить текущее время, после чего вдавить левую ручку обратно и, повернув правую ручку против часовой стрелки, снова запустить механизм.

Маленькие часы в верхней части циферблата используются для измерения времени полёта; маленькое круглое окно в нижней части маленьких часов указывает текущий режим измерения времени полёта. Для запуска отсчёта полётного времени необходимо нажать на левую ручку. Круглое окно перекрасится в красный, что соответствует запущенному счётчику времени полёта. Для остановки измерения времени полёта необходимо снова нажать на левую ручку. Круглое окно будет наполовину красным, наполовину белым, что указывает на остановленный счётчик полётного времени. Для сброса счётчика времени полёта необходимо нажать левую ручку третий раз. После этого круглое окно перекрасится в белый, что соответствует сброшенному счётчику полёта.

Часы рассчитаны на непрерывную работу в течение шести суток, однако для нормальной работы их рекомендуется заводить один раз в пять суток. Суточная поправка при температуре $+20\pm^{\circ}\text{C}$ должна быть не более ± 1 мин. При температуре ниже -25°C точная работа часов гарантируется при условии включения электрообогрева.

Для запуска хронометра необходимо нажать на правую ручку. При этом придут в движение как стрелка секундомера на маленькой шкале внизу циферблата, так и вторая стрелка основных часов. Второе нажатие на правую ручку остановит хронометр, третье – сбросит секундомер.

ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЁТЕ



ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЁТЕ

Свечение лампы показывает, что система запуска в воздухе соответствующего двигателя активна.

УКАЗАТЕЛЬ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ УСИЛИЯ СТАБИЛИЗАТОРА АРУ-2В



УКАЗАТЕЛЬ СИСТЕМЫ АРУ-2В

Указатель АРУ-2В представляет собой обычный вольтметр, откалиброванный в единицах скорости и высоты. Он служит для отображения статуса системы автоматического регулирования усилия стабилизатора АРУ-2В, управляющей отклонением стабилизатора как функцией скорости и высоты полёта самолёта. Текущее положение рычага АРУ указано на комбинированной шкале скорости-высоты. Верхняя шкала скорости отображает текущую приборную скорость в сотнях км/ч, нижняя шкала высоты показывает высоту в километрах. Индикатору в крайнем левом положении соответствует «большое плечо» АРУ с возможностью отклонения стабилизатора на максимальный угол при минимальных усилиях на РУС. В крайнем правом положении – «малое плечо» АРУ с наибольшими усилиями на РУС и минимальным углом отклонения стабилизатора.

СТАБИЛИЗАТОР			
ТРИММЕР РУЛЯ ВЫСОТЫ		- НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ	
ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ БУСТЕР		- НОРМАЛЬНОЕ ДАВЛЕНИЕ	
ПОКАЗАНИЯ УКАЗАТЕЛЯ АРУ-2В		ОТКЛОНЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРА	
V _{ПР}	ВЫСОТА	ВНИЗ,	ВВЕРХ,
км/ч	км	НЕ БОЛЕЕ	НЕ БОЛЕЕ
480	10	26°	11°
610	8.5	22°	9°
750	7	18°	6°
900	5	15°	4°
900	0	15°	4°
ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ БУСТЕР		- ОТКЛЮЧЕН	
0	0	26°	11°
900	0	15°	4°

ТЕРМОМЕТР ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ СДВОЕННЫЙ 2ТВГ-411



ТЕРМОМЕТР ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ 2ТВГ-411

Термометр типа 2ТВГ-411 представляет собой термоэлектрической комплект со сдвоенным измерителем и предназначен для дистанционного измерения температуры выходящих газов двух двигателей, с пределом измерения от 300°С до 900°С. Рабочий диапазон от 450°С до 750°С.

Принцип действия термометра основан на использовании термоэлектродвижущей силы термопар, возникающей при наличии разности температур рабочего и свободного концов термопары.

ЛАМПЫ МАКСИМАЛЬНОГО РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЕЙ



ЛАМПЫ МАКСИМАЛЬНОГО РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЕЙ

Лампы загораются при работе соответствующего двигателя в максимальном режиме.

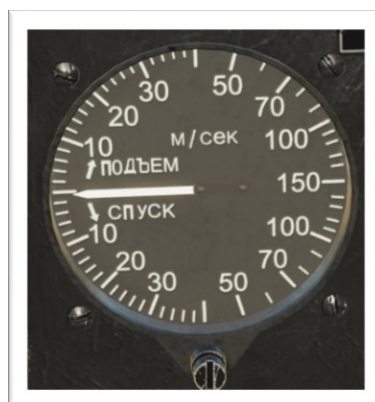
ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ ОТКЛЮЧЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ



ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ ОТКЛЮЧЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ

Лампы загораются при отключении или поломке соответствующего генератора.

ВАРИОМЕТР ВАР-150



ВАРИОМЕТР ВАР-150

Вариометр ВАР-150 с пределом измерения показаний от 0 до 150 м/с предназначен для измерения вертикальной составляющей скорости подъёма и спуска самолёта. Прибор работает за счёт измерения скорости изменения статического давления.

ТАХОМЕТР ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ДИСТАНЦИОННЫЙ 2ТЭ15-1



ТАХОМЕТР 2ТЭ15-1

Электрический тахометр типа 2ТЭ15-1 предназначен для непрерывного показания числа оборотов в минуту двух двигателей.

Тахометр представляет собой комплект, состоящий из двух генераторов трёхфазного тока, частота которых пропорциональна оборотам двигателей, и двухстрелочного измерителя на два двигателя, имеющего два измерительных элемента, смонтированных в одном корпусе. Таким образом, обороты двух двигателей отсчитываются по одной шкале измерителя посредством двух стрелок.

Диапазон измерения оборотов вала двигателя от 1000 до 15000 об/мин при цене деления 200 об/мин и недоходе стрелки до нулевой отметки не более +175 об/мин.

ТАБЛО СВЕТОВОЕ Т-6 «Табло-6»



ТАБЛО СВЕТОВОЕ Т-6

Табло Т-6 состоит из шести ламп сигнализации, переключателя режимов «день» / «ночь» и кнопки контроля исправности ламп («КОНТРОЛЬ ЛАМП»).

- 1) **ФОРСАЖ** – включён форсаж левого двигателя
- 2) **ФОРСАЖ** – включён форсаж правого двигателя
- 3) **НЕТ МАСЛА** – низкое давление масла левого двигателя
- 4) **НЕТ МАСЛА** – низкое давление масла правого двигателя

- 5) **1^й БАК** – топливо основного бака полностью выработано
- 6) **ОСТАЛОСЬ 550л** – в основном баке осталось 550 л топлива

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! При длительном маневрировании с отрицательными перегрузками лампа «**1^й БАК**» может произвольно загораться, реагируя на снижение давления топлива. В такой ситуации необходимо приостановить выполнение манёвра и создать положительную перегрузку во избежание срыва пламени и остановки двигателя.

УКАЗАТЕЛЬ ЧИСЛА М ТИПА МС-1,5



УКАЗАТЕЛЬ ЧИСЛА М МС-1,5

Указатель числа М МС-1,5 предназначен для измерения отношения истинной воздушной скорости полёта к скорости звука, то есть числа М. Прибор показывает числа М от 0,6 до 1,5 на высотах от 0 до 16 км. Прибор включён в систему ПВД. Красная линия указывает на нахождение в трансзвуковой области.

УКАЗАТЕЛЬ ТОПЛИВОМЕРА-РАСХОДОМЕРА ТР3-52



УКАЗАТЕЛЬ ТР3-52

Топливомер-расходомер предназначен для контроля запаса (остатка) топлива в баках самолёта и сигнализации критического остатка топлива в этих баках.

Топливомер-расходомер ТРЗ-52 является комбинированным прибором и состоит из двух самостоятельных приборов; один является рычажно-поплавковым топливомером типа ТЭС-47, а другой выполнен по типу серийных суммирующих расходомеров топлива РТС-16.

Шкала топливомера показывает количество топлива в баке №1 от 0 до 1400 л. Шкала расходомера показывает изменяющийся остаток топлива в системе самолёта в зависимости от количества залитого топлива. Показания шкалы расходомера во время полёта уменьшаются, и лётчик может видеть количество оставшегося топлива.

Перед полётом шкала показывающего прибора расходомера должна быть точно установлена на количество залитого во все самолётные баки топлива.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! В случае сбрасывания подвесных баков с невыработанным топливом на шкале топливомера никаких изменений не произойдёт, и поэтому показания будут неверными.

ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ ПониЖЕННОГО ДАВЛЕНИЯ В ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЕ



ЛАМПА «ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В ГИДРОСИСТЕМЕ»

Лампа загорается, когда давление в основной гидросистеме опускается ниже допустимого уровня по причине остановки левого двигателя или отказа основной гидравлической системы.

ВОЛЬТМЕТР В-1



ВОЛЬТМЕТР В-1

Вольтметр В-1 показывает постоянное напряжение на шинах системы электроснабжения в диапазоне от 0 до 30 В. Показания при питании от наземного источника – 28-29 В, при питании от батареи – 24-26 В.

УКАЗАТЕЛЬ «ВЫСОТЫ» И ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ УВПД-15



УКАЗАТЕЛЬ УВПД-15

Указатель «высоты» и перепада давления в кабине УВПД-15 предназначен для измерения «высоты» в герметической кабине и разности (перепада) между давлением в кабине и давлением в атмосфере, окружающей самолёт. УВПД-15 – комбинированный прибор, включающий высотомер и дифференциальный манометр, которые размещены в одном корпусе и не зависят друг от друга.

Верхняя голубая шкала показывает «высоту» в кабине в диапазоне от 0 до 15 км. Нижняя шкала показывает перепад давлений в диапазоне от $-0,04$ до $+0,6$ кг/см².

Подобные приборы имеются во всех герметичных кабинах как часть системы, призванной поддерживать давление в кабине на безопасном для лётчика уровне.

Регулятор давления РД-2ИА создаёт избыточное давление в кабине с высоты 1500-2000 м, увеличивая его по мере набора высоты самолётом. На высоте

10000 м достигается предельное значение, соответствующее перепаду давления $+0,3 \text{ кг/см}^2$. Этот перепад давления поддерживается до потолка самолёта без изменения. От чрезмерно больших давлений кабину предохраняет клапан ПК, отрегулированный на давление $0,35 \text{ кг/см}^2$.

МАНОМЕТР М-2000 КОМПЛЕКТА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ККО-1



МАНОМЕТР М-2000 ККО-1

Манометр показывает, что кислород подаётся в кислородную систему при положении рукоятки подачи кислорода «СМЕСЬ».

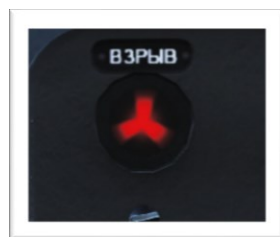
При высотах до 1,5 км стрелка остаётся на нуле, так как кислородная система не используется. На высотах до 12 км подача кислорода в маску производится лёгочным автоматом. При этом на высотах до 10 км подаётся смесь кислорода с воздухом, а на высотах более 10 км – только чистый кислород.

В целях предотвращения кислородного голодания на высотах от 8 до 12 км в системе дыхания поддерживается небольшое избыточное давление, обеспечивающее абсолютное давление в лёгких, такое же, как при дыхании чистым кислородом без избыточного давления на высотах 12-13 км. Кислород подаётся в маску непрерывным потоком. Одновременно специальный костюм от давления в пневмосистеме натяжного устройства создаёт механическое давление на поверхность тела, равное избыточному давлению в системе костюма. Избыточное давление в маске (в системе дыхания) и в пневмосистеме компенсирующего костюма регулируется по высотам автоматически.

ККО-1 снабжён устройством (ручным регулятором), позволяющим создавать в наземных условиях вручную избыточное давление в маске и в пневмосистеме компенсирующего костюма с целью проверки работы комплекта перед полётом.

При катапультировании лётчика с самолёта отделение парашютного прибора с маской от бортового и переключение на питание от парашютного прибора происходят автоматически. В этом случае избыточное давление в маске и в пневмосистеме костюма регулируется по высотам с помощью регулятора давления маски.

ЛАМПА ВКЛЮЧЕНИЯ ЦЕПЕЙ ВЗРЫВА



ЛАМПА ВКЛЮЧЕНИЯ ЦЕПЕЙ ВЗРЫВА

Лампа горит, когда взрыватели бомб взведены и бомбы должны взорваться после попадания.

ЛАМПЫ ГОТОВНОСТИ ПУШЕК К СТРЕЛЬБЕ



ЛАМПЫ ГОТОВНОСТИ ПУШЕК

Свечение лампы говорит о том, что соответствующая пушка заряжена и готова к стрельбе.

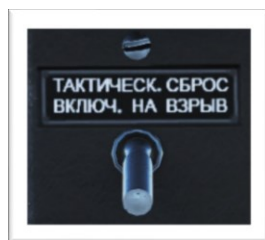
ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ О ВЫРАБОТКЕ ПОДВЕСНЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ



ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ ВЫРАБОТКИ ПТБ

Лампа загорается, когда топливо из подвесных топливных баков полностью выработано.

ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ЦЕПЕЙ ВЗРЫВАТЕЛЕЙ БОМБ



ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ЦЕПЕЙ ВЗРЫВАТЕЛЕЙ БОМБ

Включение выключателя активирует цепи взрывателей бомб. Если сброс бомб произведён при выключенном выключателе цепей взрывателей, они не взорвутся.

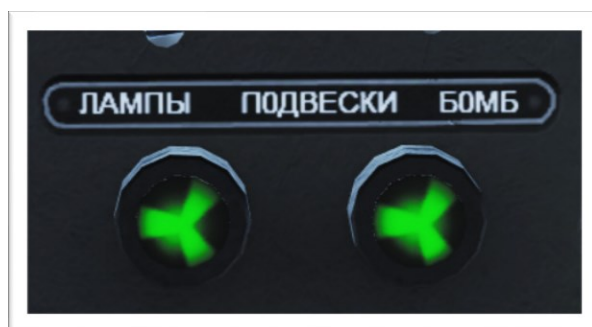
СЧЁТЧИКИ УСБ-1 ОСТАТКА ПАТРОНОВ ПУШЕК



СЧЁТЧИКИ ОСТАТКА ПАТРОНОВ

Оба счётчика остатка патронов УСБ-1 имеют кнопку для сброса показаний после перезарядки пушек. Обычно боекомплект каждой пушки составляет 70 снарядов, но при необходимости он может быть расширен до 90 снарядов.

ЛАМПЫ ПОДВЕСКИ ВООРУЖЕНИЯ НА БАЛКАХ



ЛАМПЫ ПОДВЕСКИ ВООРУЖЕНИЯ

Лампы показывают наличие ПТВ, ракет, бомб или контейнеров НАР, подвешенных под соответствующими балками.

ДВУХСТРЕЛОЧНЫЙ МАНОМЕТР МА-12 КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ



МАНОМЕТР КОНТРОЛЯ ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ

Двухстрелочный манометр контроля тормозной системы типа МА-12 показывает давление в пневматической системе тормозов правого и левого колеса основных стоек шасси от 0 до 12 кг/см².

При торможении посредством основной системы прибор показывает 11,5 кг/см², при торможении с помощью аварийной системы – 12 кг/см².

МАНОМЕТР МА-250 КОНТРОЛЯ ДАВЛЕНИЯ В БУСТЕРНОЙ ГИДРОСИСТЕМЕ



МАНОМЕТР ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Манометр типа МА-250 показывает давление в бустерной гидросистеме, при исправных системах равное давлению в основной гидросистеме. Нормальное значение – 142 кг/см².

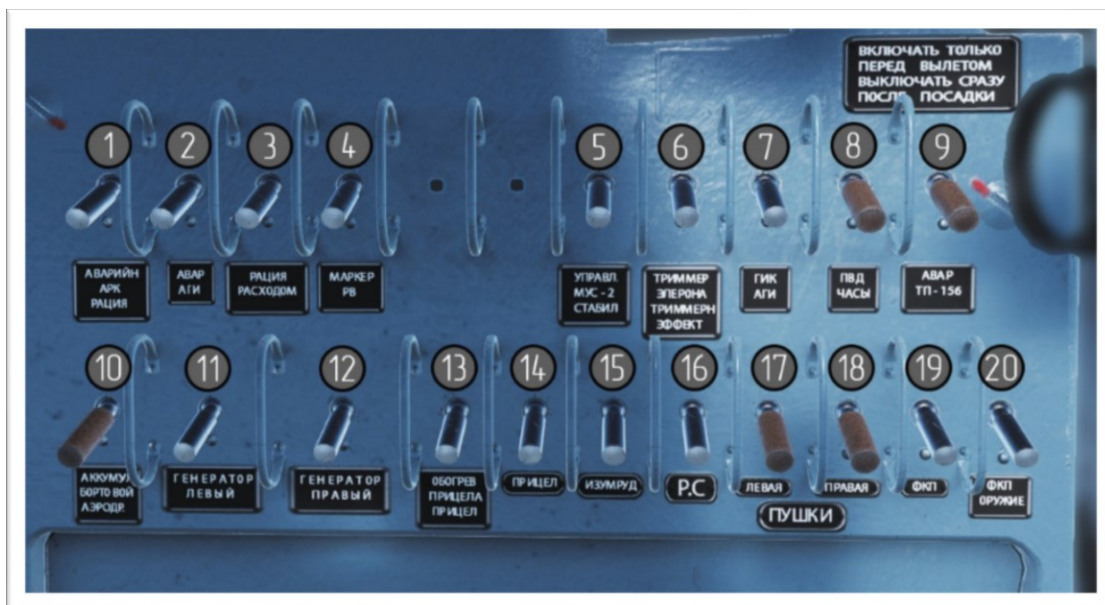
ПРАВЫЙ ПУЛЬТ



ПРАВЫЙ ПУЛЬТ

- 1) Правый электрощиток
- 2) Манометры воздушной и гидравлической систем, краны аварийного выпуска шасси и закрылков
- 3) Реостат левой лампы РУФО-45
- 4) Реостат правой лампы РУФО-45
- 5) Переключатель ПЗПН-20 обогрева кабины
- 6) Выключатель вентиляции кабины
- 7) Правый задний электрощиток с группой автоматов защиты, включённых постоянно
- 8) Звонок маркерного радиоприёмника МРП-48
- 9) Ручка аварийного выпуска шасси
- 10) Кран питания кабины. Этот кран перекрывает подачу воздуха от компрессора двигателя и таким образом управляет системами герметизации и обогрева кабины.

ПРАВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК



ПРАВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК

Назначение АЭС правого электрощитка:

- 1) Аварийное питание радиокompаса АРК-5 и связной радиостанции РСИУ-4В
- 2) Аварийное питание авиагоризонта АГИ-1
- 3) Питание связной радиостанции РСИУ-4В и топливомера ТРЗ-52
- 4) Питание маркерного приёмника МРП-56П и радиовысотомера РВ-5
- 5) Питание электромеханизма аварийного управления стабилизатором МУС-2
- 6) Питание триммера элерона и руля высоты
- 7) Питание гироиндукционного компаса ГИК-1 и авиагоризонта АГИ-1
- 8) Обогрев приёмника воздушного давления ПВД-4 и бортовых часов
- 9) Обогрев аварийного приёмника воздушного давления ТП-156
- 10) Подключение аккумулятора и аэродромного источника питания (РАП)
- 11) Подключение левого генератора
- 12) Подключение правого генератора
- 13) Обогрев и питание прицела АСП-5Н
- 14) Питание радиоприцела АР-18-16
- 15) Питание РЛС «Изумруд-2»
- 16) Питание блоков НАР ОРО-57К
- 17) Питание левой пушки НР-30
- 18) Питание правой пушки НР-30
- 19) Питание фотоконтрольного прибора СШ-45
- 20) Питание фотопулемёта АКС-3М

МАНОМЕТРЫ ВОЗДУШНОЙ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМ, КРАНЫ АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ



МАНОМЕТРЫ И КРАНЫ АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ

- 1) Манометр МА-80. Показывает давление воздуха, доступное для системы аварийного выпуска шасси. Для успешного выпуска шасси должно быть не менее 50 кг/см^2 .
- 2) Манометр МА-250. Показывает давление в основной гидросистеме. Нормальное значение – 142 кг/см^2 .
- 3) Манометр МА-250. Показывает давление воздуха, доступное для системы аварийного выпуска закрылков. Для успешного выпуска закрылков должно быть не менее 130 кг/см^2 .
- 4) Манометр МА-250. Показывает давление в основной пневмосистеме. Нормальное значение – 150 кг/см^2 .
- 5) Кран аварийного выпуска шасси. При отказе гидравлической системы открытие крана выровняет давление в гидроприводе шасси с давлением в баллоне системы аварийного выпуска шасси.
- 6) Кран аварийного выпуска закрылков. При отказе гидравлической системы открытие крана выровняет давление в гидроприводах закрылков с давлением в баллоне системы аварийного выпуска закрылков, что приведёт к их выходу в положение 25° («взлёт»).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! После выпуска шасси и/или закрылков с использованием аварийной системы их уборка до проведения ремонта с выпуском воздуха из гидроцилиндров не допускается во избежание разрыва трубопровода гидравлической системы из-за избыточного давления.

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ПЗПН-20 ОБОГРЕВА КАБИНЫ



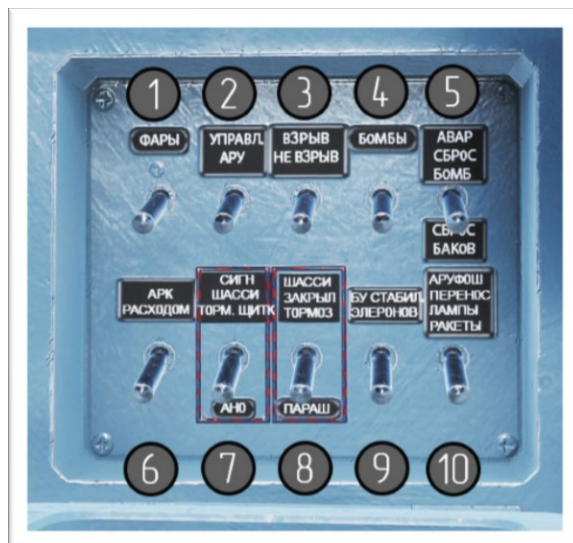
ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ОБОГРЕВА КАБИНЫ

- 1) **ЗЕЛЁНЫЙ (АВТОМАТ)**: система будет поддерживать в кабине температуру, заданную на термостате ТРТВК-45М. На заводе установлена температура $+16^{\circ}\text{C}$, в эксплуатации по желанию лётчика термостат может быть установлен на температуру от $+15$ до $+26^{\circ}\text{C}$.
- 2) **КРАСНЫЙ (ГОРЯЧИЙ)**: система повышает температуру воздуха в кабине подачей горячего воздуха от последней ступени компрессора двигателя.
- 3) **СИНИЙ (ХОЛОДНЫЙ)**: система понижает температуру воздуха в кабине подачей холодного воздуха от воздухо-воздушного радиатора на входе в двигатель.

Лётчик может установить переключатель в положение «ГОРЯЧИЙ» или «ХОЛОДНЫЙ» для создания комфортных условий в кабине. По достижении желаемой температуры необходимо перевести переключатель в положение «АВТО». Система будет сохранять температуру в кабине.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Слишком низкая температура может привести к замерзанию кабины, особенно если температура воздуха за бортом близка к нулю или ниже нуля.

ПРАВЫЙ ЗАДНИЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК



ПРАВЫЙ ЗАДНИЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК

Правый задний электрощиток содержит предварительно включённые АЗС, доступ к которым обычно требуется только при наземном обслуживании самолёта:

- 1) посадочной и рулётной фар
- 2) системы автоматического регулирования усилия стабилизатора АРУ-2В
- 3) электроцепей взрывателей бомб
- 4) цепей сброса бомб
- 5) цепей аварийного сброса подвесок
- 6) связной радиостанции РСИУ-4В и топливомера-расходомера ТРЗ-52
- 7) панели ППС-1 и АНО
- 8) систем выпуска шасси и закрылков, тормозных щитков и парашюта
- 9) бустеров элеронов и стабилизатора БУ-13М и БУ-14М
- 10) освещения кабины и системы пуска управляемых ракет

РУЧКА АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ



РУЧКА АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ

При нахождении рычага выпуска шасси в нейтральном положении ручка аварийного выпуска шасси может быть использована для выпуска шасси при отказе гидросистемы. Вытягивание ручки механически размыкает замки шасси, позволяя стойкам свободно выходить из ниш под действием силы тяжести и давлению воздуха аварийной системы выпуска шасси заблокировать их в выпущенном состоянии. При выпуске шасси происходит замыкание концевых выключателей и загораются соответствующие лампы сигнализации на панели ППС-1.

ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ



ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ

- 1) Группы АЗС агрегатов силовой установки и топливных насосов
- 2) Переключатели триммера элеронов, гидроусилителей стабилизатора и элеронов
- 3) Щиток управления радиостанцией РСИУ-4В
- 4) Кнопки запуска двигателей
- 5) Выключатели системы воздушного запуска двигателей
- 6) Щитки управления закрылками и кислородной системой
- 7) Задатчик минимальной высоты радиовысотомера РВ-5

АЗС АГРЕГАТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ, СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ, ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ АРУ-2В, ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ АРК-5

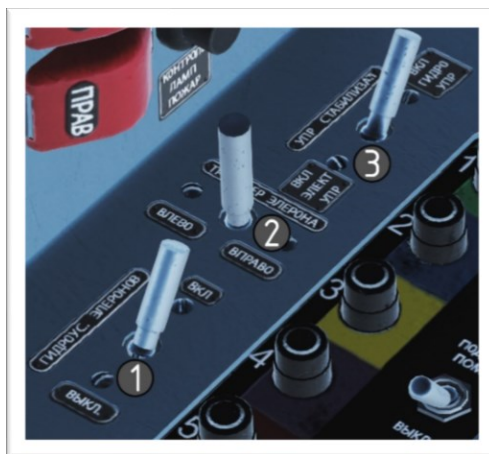


ПЕРЕДНЯЯ ЧАСТЬ ЛЕВОГО ПУЛЬТА

- 1) АЗС насоса первого бака
- 2) АЗС насоса второго бака
- 3) АЗС насоса третьего бака
- 4) АЗС насоса четвёртого бака
- 5) АЗС противообледенительной системы козырька, обогрева и ламп кабины, указателя поворота ЭУП-53
- 6) АЗС автоматического торможения колёс шасси (антиблокировочная система)
- 7) АЗС системы запуска двигателей
- 8) АЗС противопожарной системы
- 9) АЗС перекрывного крана масла правого двигателя – выкл. кроме аварийных ситуаций
- 10) АЗС перекрывного крана масла левого двигателя – выкл. кроме аварийных ситуаций
- 11) АЗС аварийного отключения максимального и форсажного режимов правого двигателя – выкл. кроме аварийных ситуаций
- 12) АЗС аварийного отключения максимального и форсажного режимов левого двигателя – выкл. кроме аварийных ситуаций
- 13) Лампа сигнализации опустошения бака №2 загорается при давлении, создаваемом насосом второго бака, величиной менее $0,3 \text{ кг/см}^2$
- 14) Лампа сигнализации опустошения баков №3 и №4 загорается при давлении, создаваемом насосами баков №3 и №4, менее $0,3 \text{ кг/см}^2$
- 15) Кнопка проверки сигнальных ламп баков №2, №3 и №4 (пп. 13, 14)

- 16) Кнопка активации системы пожаротушения
- 17) Кнопка перекрывного крана левого двигателя
- 18) Лампа сигнализации пожара двигателя
- 19) Кнопка проверки лампы сигнализации пожара двигателя
- 20) Кнопка перекрывного крана правого двигателя
- 21) Выключатель автоматического режима работы АРУ-2В
- 22) Переключатель выбора большого/малого плеча регулирования АРУ-2В
- 23) Кнопка сброса тормозного парашюта
- 24) Переключатель диапазона дальней приводной радиостанции радиокompаса АРК-5П
- 25) Выключатель сигнальных ракет
- 26) Кнопка запуска жёлтой сигнальной ракеты
- 27) Кнопка запуска зелёной сигнальной ракеты
- 28) Кнопка запуска красной сигнальной ракеты
- 29) Кнопка запуска белой сигнальной ракеты
- 30) Кнопка включения противообледенителя фонаря

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ТРИММЕРА ЭЛЕРОНОВ, ГИДРОУСИЛИТЕЛЕЙ СТАБИЛИЗАТОРА И ЭЛЕРОНОВ



УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРОМ ЭЛЕРОНОВ И ГИДРОУСИЛИТЕЛЯМИ

- 1) Выключатель гидроусилителя элеронов ВУ-13М. При выключенном гидроусилителе элероны управляются механически, что требует приложения больших усилий на высоких скоростях
- 2) Переключатель триммера элеронов
- 3) Переключатель гидроусилителя стабилизатора (руля высоты). Позволяет выбрать метод управления рулём высоты:
 - **«ВКЛ ГИДРО УПР»** – используется гидроусилитель ВУ-14М,
 - **«ВКЛ ЭЛЕКТ УПР»** – используется электропривод МУС-2.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОСТАНЦИЕЙ РСИУ-4В



ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РСИУ-4В

- 1) Кнопки выбора предустановленных каналов радиосвязи
- 2) Переключатель прослушивания АРК-5

СТАНЦИЯ: только сигнал радиостанции

СТАНЦИЯ КОМПАС: сигнал радиостанции и сигнал приводного маяка АРК-5

- 3) Выключатель подавителя помех. При включённом подавителе радиостанция будет отсекал частоты со слабым или сильно искажённым помехами сигналом для улучшения качества связи. Отключение подавителя помех позволяет прослушивать слабый сигнал удалённых радиостанций ценой увеличения фонового шума
- 4) Ручка громкости радиостанции

Радиостанция РСИУ-4В является ультракоротковолновой приёмо-передающей станцией и предназначена для обеспечения связи самолёта с землёй и между самолётами.

Радиостанция имеет диапазон частот от 100 до 150 МГц (длина волны 3–2 м). В указанном диапазоне станция имеет 601 волну связи. Эти волны равномерно распределены по диапазону и стабилизированы малым числом постоянных кварцев (11-ю кварцами). Наличие кварцевой стабилизации частоты обеспечивает связь без поиска и без подстройки.

Радиостанция позволяет производить предварительную настройку её на земле на шесть волн из 601 и обеспечивает возможность использования в полёте любой из них. РСИУ-4В соединена с радиоконпасом АРК-4П и позволяет прослушивать кодовые сигналы радиомаяков.

В DCS частоты каналов радиостанции могут быть установлены на закладке «Радио» редактора миссий.

КНОПКИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ И СИСТЕМА ЗАПУСКА В ВОЗДУХЕ



КНОПКИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ И ВЫКЛЮЧАТЕЛИ ЗАПУСКА В ВОЗДУХЕ

- 1) Кнопка запуска левого двигателя
- 2) Кнопка запуска правого двигателя
- 3) Выключатель системы запуска в воздухе левого двигателя
- 4) Выключатель системы запуска в воздухе правого двигателя

РУЧКА ЗАДАТЧИКА МИНИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-5



ЗАДАТЧИК МИНИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ РВ-5

Положение «К» предназначено для проведения встроенного контроля радиовысотомера. При выборе данного положения стрелка указателя встаёт на отметку 100 м и возвращается обратно к нулю за 10 с. Когда стрелка достигает отметки 10 м, в шлемофоне должен раздаваться высокочастотный звуковой сигнал, означающий корректное срабатывание предупреждения радиовысотомера.

ЩИТКИ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ И КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМОЙ



ЩИТКИ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ И КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМОЙ

- 1) Кран подачи кислорода. Перекрывает подачу кислорода в кабину
- 2) Ручка выбора режима работы кислородной системы
 - **СМЕСЬ:** автоматический режим работы кислородной системы. Подача кислорода зависит от высоты полёта
 - **100% O₂:** подача 100% кислорода в маску лётчика. В основном используется при аварийных ситуациях
- 3) Ручка выбора режима работы высотно-компенсирующего костюма
 - **КОСТ.:** автоматическая работа в зависимости от высоты полёта
 - **среднее положение:** сохраняет последний автоматически выбранный режим работы
 - **Выкл. АВТ.:** подача воздуха в высотно-компенсирующий костюм выключена; подача кислорода выключена
- 4) Кнопка сброса выбора положения закрылков. Используется для сброса нажатой кнопки положения закрылков. Нажатие не отменяет выбора положения закрылков
- 5) Кнопка выбора посадочного положения закрылков
- 6) Кнопка выбора взлётного положения закрылков
- 7) Кнопка уборки закрылков

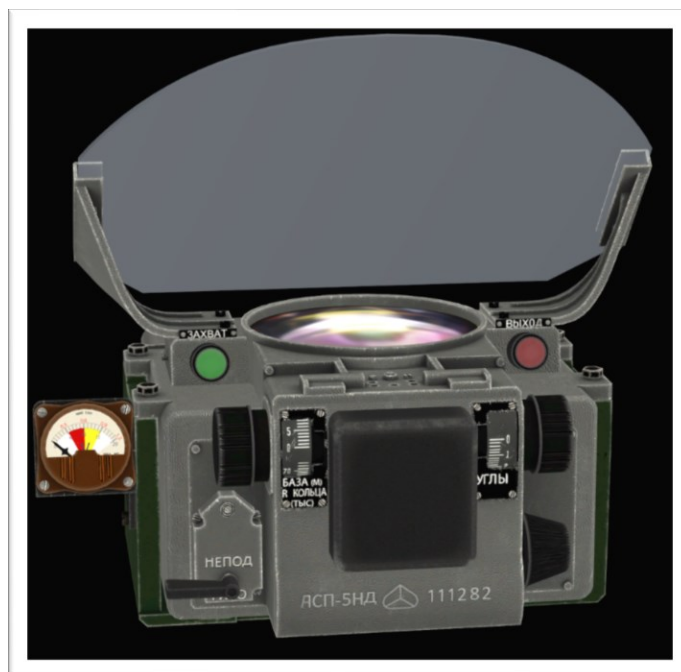
ПРИЦЕЛ АСП-5Н, РАДИОПРИЦЕЛ АР-18-8 И
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЦЕЛОМ



ПРИЦЕЛ АСП-5Н И РАДИОПРИЦЕЛ АР-18-8

- 1) Лампа сигнализации захвата цели «ЗАХВАТ»
- 2) Лампа сигнализации необходимости выхода из манёвра «ВЫХОД»
- 3) Ручка установки базы цели
- 4) Ручка установки угла пикирования при использовании НАР и бомб
- 5) Индикатор расстояния до цели радиоприцела
- 6) Шкала индикации выбранной базы цели
- 7) Шкала индикации выбранного угла пикирования
- 8) Ручка регулировки яркости прицела
- 9) Рычаг арретирования прицела
- 10) Стекло индикатора прицела АСП-5Н
- 11) Стекло индикатора радиоприцела АР-18-8

ПРИЦЕЛ АСП-5Н



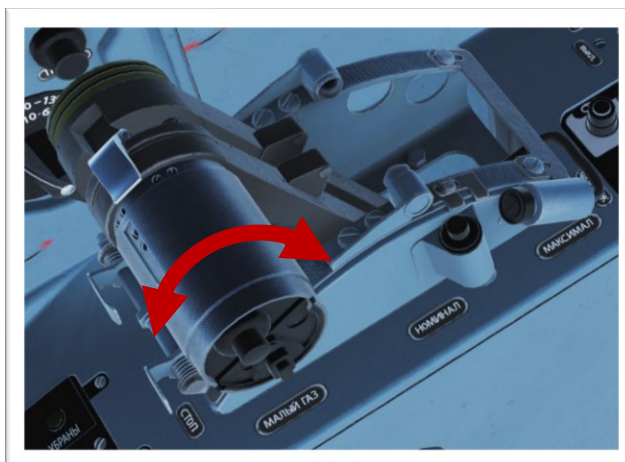
ПРИЦЕЛ АСП-5Н

Прицел АСП-5Н используется для целеуказания по воздушным и наземным целям. Прицел имеет коллиматорную оптическую систему и сопряжён с РЛС РП-5. В воздушном бою с применением антенны сопровождения цели АР-18-16 РЛС РП-5 прицел способен вычислять упреждение по цели, для этой цели также может быть использована трёхосевая гиросtabilизация оптического прицела. В оптическом режиме база цели вводится вручную с помощью ручки установки базы цели и установки дистанции до цели вращением ручки РУД. Данные по барометрической высоте прицел получает автоматически.

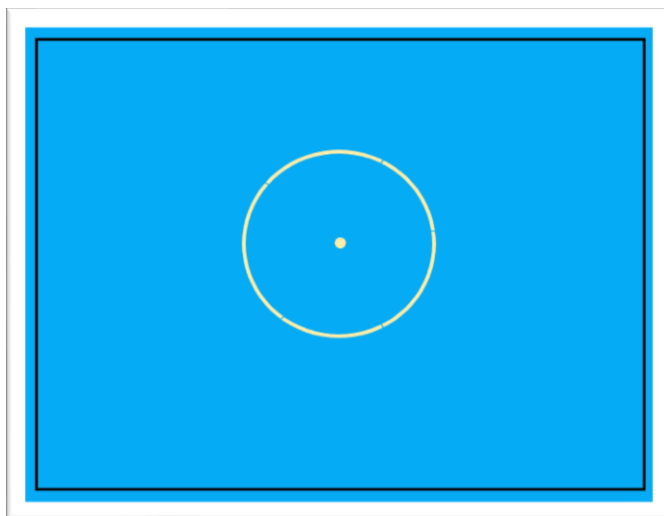
ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИЦЕЛА АСП-5Н

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ	
Дистанция до цели, м	200 – 2000
База цели, м	7 – 70
Высота применения, м	500 – 25000
Температура окружающей среды	от -60 до +50°С
Скорость цели, км/ч	500 – 2250
Скорость самолёта, км/ч	500 – 2500
ПО НАЗЕМНЫМ ЦЕЛЯМ	
Угол пикирования	20 – 50°
Дистанция до цели, м	200 – 2000
Высота применения, м	500 – 1500
Скорость самолёта, км/ч	600 – 900
Скорость цели, км/ч	0 – 90

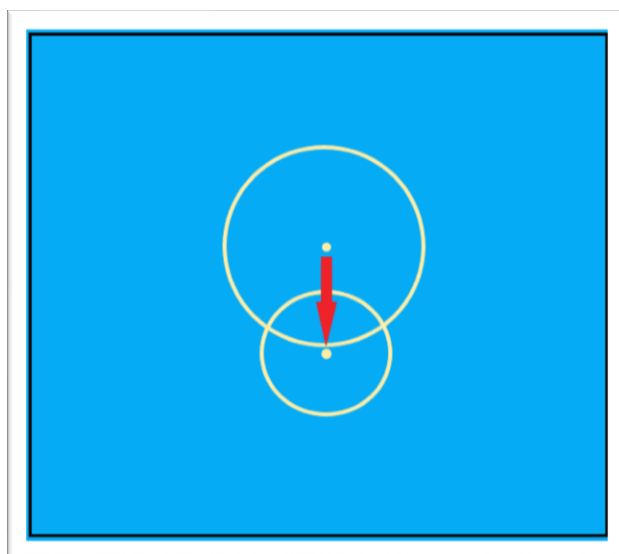
Индикация прицела состоит из центральной точки и внешней окружности. Центральная точка указывает точку прицеливания пушек. Внешняя окружность может изменять диаметр (в оптическом режиме) в пределах от 11 до 70 миллирадиан (от 1°15' до 8°) в зависимости от установленной базы цели и дистанции до цели. Параметры прицела можно установить, используя ручку установки базы цели и вращая ручку РУД вокруг своей оси.



ИНДИКАЦИЯ ПРИЦЕЛА АСП-5Н



В неподвижном режиме (заарретирован) индикация прицела располагается по центру в точке прицеливания, соответствующей установленному расстоянию, для неподвижного самолёта. При изменении дистанции до цели вращением рукоятки РУД в неподвижном режиме точка переместится вверх или вниз для компенсации искажения траектории снаряда под действием силы тяжести.



На рисунке выше представлен пример изменения индикации прицела при увеличении расстояния до цели. Окружность большего радиуса соответствует первоначальному положению, а окружность меньшего радиуса – увеличенной дистанции до цели. Обратите внимание на сдвиг точки прицеливания вниз с целью компенсации силы тяжести.

В неподвижном режиме прицел не использует гиросtabilизацию для расчёта точки прицеливания с упреждением.

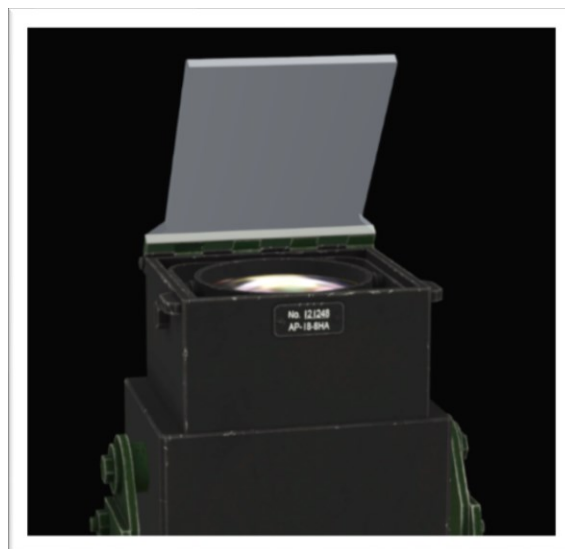
Перевод рычага в положение, соответствующее подвижному режиму, разарретировывает прицел для использования гиросtabilизации при расчёте точки прицеливания на основе угловой скорости, выбранных базы цели и дистанции до

цели. В этом режиме прицельная точка движется по стеклу индикатора прицела, отображая расчётную точку прицеливания для выбранной дистанции до цели. В расчётах также учитывается плотность воздуха, данные о которой непрерывно поступают в баллистический вычислитель прицела и соответствующее время полёта снаряда. На МиГ-19 используются специальные картриджи с данными о баллистике каждого используемого типа боеприпасов, устанавливаемые перед вылетом. Таким образом вводятся данные о баллистике бомб ФАВ-100/250, НАР АРС-57М/С-5М и 30-мм снарядов для пушки НР-30.

В режиме радиоприцела дистанция до цели вводится автоматически на основании данных РЛС РП-5. После захвата цели РЛС на дистанции не более 2000 м, соответствующей максимальной дистанции применения пушек НР-30, на прицеле АСП-5Н загорается лампа сигнализации захвата цели **«ЗАХВАТ»**. При сокращении дистанции до цели менее 300 метров загорается лампа сигнализации **«ВЫХОД»** и все данные о прицеливании сбрасываются через 3 секунды. Эти сигнальные лампы работают только в режиме радиоприцела.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Во время руления, при взлёте и посадке прицел должен быть заарретирован (режим **«НЕПОД»**), иначе возможно повреждение гироскопа при ударах во время руления или при касании полосы на посадке.

РАДИОПРИЦЕЛ АР-18-8

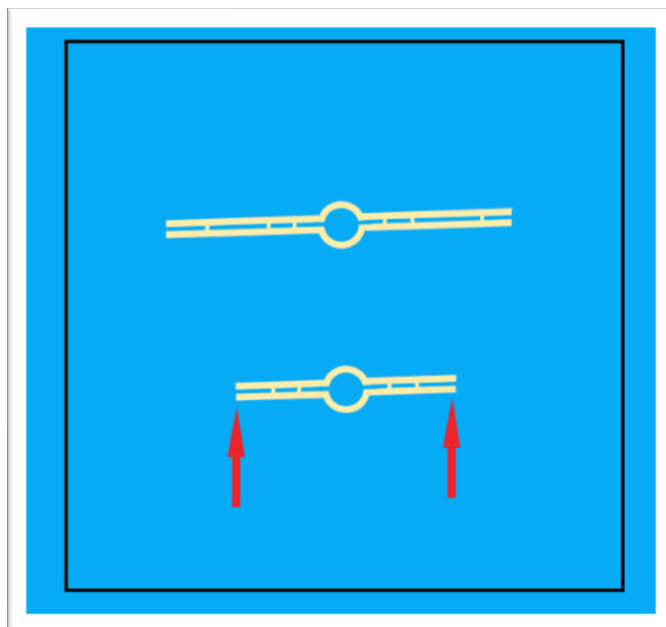


РАДИОПРИЦЕЛ АР-18-8

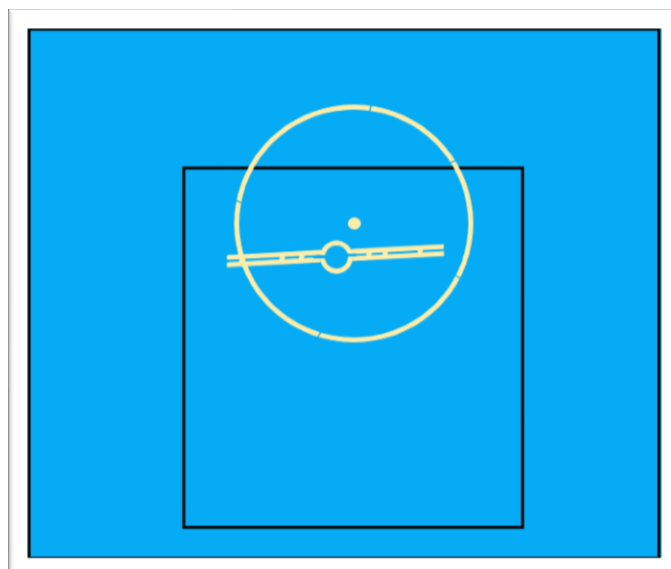
Радиоприцел АР-18-8 указывает направление, в котором находится антенна сопровождения цели АР-18-16, показывая таким образом направление на цель. Индикация цели, называемая также «птичкой», является условным изображением цели и показывает положение цели. «Размах крыльев» индикации изменяется в соответствии с изменением дистанции до цели (увеличивается при уменьшении

дистанции и наоборот). Прицел начинает отображать индикацию, как только РЛС захватит цель.

ПРИМЕЧАНИЕ: индикация цели является условной и служит лишь для отображения её расположения относительно перехватчика. Индикация не отображает крен цели относительно горизонта, она фиксирована в горизонтальном положении.



ИНДИКАЦИЯ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ДИСТАНЦИИ ДО ЦЕЛИ



КОМБИНИРОВАННАЯ ИНДИКАЦИЯ ПРИЦЕЛА И РАДИОПРИЦЕЛА

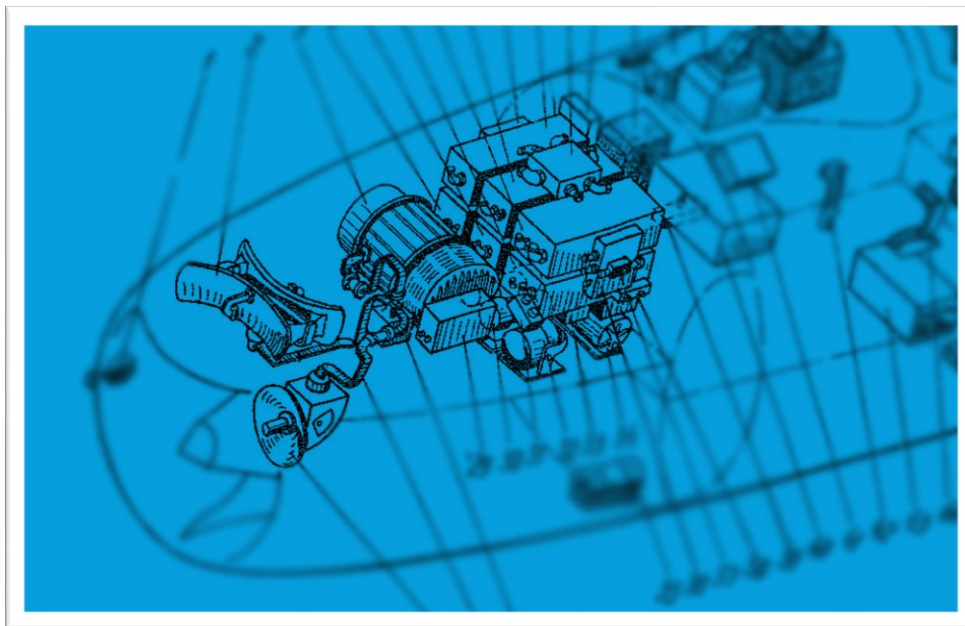
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЦЕЛА АСП-5Н



ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ АСП-5Н

- 1) Тип применяемого вооружения
 - **РС:** НАР АРС-57М/С-5М
 - **БОМБЫ:** бомбы ФАВ-100/250
 - **НР-30:** 30-мм пушки НР-30
 - **УР:** ракеты «воздух-воздух» с ИК ГСН Р-3С
- 2) Режим работы прицела
 - **ОПТИКА:** ручной ввод базы цели и дистанции до цели
 - **РАДИО:** расчёт точки прицеливания по данным РЛС РП-5
- 3) Режим сброса бомб
 - **РУЧН:** бомбы сбрасываются по одной при каждом нажатии кнопки управления стрельбой
 - **АВТОМАТ:** обе бомбы сбрасываются одновременно

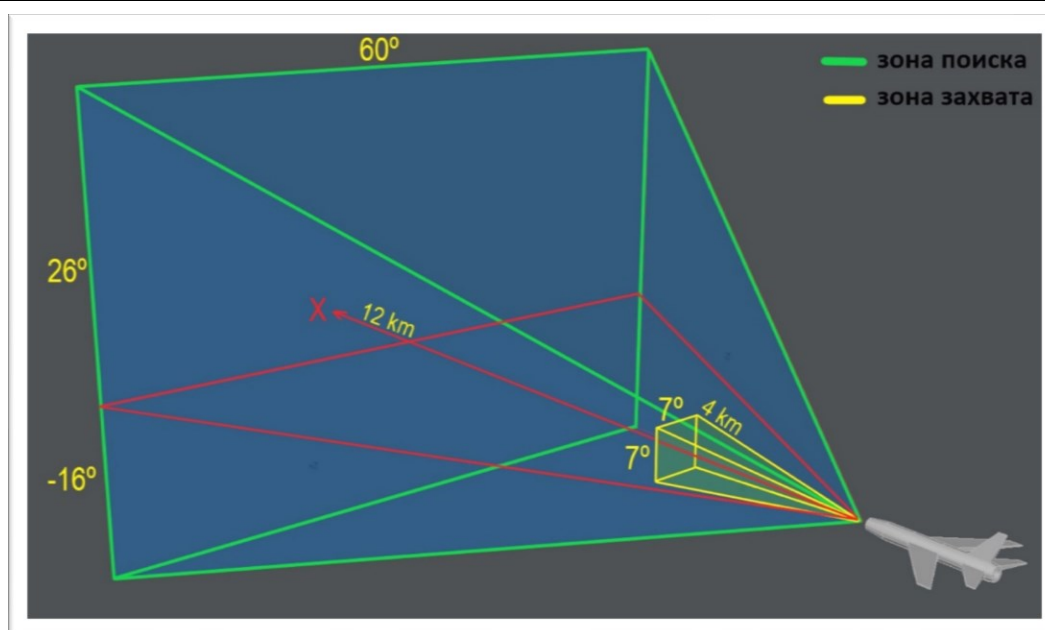
ЭКРАН И ПУЛЬТ РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2»



Станция РП-5 «Изумруд-2» является дальнейшим развитием станции РП-1, устанавливавшейся на МиГ-17ПФ и ранних образцах МиГ-19П. РП-5 имеет увеличенную с 10 до 12 км дистанцию обнаружения цели и увеличенную с 2 до 4 км дистанцию захвата цели. РЛС используется для поиска и сопровождения воздушных целей с выдачей целеуказания на её уничтожение при необходимости. Станция не может использоваться по наземным целям. Вследствие использования двух отдельных антенн для поиска и для сопровождения цели РЛС может захватить цель и одновременно с её сопровождением вести поиск других целей (можно рассматривать это как примитивный вариант возможности сопровождения в процессе обзора (TWS)). Однако возможности этой ранней РЛС весьма ограничены, так как она способна одновременно отображать не более 10 контактов и сопровождать только одну цель.

ХАРАКТЕРИСТИКИ РЛС РП-5

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Максимальная дистанция обнаружения, км	12
Максимальная дистанция захвата цели, км	4
Дистанция обнаружения бомбардировщика Ту-16, км	10 – 11
Дистанция обнаружения истребителя МиГ-21, км	8 – 9
Дистанция захвата Ту-16, км	4
Дистанция захвата МиГ-21, км	3 – 3,5
Высота применения, м	не ниже 2000
Время полного обзора, с	1,3
Угол обзора в горизонтальной плоскости	60°
Угол обзора в вертикальной плоскости	+26°/-16°
Максимальное время непрерывной работы, мин	15



РЛС РП-5 на низких высотах сильно подвержена помехам вследствие отражённого от земли сигнала, что делает фактически невозможным её применение на высотах ниже 2000 метров. Станция снабжена переключателем режимов на приборной доске, позволяющим выключить обзорную антенну и уменьшить дистанцию работы антенны сопровождения с 4000 м до 2000 м. Такое переключение позволяет получить автоматическое целеуказание на высоте от 1000 до 1200 метров при отсутствии индикации радиоприцела. Станция РП-5 при этом работает как радиодальномер.

ЭКРАН РЛС РП-5

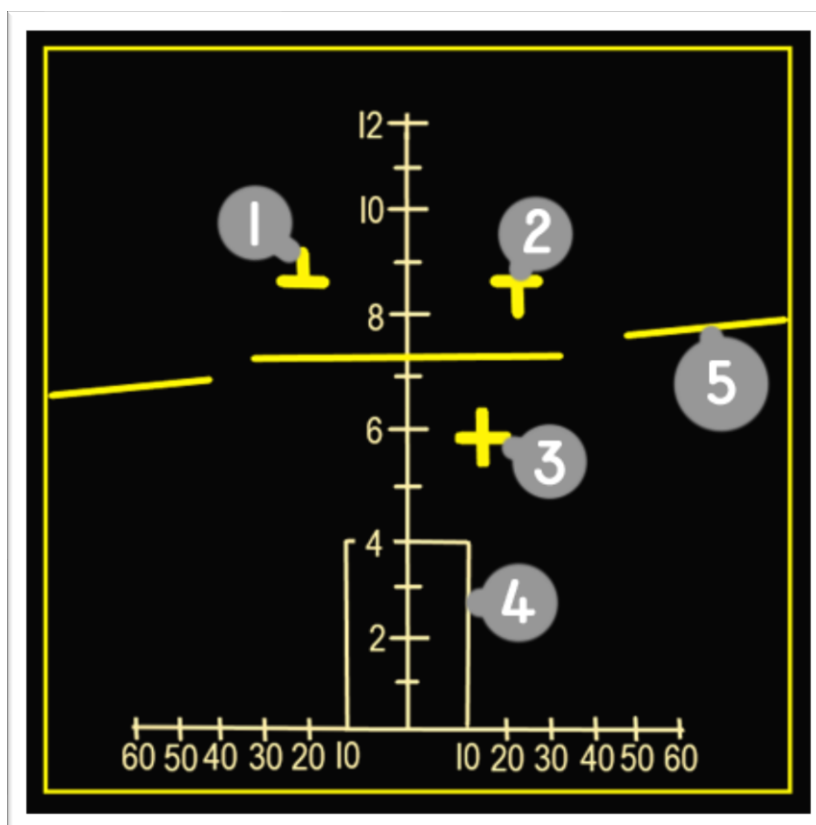


ЭЛТ ЭКРАН РЛС РП-5

В самолёте МиГ-19П данные РЛС отображаются на ЭЛТ (с электронно-лучевой трубкой) экране, имеющем шкалу на стекле перед экраном. Шкала подсвечивается красным. Экран при работе светится жёлтым, отображая контакты и электронный горизонт белым цветом. Козырёк из кожи и металла используется для повышения контрастности изображения при ярком дневном освещении.

- 1) Лампа сигнализации захвата цели **«ЗАХВАТ»**
- 2) Лампа сигнализации необходимости выхода из манёвра **«ВЫХОД»**
- 3) Шкала дистанции РЛС

ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ РЛС



ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ РЛС

- 1) Контакт на высоте, превышающей высоту перехватчика
- 2) Контакт на высоте ниже высоты перехватчика
- 3) Контакт на высоте, примерно совпадающей с высотой перехватчика. Это относительная высота, которая требуется для успешного захвата цели
- 4) Окно, в котором РЛС РП-5 способна осуществить захват цели
- 5) Электронный горизонт

ПРИМЕЧАНИЕ: центральная линия показывает положение самолёта, линии у края экрана - горизонт.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2»



ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РП-5

- 1) Выключатель подавителя помех. Подавитель помех снижает чувствительность антенны, повышая селективность её работы
- 2) Кнопка встроенного контроля. При нажатии и удержании кнопки в течение двух секунд РЛС начинает проверку корректности работы своих цепей. Проверка производится путём генерации сигнала цели, которая должна отобразиться в левой части экрана на удалении около 6 километров. Далее цель начинает движение к центру зоны захвата на удаление 4 километра, после чего, находясь по центру экрана, движется в сторону начала координат. РЛС должна захватить цель (свечение зелёной лампы «ЗАХВАТ» над экраном) и начать отображение информации о цели на радиоприцеле АР-18-8. На удалении 2000 метров прицел АСП-5Н должен начать целеуказание, и зелёная лампа «ЗАХВАТ» слева от прицела должна загореться. На удалении 300 метров должна загореться красная лампа «ВЫХОД» и, по прошествии трёх секунд, целеуказание должно сброситься (пропадание метки цели на радиоприцеле и возвращение точки прицеливания АСП-5Н в центр прицела)
- 3) Переключатель режима отображения индикатора 9. Положение переключателя определяет тип информации, отображаемой на шкале. В положении «ТОК | КРИСТ» отображается ток, потребляемый РЛС. В положении «ДАВЛ.» шкала отображает давление в волноводе ($кг/см^2$)
- 4) Выключатель антенны сопровождения цели АР-18-16. При отключении РЛС не производит захват цели
- 5) Переключатель режимов работы РЛС. Переключатель имеет три положения: выключена, предварительное включение (режим ожидания) и полностью включена. Режим ожидания нужен для прогрева блоков РЛС перед использованием. При полном включении РЛС работает на излучение.

Устройство защитной блокировки не позволяет включить РЛС на излучение при выпущенном шасси

- 6) Ручка регулировки высоты электронного горизонта
- 7) Переключатель режимов работы экрана РЛС. Позволяет переключить яркость экрана, настроенную для режимов «день» и «ночь»
- 8) Ручка регулировки яркости экрана
- 9) Комбинированная шкала амперметра/манометра для отображения тока, потребляемого РЛС, или давления в волноводе

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ НАР ОРО-75К



ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ОРО-57К

- 1) Переключатель режимов залпа
 - 4 ЗАЛП:** при каждом нажатии кнопки управления стрельбой из контейнеров выходят по 4 реактивных снаряда с интервалом 0,075 с
 - 1 ЗАЛП:** при каждом нажатии из контейнеров одновременно выходят по одному РС
 - АВТОМАТ:** все РС попарно выходят из обоих контейнеров с интервалом 0,075 с, пока нажата кнопка управления стрельбой
- ПРИМЕЧАНИЕ:** при выпущенной носовой стойке шасси стрельба РС невозможна.
- 2) Счётчик РС
 - Зелёный (0):** свечение индикатора означает, что контейнеры ОРО-57К установлены на точки подвески и исправны
 - Жёлтый (1-8):** число светящихся индикаторов соответствует числу РС в контейнерах, от одного до восьми, что соответствует боекомплекту контейнеров ОРО-57К
- 3) Выбор яркости индикации на пульте (день/ночь)

ВЕРХНИЙ ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ



ВЕРХНИЙ ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ

- 1) Переключатель приводных радиостанций. Позволяет выбрать между предустановленными частотами радиокompаса АРК-5П для дальней и ближней приводной станций или установить их, настроив на соответствующую частоту
- 2) Кнопка выпуска тормозного парашюта
- 3) Кнопка аварийного сброса подвесных топливных баков (ПТВ) или бомб
- 4) Кнопки перезарядки левой и правой пушек НР-30. Для перезарядки необходимо зажать соответствующую кнопку на 2-3 секунды. При этом лампы сигнализации готовности пушек к стрельбе на счётчиках патронов должны загореться
- 5) Кнопка аварийного сброса контейнеров РС ОРО-57К

ЩИТОК УПРАВЛЕНИЯ РАДИОКОМПАСА АРК-5П



ЩИТОК АРК-5П

- 1) Индикатор частотного диапазона с вращающейся шкалой
- 2) Ручка регулировки яркости подсветки индикатора частотного диапазона
- 3) Индикатор настройки (показывает силу принимаемого сигнала)
- 4) Переключатель режимов работы приёмника.
ТЛГ: телеграфный. Для получения немодулированных сигналов
ТЛФ: телефонный. Для получения модулированных сигналов. Большинство радиостанций работают в этом режиме
- 5) Переключатель частотного диапазона ближней приводной радиостанции. Позволяет выбрать между диапазонами 150-310 кГц, 310-640 кГц и 640-1300 кГц
- 6) Лампа сигнализации работы АРК-5П
- 7) Ручка громкости. Позволяет выставить громкость сигнала кода ПС
- 8) Ручка вращения рамочной антенны. Используется для ручного разворота антенны при положении «РАМКА» переключателя режимов
- 9) Ручка тонкой настройки. Используется только в режиме «АНТ.» для подстройки частоты совместно с индикатором настройки
- 10) Переключатель режимов АРК-5П

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ АРК-5П (10)

Переключатель режимов имеет следующие положения:

- **ВЫКЛ.**: АРК-5П выключен;
- **КОМП.**: режим компаса. АРК-5П автоматически указывает направление на приводные радиостанции, используя набор предустановленных или введённых вручную частот;
- **АНТ.**: антенный режим позволяет прослушивать позывные приводных радиостанций, используя ненаправленную антенну. В этом режиме позывные слышны более чётко, чем в режиме «КОМП.»;
- **РАМКА**: применяется для разворота рамочной антенны в положение нулевого сигнала вручную.

ПРОЦЕДУРА РУЧНОЙ НАСТРОЙКИ АРК-5П

Для ручной настройки радиостанции из кабины необходимо предпринять следующие шаги:

- 1) Переключить АРК-5П в режим антенны, выбрав на переключателе режимов (10) положение «АНТ.».
- 2) Выставить переключатель режимов работы приёмника (4) в положение, соответствующее режиму работы приводной станции. Обычно все приводные маяки в DCS World работают в телефонном режиме («ТЛФ»).
- 3) Повернуть ручку громкости (7) на максимум.
- 4) Переключатель приводных радиостанций выставить в режим «БЛИЖН.».
- 5) Выставить нужный частотный диапазон на переключателе частотного диапазона АРК-5П (5).
- 6) Используя ручку тонкой настройки (9), довернуть шкалу частоты до пересечения вертикальной меткой требуемой частоты. При прослушивании позывного радиомаяка, предварительно установив радиостанцию РСИУ-4В в режим радиоконцентрации, убедиться в точности настройки по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки (3).
- 7) Выбрать режим автоматического указания направления, установив переключатель режимов АРК-5П (10) в положение «КОМП.». Тонкая сплошная стрелка гирокомпы ГИК-1 укажет направление на радиомаяк.
- 8) Для проверки качества настройки переключить (10) режим работы АРК-5П в режим «РАМКА» и развернуть рамочную антенну поворотом ручки (8) в любом направлении, удерживая её в заданном положении несколько секунд. Стрелка ГИК-1 отклонится на соответствующий угол. После чего отпустить ручку вращения рамочной антенны (8) и вернуть переключатель (10) в положение «КОМП.» Стрелка должна вернуться в исходное положение.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРЕДУСТАНОВЛЕННЫХ ЧАСТОТ

- 1) Выставить переключатель приводных станций в положение «БЛИЖН.».
- 2) Произвести процедуру ручной настройки.
- 3) Выставить переключатель приводных станций в положение «ДАЛЬН.».
- 4) На переключателе частотных диапазонов дальней приводной станции левого пульта (24) выставить требуемый диапазон.
- 5) Произвести процедуру ручной настройки.

Такая система позволяет осуществлять быстрое переключение между двумя предварительно выставленными частотами приводных радиостанций, используя переключатель приводных радиостанций.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Ручное переключение ручки тонкой настройки частоты (9) при работе АРК-5П в режиме «КОМП.» запрещено. В результате подобных действий может случиться поломка электромотора, отвечающего за выбор диапазона частоты.



ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТНОГО РАДИООТВЕТЧИКА СРО-2

Самолётный радиопередатчик СРО-2 «Хром» является частью системы государственного опознавания «свой-чужой», использовавшейся на самолётах СССР раннего периода холодной войны. В случае МиГ-19П система проста в эксплуатации, из органов управления имеет лишь выключатель и устройство самоуничтожения при вынужденной посадке на территории недружественного государства. На самолётах МиГ-19С и МиГ-19ПМ та же система позволяет использовать несколько режимов работы и вводить коды работы.



ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ СРО-2

- 1) Выключатель СРО-2
- 2) Кнопка самоуничтожения СРО-2
- 3) Лампа сигнализации о включении системы самоуничтожения СРО-2

ЗАМОК КАБИНЫ

Самолёт МиГ-19П оснащён герметичной кабиной с каплевидным фонарём. Неподвижная часть фонаря разделена на три части, центральная часть оснащена пуленепробиваемым бронестеклом. Подвижная часть открывается сдвигом назад.



ЗАМОК КАБИНЫ

- 1) Рычаг открывания/закрывания кабины. Два таких рычага, по правой и левой сторонам кабины, управляют замками кабины.

- 2) Кран герметизации кабины. В верхнем положении кран закрыт, движение его назад приводит к открытию крана, опрессовке резиновых уплотнений кабины и, как следствие, её герметизации.
- 3) Над правым пультом расположен рычаг аварийного сброса фонаря кабины. При помощи этого рычага в аварийной ситуации может быть отстрелен фонарь кабины для упрощения покидания самолёта.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ ОБЛУЧЕНИИ СПО-2 «СИРЕНА-2»



ПУЛЬТ СПО-2В

На МиГ-19 в эксплуатации устанавливалась ранняя система предупреждения СПО-2 «Сирена-2». Она способна обнаруживать работу радиолокатора противника в задней полусфере в трёхсантиметровом диапазоне волн.

Органы управления и отображения информации состоят из выключателя, соседней красной лампы, показывающей, что система включена, и ещё одной красной лампы, сигнализирующей о захвате самолёта радиолокатором.

Антенна установлена в верхней части вертикального стабилизатора.

ГЛАВА 3 – СТАНДАРТНЫЙ ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ



ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТОВ И НАВИГАЦИЯ

Все полёты на высотах выше 10000 метров необходимо выполнять в высотном-компенсирующем костюме ВКК-2/ВКК-2М/ВКК-3М.

ПРЕДПОЛЁТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЁТА И ДВИГАТЕЛЕЙ

- 1) Осмотреть фюзеляж самолёта, шасси, ПВД и антенны и убедиться в том, что сняты чехлы пушек, ПВД и ТП-156, сняты заглушки всасывающих каналов и реактивных сопел, патрубка РД-2ИА и створок перепуска воздуха, сняты струбины с руля поворота. Степень накачки пневматиков колёс определить по обжатию (должно быть 10-15 мм).
- 2) Проверить отсутствие подтекания спирта из противообледенительной системы; масла АМГ-10 из гидроцилиндров шасси, бустеров элеронов, фюзеляжа и сопел; топлива.
- 3) Убедиться в надёжности крепления и отсутствии видимых повреждений элеронов, стабилизатора и руля высоты, включая триммеры.
- 4) Проверить симметричность стабилизатора и закрылков при РУС в нейтральном положении.

ОСМОТР КАБИНЫ

- 1) Убедиться в отсутствии в кабине посторонних предметов и воды, а в зимнее время – льда (особенно под сиденьем лётчика через лючки в сиденье).
- 2) Убедиться в том, что рычаг выпуска шасси находится в нейтральном положении и застопорен для предотвращения случайной уборки шасси.

На правом пульте:

- 3) Проверить, что все АЗС правого заднего электрощитка включены и что все защитные крышки на переключателях закрыты.
- 4) Проверить положение АЗС на правом электрощитке. Они должны быть установлены в положение «выключено».
- 5) Убедиться, что оба АЗС аварийного отключения максимального и форсажного режимов двигателей на левом пульте выключены.
- 6) Убедиться, что оба АЗС перекрывных кранов масла двигателей на левом пульте выключены.
- 7) Проверить, что кран питания кабины открыт и выключатель вентиляции кабины включён.
- 8) Проверить показания индикатора кислорода ИК-18. На приборе должно отображаться давление от 130 до 150 кг/см².
- 9) Осмотреть шкалы манометров на правом пульте.

• ДАВЛЕН. В АВАР БАЛЛОНЕ ШАССИ

50 кг/см²

- **МАКСИМ. ДАВЛЕН. В ОСНОВ. ГИДРОСИСТЕМЕ** от 130 до 142 кг/см²
- **ДАВЛЕН. В АВАР БАЛЛОНЕ ЗАКРЫЛКОВ** от 110 до 130 кг/см²
- **ДАВЛЕН. В ОСНОВН БАЛЛОНЕ** 150 кг/см²

На приборной доске:

- 10) Проверить текущее значение времени на часах и сбросить показания секундомера для контроля запуска двигателей.
- 11) Убедиться в том, что кнопка управления стрельбой на РУС закрыта предохранительной скобой.
- 12) Убедиться, что указатель высоты ВД-20 выставлен на 0 м и проверить совпадение выставленного давления на уровне моря с аэродромным давлением.
- 13) Проверить работу тормозной системы нажатием на рычаг тормоза РУС, наблюдая за показаниями двухстрелочного манометра тормозов МА-12, расположенного в нижней части приборной доски. Стрелки должны показать 5 кг/см² при начале нажатия тормоза и 10+0,5 кг/см² при полностью нажатом рычаге. Убедиться в корректном и одновременном срабатывании тормозов при нажатии соответствующей педали.

На левом пульте:

- 14) Переместить РУД обоих двигателей по всему рабочему диапазону, убедившись в их свободном перемещении и правильной работе стопоров положений **«СТОП»** и **«МАЛЫЙ ГАЗ»**.
- 15) Убедиться, что переключатель АРУ-2В находится в положении **«АВТОМ»**.
- 16) Проверить, что выключатель гидроусилителя элеронов включён.
- 17) Убедиться, что кран подачи кислорода полностью открыт.
- 18) Проверить установку регуляторов кислородной системы в положения **«СМЕСЬ»** и **«АВТ»**.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ

ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЕЙ

- 1) Запросить у наземных служб подключение источника аэродромного питания.
- 2) На правом пульте включить АЗС **«АККУМУЛ. БОРТОВОЙ АЭРОДР.»**. Проверить наличие напряжения 28 В по показаниям вольтметра (напряжение при питании от аккумулятора 24 В). Убедиться в загорании на табло Т-6 сообщений **«НЕТ МАСЛА»** обоих двигателей, сигнальных ламп **«ЛЕВЫЙ ПРАВЫЙ ГЕНЕРАТОР ВЫКЛЮЧЕН»**, **«ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В ГИДРОСИСТЕМЕ»**.
- 3) Осмотреть панель индикатора положения шасси, закрылков и тормозных щитков ППС-1 и убедиться в свечении трёх ламп сигнализации выпущенных шасси.
- 4) Нажать кнопку контроля индикации ППС-1 и убедиться в свечении всех ламп сигнализации панели.
- 5) На передней части левого пульта нажать кнопку проверки сигнальных ламп баков №2, №3, №4 и проконтролировать свечение соответствующих

ламп. Нажать кнопку проверки лампы пожара двигателя и проконтролировать её свечение.

- 6) На приборной доске проверить правильность показаний топливомера. При полной заправке указатель должен показывать 1400 л и ни одна из ламп топливных баков не должна гореть. Надписи «1 БАК» и «ОСТАЛОСЬ 550Л» на табло Т-6 не должны гореть.
- 7) Проверить работу системы запуска двигателей в полёте. Для этого:
 - Включите на 2-3 секунды выключатели системы запуска в воздухе.
 - Убедитесь в загорании сигнальных ламп системы воздушного запуска на приборной доске и появлении характерного звука работы системы запуска двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Обязательно установите оба выключателя системы запуска двигателей в воздухе в положение «выключено» и закройте защитные крышки после проверки системы.

- 8) Включить АЗС «**АВАРИЙН. АРК РАЦИЯ**» и «**АВАР. АГИ**» на правом электрощитке.
- 9) Включить АЗС «**РАЦИЯ РАСХОДОМ**». Нажать кнопку выбора частоты КДП и запросить разрешение на запуск двигателей.
- 10) Включить АЗС «**МАРКЕР РВ**». Выставить необходимую минимальную высоту срабатывания сигнала радиовысотомера при помощи задатчика минимальной высоты на левом пульте.
- 11) Включить АЗС «**УПРАВЛ. МУС-2 СТАБИЛ**», «**ТРИММЕР ЭЛЕРОНА ТРИММЕРН. ЭФФЕКТ**», «**ГИК АГИ**».
- 12) Нажать кнопку «**НАЖАТЬ ПЕРЕД ПУСКОМ**» на АГИ-1 до упора и отпустить, нажать и удерживать кнопку согласования ГИК-1 3 секунды при температуре воздуха более 30°C либо на 5 секунд при температуре менее 30°C. Через 2-3 минуты приборы должны показать текущее направление и положение самолёта в пространстве.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! При запуске двигателей от батареи не допускается подключение потребителей электроэнергии, кроме насоса бака №1, пока двигатели не выйдут на обороты малого газа. Ёмкость батареи позволяет осуществить три последовательных запуска двигателей.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ

Дальнейшие действия производить только после получения разрешения на запуск двигателей:

Необходимо убедиться, что АЗС «**АККУМУЛ. БОРТОВОЙ АЭРОДР.**» включён.

- 1) На левом пульте включить АЗС «**НАСОС 1-ГО БАКА**», «**НАСОС 2-ГО БАКА**», «**НАСОС 3-ГО БАКА**» и «**НАСОС 4-ГО БАКА**». Лампы сигнализации опустошения бака 2 и баков 3, 4 под соответствующими АЗС должны погаснуть.
- 2) Включить АЗС «**ЭУП КЛЦ-РК ПРОТИВООЕЛ КОЗЫРЬКА ОБОГРЕВ КАБИНЫ КАБ ЛАМПЫ**» и «**АВТОМАТ ТОРМОЖ КОЛЕС**».

- 3) Включить АЗС «АГРЕГАТЫ ЗАПУСК» и «ПРИБОРЫ ДВИГ ПРОТИВОПОЖАРН ОБОРУД СИГНАЛ ПОМПЫ».
- 4) На правом пульте включить АЗС «ГЕНЕРАТОР ЛЕВЫЙ» и «ГЕНЕРАТОР ПРАВЫЙ».
- 5) Передвинуть РУД левого двигателя в положение «МАЛЫЙ ГАЗ».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Необходимо проверить положение РУД в позиции «малый газ» (на упоре «СТОП») при запуске двигателя. Во избежание преждевременного запуска или попадания излишка топлива в камеру сгорания, способного спровоцировать возгорание, РУД не должны быть сдвинуты вперёд.

- 6) Нажать кнопку запуска левого двигателя на 2-3 секунды.

ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ НЕОБХОДИМО КОНТРОЛИРОВАТЬ СЛЕДУЮЩИЕ ПАРАМЕТРЫ:

- Температура выходящих газов может достигать 750°C при запуске двигателя, но должна стабилизироваться на уровне не более 650°C после выхода на обороты малого газа.
- Темп роста температуры выходящих газов не должен превышать 350°C в секунду.
- Лампа «**НЕТ МАСЛА**» табло Т-6 должна погаснуть, как только обороты двигателя достигнут 4000 в минуту, но может периодически загораться при оборотах менее 6000 в минуту. При оборотах выше 6000 в минуту лампа загораться не должна.
- Лампа «**ЛЕВЫЙ ГЕНЕРАТОР ВЫКЛЮЧЕН**» на приборной доске должна погаснуть, когда двигатель выйдет на обороты малого газа.
- Давление в основной гидросистеме по манометру на правом пульте должно установиться на уровне 142 кг/см^2 .
- Лампа «**ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В ГИДРОСИСТЕМЕ**» должна погаснуть.
- Время выхода двигателя на малый газ не должно превышать 80 секунд.
- Режим малого газа двигателя РД-9Б $4100+200 \text{ об/мин}$.
- Обороты малого газа зависят от температуры воздуха. При -30°C обороты малого газа должны быть не менее 4100 об/мин , а при температуре выше 30°C не должны превышать 4300 об/мин .

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Если лампа «**НЕТ МАСЛА**» не погасла после выхода двигателя на малый газ, необходимо немедленно перевести РУД в положение «СТОП».

Если температура выходящих газов остаётся выше 750°C в режиме малого газа, то возможны два варианта действий:

- Первый: излишки топлива в камере сгорания вызывают повышение температуры. В такой ситуации перевод РУД в положение «**НОМИНАЛ**» удалит излишки топлива и приведёт к понижению температуры до 650°C . Если температура не снижается по истечении 20 секунд, необходимо остановить двигатель.

- Второй: необходимо остановить двигатель и сообщить наземному персоналу.
- 7) После выхода левого двигателя на малый газ запросить отключение наземного электропитания.
 - 8) Передвинуть РУД правого двигателя в положение **«МАЛЫЙ ГАЗ»**.
 - 9) Нажать кнопку запуска левого двигателя на 2-3 секунды.
 - 10) Последовательно повторить шаги, выполненные при запуске левого двигателя. Давление в бустерной гидросистеме по манометру, расположенному на приборной доске, должно достичь 142 кг/см^2 .
 - 11) После выхода обоих двигателей на малый газ объединить РУД с помощью замка.
 - 12) Двигатели могут оставаться в режиме малого газа не более 10 минут. Чтобы увеличить время работы в режиме малого газа, необходимо раз в 5-7 минут увеличивать обороты двигателей до 10000 об/мин .
При температуре воздуха менее -5°C необходимо по возможности избегать работы двигателя на оборотах менее 9000 об/мин для предотвращения обледенения ступеней компрессора.

ПРИМЕЧАНИЕ: для холодной прокрутки двигателя при помощи стартера следует передвинуть соответствующий РУД вперёд на 4° от положения малого газа до появления щёлкающего звука, указывающего на включение стартера. Далее необходимо нажать кнопку запуска соответствующего двигателя на 2 секунды. Стартер-генератор раскрутит двигатель до $3700-3800 \text{ об/мин}$ на 30 секунд. Холодная прокрутка производится после неудачного запуска, при этом топливо, не сторевшее в камере сгорания, выдувается из двигателя для предотвращения пожара при следующем запуске.

Система запуска двигателей не допускает одновременный запуск двух двигателей. Запуск второго двигателя возможен только после того, как первый двигатель выйдет на режим малого газа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Стартер-генераторы позволяют производить пять последовательных попыток запусков двигателей, после чего необходимо выдержать паузу 30 минут для их охлаждения. Невыполнение этого условия может привести к повреждению стартер-генераторов.

ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И ВЗЛЁТУ

ПРЕДПОЛЁТНАЯ ПРОВЕРКА ДВИГАТЕЛЕЙ

- 1) Убедиться в том, что наземный персонал установил колодки шасси.
- 2) Увеличить обороты обоих двигателей до 10000 об/мин приблизительно на 40 секунд для прогрева двигателей.

ПРИМЕЧАНИЕ: при проверке двигателей на стоянке разрешается одновременное увеличение оборотов двигателей не более 10000 об/мин .

При проведении последующих проверок двигатели проверяются поочередно. Необходимо внимательно следить за возникновением любых вибраций и осцилляций двигателей либо индикации тахометра, а также за любыми резкими скачками температуры выходящих газов.

- 3) Включить тормоз переднего колеса и увеличить обороты перемещением РУД в позицию **«НОМИНАЛ»**.
 - Показания тахометра должны быть 11150+50 об/мин.
 - Температура выходящих газов двигателя не должна превышать 550°C.
 - Лампы **«НЕТ МАСЛА»** не должны загораться.
- 4) Перевести РУД полностью вперёд в положение **«МАКСИМАЛ»**.
 - Нажать кнопку максимального режима.
 - Показания тахометра должны быть 11150+50 об/мин.
 - Температура выходящих газов двигателя не должна превышать 650°C.
 - Должна загораться лампа **«ДВИГАТЕЛЬ МАКСИМАЛ»** соответствующего двигателя.
 - Лампы **«НЕТ МАСЛА»** не должны загораться.
- 5) Для проверки форсажа нажать кнопку форсажного режима при положении РУД соответствующего двигателя **«МАКСИМАЛ»** (полностью вперёд) и поочередно вывести двигатели на форсажный режим, возвращая в режим малого газа после окончания проверки.
 - Должна загореться лампа **«ФОРСАЖ»** соответствующего двигателя.
 - Температура выходящих газов двигателя не должна превышать 680°C.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! При проверке продолжительность форсажного режима каждого двигателя не должна превышать 10 секунд.

- 6) Проверить отзывчивость двигателей перемещением РУД от положения **«МАЛЫЙ ГАЗ»** до положения **«МАКСИМАЛ»** за 1,2-2 секунды.
 - При проведении этой проверки температура выходящих газов может кратковременно повышаться до 750°C, а обороты двигателя – до 11600 об/мин на 3-5 секунд.
 - После этого температура выходящих газов должна стабилизироваться на уровне не более 650°C, а обороты – 11150+50 об/мин.

ПРОВЕРКА ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ И ГИДРОСИСТЕМЫ

ПРОВЕРКА ЭЛЕРОНОВ

ПРОВЕРКА ПРИ ОТКЛЮЧЕННОМ ГИДРОУСИЛИТЕЛЕ ЭЛЕРОНОВ:

- 1) Выключить гидроусилитель элеронов, отклонить РУС от крайнего левого положения до крайнего правого, проверив плавность перемещения элеронов. На земле, при отсутствии динамического давления на элероны от набегающего

потока, ручка управления самолётом должна оставаться в отклонённом положении.

- 2) Переместить РУС в крайнее левое положение и включить гидроусилитель элеронов.
- 3) Ручка должна вернуться в нейтральное положение.
- 4) Повторить проверку при отклонении ручки в крайнее правое положение.

ПРОВЕРКА ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ ГИДРОУСИЛИТЕЛЕ ЭЛЕРОНОВ:

- 1) Включить гидроусилитель элеронов.
- 2) Переместить РУС в крайнее левое и крайнее правое положение. Движение должно быть плавным без заеданий и заклиниваний. Должно ощущаться сопротивление грузочного механизма.

При проверке возможны небольшие колебания стрелки манометра бустерной гидросистемы.

ПРОВЕРКА СТАБИЛИЗАТОРА

- 1) Убедиться в том, что переключатель **«УПР. СТАБИЛИЗАТОРОМ»** находится в положении **«ВКЛ. ГИДРОУПРАВЛ.»**. Проверить работу стабилизатора движением РУС из крайнего положения от себя в крайнее положение на себя. При этом не должно наблюдаться заеданий, скрежета и щелчков. При проверке возможны небольшие колебания стрелки манометра основной гидросистемы.
- 2) Перевести переключатель **«УПР. СТАБИЛИЗАТОРОМ»** в положение **«ВКЛ. ЭЛЕКТРОУПРАВЛ.»** и проверить плавность хода РУС. В этом резервном режиме стабилизатор должен двигаться со скоростью 4° в секунду.
- 3) Снова переключить на гидравлическое управление и провести проверку.
- 4) Проверка АРУ-2В:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Для проверки АРУ-2В необходимо наличие нормального давления в гидросистеме либо включение электроуправления с помощью МУС-2. Попытка проверки АРУ без выполнения одного из этих условий приведёт к серьёзным повреждениям системы.

- Переключатель режима работы АРУ установить в положение **«РУЧНОЕ»**.
- Передвинуть РУС в крайнее положение на себя.
- Используя переключатель **«БОЛЬШ ПЛЕЧО»** и **«МАЛОЕ ПЛЕЧО»** увеличить до максимума и снизить до минимума плечо АРУ-2В. Убедиться в соответствующем изменении показаний указателя системы АРУ на приборной доске. Стрелка указателя должна переместиться в максимальное и затем в минимальное положение по шкале прибора.
- Проверить изменение угла отклонения стабилизатора визуально.
- Отпустить РУС и вернуть переключатель АРУ в положение **«АВТОМ.»**.

- Стрелка указателя должна переместиться к максимальной длине плеча, лампа сигнализации работы АРУ **«НА ПОСАДКЕ ЛАМПА НЕ ГОРИТ ПЕРЕХОДИ НА РУЧНОЕ УПРАВЛ АРУ»** должна загореться.

ПРОВЕРКА РАБОТЫ ТРИММЕРОВ

- 1) Передвинуть триммер элеронов при помощи переключателя **«ТРИММЕР ЭЛЕРОНА»**, убедиться в загорании лампы **«ТРИММЕР ЭЛЕРОНА НЕЙТРАЛЬНО»** при каждом пересечении триммером нейтрального положения. Проверить положение триммера элеронов, обратившись к наземному персоналу.
- 2) Используя переключатель триммера руля высоты на РУС, передвинуть триммер в крайнее переднее и крайнее заднее положение. Крайнее заднее положение триммера охватывает полное перемещение ручки на себя и около 90% диапазона перемещения от себя. Убедиться в загорании лампы **«ТРИММЕРН. ЭФФЕКТ НЕЙТРАЛЬНО»** при каждом пересечении триммером нейтрального положения. Проверить положение триммера руля высоты, обратившись к наземному персоналу.

ПРИМЕЧАНИЕ: нейтральное положение триммера руля высоты зависит от положения шасси. Когда шасси выпущены, используется наземное нейтральное положение триммера, когда шасси убраны – полётное нейтральное положение триммера. Это сделано для того, чтобы при нахождении самолёта на шасси стабилизатор был параллелен земле с учётом немного приподнятой относительно земли носовой части самолёта.

ПРОВЕРКА ЗАКРЫЛКОВ

- 1) Нажать поочередно кнопки выбора положения закрылков, контролируя загорание индикации **«ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ»** на ППС-1 при выборе положений **«ПОСАДКА»** и **«ВЗЛЁТ»**. Проверить положение закрылков визуально и обратившись к наземному персоналу. Закрылки должны двигаться синхронно.
- 2) Выпустить и убрать тормозные щитки, контролируя загорание индикации **«ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ»** на ППС-1 при выпущенных щитках. Давление в основной гидросистеме может колебаться, но должно быстро вернуться к значению 142 кг/см².

ПРИГОТОВЛЕНИЯ ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ

- Закрыть фонарь кабины, запереть и загерметизировать её. Убедиться в том, что перепад давлений по УВПД-15 остался на нуле. Проверить, что кран питания кабины и выключатель вентиляции кабины находятся в положении **«ОТКР»**.
- Связаться с КДП и запросить разрешение на руление к взлётной полосе.
- После получения разрешения скомандовать наземному персоналу «убрать колодки шасси» и дождаться подтверждения, что колодки убраны.

ПОДГОТОВКА ВООРУЖЕНИЯ И БОРТОВОЙ РЛС

- 1) Включить АЗС **«ОБОГРЕВ ПРИЦЕЛА ПРИЦЕЛ»**.

Должна отобразиться индикация прицела АСП-5Н и радиоприцела АР-18-8. Обогрев прицела обеспечивает его правильную работу при низких температурах.

- 2) Включить АЗС **«ПРИЦЕЛ»**.

Жёлтая окружность с точкой прицеливания в центре должна появиться на стекле прицела АСП-5Н.

- 3) Включить АЗС **«ИЗУМРУД»**.

Для прогрева и готовности к работе РЛС РП-5 «Изумруд-2» может потребоваться 2-3 минуты.

- 4) Включить АЗС питания НАР ОРО-57К **«Р.С.»**.

- 5) Включить АЗС **«ПУШКИ»** питания пушек **«ЛЕВАЯ»** и **«ПРАВАЯ»**.

РУЛЕНИЕ И ВЗЛЁТ

РУЛЕНИЕ

- 1) Убедиться в корректности показаний приборов, что гидросилители включены и переключатель гидросилителя АРУ находится в положении **«ВКЛ ГИДРО УПР»**, проверить, что все АЗС установлены в правильные позиции и кабина загерметизирована.
- 2) Убедиться в том, что лампа **«НА ПОСАДКЕ ЛАМПА НЕ ГОРИТ ПЕРЕХОДИ НА РУЧНОЕ УПРАВЛ АРУ»** горит.
- 3) Выпустить закрылки в положение **«ВЗЛЁТ»** (15°). На ППС-1 должна отобразиться индикация **«ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ»**.
- 4) Убедиться, что прицел АСП-5Н заарретирован. В противном случае возможно повреждение гироскопа прицела при рулении и взлёте.
- 5) Обратившись за помощью к наземному персоналу, убедиться в отсутствии поблизости на рулётке других самолётов и посторонних предметов.
- 6) Отключить тормоз передней стойки шасси.
- 7) Увеличить обороты двигателей примерно до 10050 об/мин.
- 8) При начале движения самолёта нажать рычаг тормоза чтобы проверить работу тормозов.
- 9) Отпустить рычаг тормоза и начать руление к назначенной КДП ВПП. Скорость руления не должна превышать 30 км/ч.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! При одновременном рулении к ВПП более чем одного самолёта необходимо выдерживать дистанцию не менее 60 метров во избежание попадания мусора, поднятого реактивной струёй идущего впереди самолёта, в воздухозаборники.

- 10) Строго после получения разрешения осуществить въезд на ВПП и проехать по прямой 10–15 метров для выравнивания самолёта с центральной линией взлётной полосы.
- 11) Включить АЗС «ПВД ЧАСЫ» и «АВАР. ТП-156» на правом пульте, обеспечив обогрев основного и резервного приёмников воздушного давления. Включение обогрева необходимо выполнять непосредственно перед взлётом на ВПП и отключать сразу после посадки для предотвращения травм наземного персонала от контакта с горячими ПВД.

ВЗЛЁТ

- 1) Включить тормоз переднего колеса.
- 2) Снять стопор рычага выпуска шасси.
- 3) Нажать рычаг тормоза шасси и увеличить обороты двигателей до 9000–10000 об/мин.
- 4) Отпустить рычаг тормоза шасси и начать перевод двигателей в максимальный, либо, при необходимости, в форсажный режим.
 - При взлёте с бетонной полосы в максимальном режиме и с закрылками в положении «ВЗЛЁТ» (15°) дистанция разбега около 600–650 метров.*
 - При взлёте с бетонной полосы в форсажном режиме с убранными закрылками дистанция разбега сокращается до 515–520 метров.*

*для пустого самолёта

ПРИМЕЧАНИЕ: при взлёте с двумя ПТБ-760 дистанция разбега увеличивается на 250 метров.

- 5) На начальном этапе взлёта необходимо удерживать РУС в нейтральном положении, корректируя отклонения по курсу с помощью дифференциального торможения. По мере увеличения скорости становится возможной коррекция направления при помощи руля направления.
- 6) Самолёт не имеет выраженной тенденции к развороту на взлёте. Боковой ветер скоростью 15 м/с под углом 90° не оказывает существенного влияния на взлёт.
- 7) При достижении скорости 200 км/ч следует потянуть РУС на себя примерно на 2/3 хода.
- 8) На скорости от 230 до 250 км/ч начинается отрыв переднего колеса от земли. Лётчику необходимо лишь поддерживать проекцию верхнего контура носа самолёта через прицел на уровне горизонта.

ПРИМЕЧАНИЕ: при взлёте на форсажном режиме для подъёма носового колеса требуется большее отклонение РУС на себя, чем в максимальном режиме.

- 9) Самолёт легко отрывается от земли на скорости 280+20 км/ч без тенденции к сваливанию или взмыванию.
- 10) В воздухе бронестекло затрудняет определение расстояния до земли, поэтому следует наблюдать землю сквозь левую сторону фонаря кабины.

- 11) На высоте 15 метров убрать шасси. Шасси должно быть убрано до достижения самолётом скорости 550 км/ч. При превышении этой скорости уборка шасси может осуществляться слишком медленно или не произойти. Нормальное время уборки шасси не превышает 8 секунд.
- 12) Проконтролировать уборку шасси по загоранию трёх красных ламп и индикации **«ВЫПУСТИ ШАССИ»** на панели ППС-1. Также для этой цели можно использовать три механических указателя в верхней части крыла для основных стоек шасси и слева от фонаря кабины для передней стойки.
- 13) Передвинуть рычаг выпуска шасси в нейтральное положение.
- 14) Убрать закрылки на высоте 100 метров после уборки всех стоек шасси. При выпущенных на 15° закрылках самолёт нагружен на хвост. В начале уборки закрылков при перебалансировке самолёт начинает «кивать».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! При взлётном положении закрылков (15°) приборная скорость самолёта не должна превышать 800 км/ч.

- 15) При отказе одной из форсажных камер, сопровождающемся погасанием индикации «ФОРСАЖ» и падением температуры выходящих газов двигателя ниже 500°С, самолёт приобретает тенденцию отклонения по курсу в направлении двигателя с отказавшей форсажной камерой. Однако это не должно мешать взлёту. Тенденцию к отклонению следует компенсировать отклонением руля направления и дифференциальным торможением. После взлёта необходимо немедленно вернуться на аэродром взлёта и осуществить посадку.
- 16) При отсутствии свечения одной из красных ламп индикации уборки шасси на ППС-1 следует отключить форсаж и осуществить выпуск и уборку шасси, поддерживая скорость ниже 500 км/ч. Если лампа по-прежнему не загорится, то необходимо немедленно вернуться и осуществить посадку.

НАБОР ВЫСОТЫ

- 1) В целях сокращения времени и затрат топлива набор высоты должен начинаться на максимальном режиме работы двигателей с выходом на форсажный режим.
- 2) Оптимальная скорость при наборе высоты в форсажном режиме $M=0,88-0,9$.
- 3) Оптимальная высота включения форсажного режима 7000–8000 метров. При использовании форсажного режима с этой отметки набор высоты требует меньше времени и топлива, чем на максимальном режиме.

ОБЩИЕ ПРАВИЛА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЁТОВ

- 1) Выпуск тормозных щитков допускается на любых разрешённых для самолёта скоростях, но может вызывать появление небольшой вибрации.
- 2) При полёте на скоростях выше $M=1,2$ выпуск тормозных щитков может вызвать кратковременные продольные колебания.

- 3) При полёте на скоростях, близких к предельным, могут наблюдаться следующие нежелательные явления:
 - Пedaли начинают трястись. Прекратить набор скорости.
 - Самолёт начинает совершать продольные колебания. Понизить тягу и плавно перевести самолёт в набор высоты для уменьшения скорости. Выпуск тормозных щитков может вызвать усиление колебаний.
- 4) Минимальная приборная скорость маневрирования – 350 км/ч, на этой скорости самолёт не теряет стабильности и управляемости.
- 5) При совершении тренировочных полётов поддерживать приборную скорость на уровне 500 км/ч.
- 6) Горизонтальный полёт на высоте от 5000 до 7000 метров в форсажном режиме требует значительного отклонения триммера стабилизатора вниз.
- 7) При достижении самолётом трансзвуковой скорости, между $M=0,97$ и $M=1,02$, барометрический высотомер показывает увеличение высоты примерно на 600 метров и вариометр может показать вертикальную скорость до +100 м/с. После преодоления этих значений скорости показания высотомера ВД-20 снижаются и отображаемая высота приблизительно на 100 метров выше текущей барометрической высоты. Показания вариометра возвращаются к нулю.
- 8) На высотах более 16000 м не следует переводить РУД из положения **«МАКСИМАЛ»**, так как это приведёт к остановке двигателей.
- 9) На высотах от 14000 м до 16000 м движения РУД следует выполнять медленно. Перевод РУД из положения **«МАЛЫЙ ГАЗ»** в положение **«НОМИНАЛ»/«МАКСИМАЛ»** должен занимать не менее 5 секунд.
- 10) Время полёта при отрицательных перегрузках должно быть ограничено 10 секундами в максимальном или форсажном режиме и 15 секундами – в любом другом. При превышении времени воздействия отрицательных перегрузок двигателя остановятся от нехватки топлива (объём топливного бака самолёта для отрицательных перегрузок ограничен, и требуется время на его заполнение между такими манёврами).
- 11) Двигатель РД-9Б не допускает обратного направления воздушного потока, вследствие чего для предотвращения остановки двигателя следует избегать манёвров с падением на хвост.

ПАРАМЕТРЫ СВАЛИВАНИЯ И ШТОПОРЕНИЯ

- 1) Снижение скорости до 280 км/ч и менее (с выпущенными закрылками и шасси) приводит к появлению лёгкой вибрации, и самолёт начинает совершать колебания из стороны в сторону. При дальнейшем снижении скорости амплитуда колебаний растёт.
- 2) На скорости 220–230 км/ч самолёт приобретает небольшой крен и тенденцию к увеличению угла пикирования. При постепенном взятии ручки на себя, по

достижении угла тангажа более 15° , самолёт переходит в пикирование, одновременно заваливаясь на левый борт.

- 3) При резком взятии ручки на себя самолёт заваливается на правый борт.
- 4) Удержание РУС в крайнем положении «на себя» может привести к вхождению в правый или левый штопор несмотря на то, что руль направления и элероны находятся в нейтральном положении.
- 5) Плавное взятие ручки на себя после потери устойчивости с переходом в пикирование приводит к началу плавного планирования самолёта, которое может содержать или не содержать элемент крена. Управляемость возвращается на скорости 250–270 км/ч. Такое поведение самолёта проявляется независимо от того, выпущены ли закрылки и шасси.
- 6) При излишнем взятии РУС на себя в повороте начинается тряска и потеря скорости. Дальнейшее удержание ручки в текущем положении приводит при снижении скорости до 280 км/ч к переменному крену самолёта на правый и левый борт с дальнейшим входом в правый или левый штопор.
- 7) На скорости 250–260 км/ч нажатие педалей на полный ход в одну сторону приводит к вхождению самолёта в штопор в направлении нажатой педали. Самолёт легче сваливается в левый штопор и более устойчив к правому.
- 8) Если при выполнении петли РУС удерживается в положении полностью на себя, то, при снижении скорости менее 280 км/ч, самолёт входит в перевёрнутый штопор. То же самое происходит при перевёрнутом полёте, если скорость ниже 280 км/ч и ручка удерживается в положении от себя.
- 9) Взятие ручки в противоположную направлению развития штопора сторону ускоряет вход в штопор, взятие ручки в направлении развития штопора заставляет самолёт сопротивляться вхождению в штопор.
- 10) Положение закрылков не оказывает влияния на штопорение.
- 11) Перегрузки в штопоре невелики и, как правило, не оказывают влияния на лётчика.

ВЫХОД ИЗ ШТОПОРА

- 1) Для выхода из штопора на низких и средних высотах (от 4000 м до 10000 м) необходимо выставить РУД в позицию «МАЛЫЙ ГАЗ», с максимально возможным усилием отклонить РУС от себя сразу, как только самолёт вошёл в штопор, и отклонить руль направления в сторону, противоположную направлению развития штопора.
- 2) После окончания вращения выставить руль направления в нейтральное положение, продолжить снижение, пока скорость не достигнет 350 км/ч, после чего начать плавное перемещение ручки на себя. В случае слишком резкого взятия ручки на себя, пока скорость не достигла 350 км/ч, самолёт снова войдёт в штопор.
- 3) При выходе из штопора самолёт МиГ-19 теряет до 2500–3000 м высоты.

- 4) Выход из перевёрнутого штопора происходит аналогично, но РУС необходимо резко отклонять на себя.
- 5) На больших высотах (10000–17000 м) выход из штопора производится выставлением органов управления в нейтральное положение и РУД – в положение «МАЛЫЙ ГАЗ». Самолёт должен самостоятельно выйти из штопора в течение 5–7 секунд. При использовании процедуры выхода из штопора для малых высот самолёт переворачивается или начинает вращение в противоположном направлении.
- 6) На скорости ниже 300 км/ч для выхода из штопора может быть использован тормозной парашют.

ПРИМЕЧАНИЕ: способ выхода для больших высот работает и на средних и малых высотах, но, так как время выхода при этом больше, то его использование на малых высотах может быть опасно.

ОГРАНИЧЕНИЯ РЕЖИМОВ ПОЛЁТА

- 1) Наибольшая скорость горизонтального полёта МиГ-19П 1370 км/ч. На приборной скорости более 1300 км/ч может начаться разрушение планера.
- 2) Разрушение планера происходит при перегрузках более 10g.
- 3) На скорости 1000 км/ч при крене с угловой скоростью более 90°/с может произойти перекладка элеронов.

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЕЙ

- 1) После загорания индикации «НЕТ МАСЛА» на табло Т-6 более чем на 15 секунд необходимо остановить двигатель для предотвращения его повреждения. Отказ от остановки двигателя и продолжение его работы после 15 секунд может привести к пожару двигателя через время от 1 минуты до 1 минуты 6 секунд.
- 2) Продолжительное использование форсажного режима может привести к увеличению температуры выходящих газов до 700 °С–730 °С, что, в свою очередь, повлияет на масло в двигателе и приведёт к появлению индикации «НЕТ МАСЛА». В таком случае необходимо немедленно уменьшить обороты двигателей для снижения температуры выходящих газов и прекращения индикации.
- 3) При слишком быстром выходе на форсажный режим индикация «НЕТ МАСЛА» может отобразиться на 3–6 секунд.

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ РАСХОДОВАНИЯ ТОПЛИВА

Самолёт без ПТВ:

- 100 литров из бака №1.
- Топливо из баков №3, 4 и 2 расходуется одновременно.
- Остаток топлива из бака №1.

Самолёт с ПТВ:

- 100 литров из бака №1.
- Выработка всего топлива из ПТВ.
- Ещё 100 литров из бака №1.
- Топливо из баков №3, 4 и 2 расходуется одновременно.
- Остаток топлива из бака №1.

При опустошении ПТВ загорается сигнальная лампа **«СИГНАЛИЗ ПОДВ БАКОВ»**.

При опустошении баков №3 и 4 загорается лампа под АЗС **«НАСОС 4-ГО БАКА»** и **«НАСОС 3-ГО БАКА»**.

При опустошении бака №2 загорается лампа под АЗС **«НАСОС 2-ГО БАКА»**.

Индикация **«ОСТАЛОСЬ 550Л»** на табло Т-6 означает, что в самолёте достаточно топлива для полёта в течение приблизительно 20 минут на высоте 500 метров со скоростью 500 км/ч.

При индикации **«1 БАК»** на табло Т-6 в самолёте всё ещё может быть достаточно топлива для полёта в течение приблизительно 5 минут в зависимости от высоты и режима работы двигателей.

ГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ

- 1) На высотах больше 2000 метров на указателе «высоты» и перепада давления в кабине УВПД-15 должен отображаться перепад давления $0,08 \text{ кг/см}^2$. При наборе высоты больше 8000 метров перепад давления должен быть $0,28-0,32 \text{ кг/см}^2$. «Высота» в кабине должна совпадать с показаниями высотомера на высотах до 4000 метров, после чего она должна увеличиваться в два раза медленнее, чем высота по высотомеру, пока не достигнет максимума в 12000 метров при выходе на практический потолок самолёта.
- 2) В случае замерзания кабины при снижении с больших высот:
 - Проверить, что кран питания кабины открыт.
 - Проверить герметизацию кабины.
 - Установить переключатель обогрева кабины в положение **«ГОРЯЧИЙ»** и увеличить обороты двигателей.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТА С ВНЕШНИМИ ПОДВЕСКАМИ

- 1) Наибольшая допустимая приборная скорость при полёте с ПТВ 1000 км/ч. При превышении этой скорости происходит автоматическое отделение ПТВ от узлов подвески во избежание повреждения самолёта.
- 2) Сброс ПТВ-760 следует производить при скоростях 400-800 км/ч.
- 3) После сброса ПТВ необходимо убедиться в погасании ламп подвески бомб.
- 4) Наибольшая допустимая перегрузка самолёта с ПТВ/бомбами на внешней подвеске – 5g, с ракетами Р-3С – 6g. Превышение допустимой перегрузки

приводит к отделению нагрузки от узлов подвески. Подвеска блоков НАР ОРО-57К не имеет ограничений по перегрузке.

ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ

МиГ-19П может совершить посадку при остатке топлива в баках 1500 л и менее. В экстренной ситуации самолёт с ПТВ может садиться при остатке топлива не более 2500 л. При остатке топлива больше 2500 л необходимо осуществить сброс ПТВ. Скорость захода на посадку при этом должна быть на 15 км/ч больше нормальной.

ПОДГОТОВКА К ПОСАДКЕ

- 1) Убедиться в том, что АЗС **«Р.С.»**, **«ПУШКИ» «ЛЕВАЯ»** и **«ПРАВая»**, **«ФКП»** и **«ФКП ОРУЖИЕ»** на правом пульте выключены.
- 2) Выключить РЛС, установив переключатель режимов работы РЛС в положение **«ВЫКЛ.»**.
- 3) Скоба предохранителя кнопки стрельбы должна быть опущена.
- 4) Проверить давление в основной гидросистеме.
- 5) АЗС **«АВТОМАТ ТОРМОЖ КОЛЕС»** должен быть включён.
- 6) Снизить скорость до 500 км/ч. При необходимости использовать тормозные щитки.
- 7) Занять круг ожидания аэродрома на высоте 500 метров.
- 8) Стойки шасси должны быть выпущены на снижении перед третьим поворотом на скорости не более 500 км/ч.
- 9) Выпуск шасси контролировать по загоранию трёх зелёных ламп на панели ППС-1. Рычаг выпуска шасси должен оставаться в положении **«ВЫПУЩЕНО»**. Индикация **«ВЫПУСТИ ШАССИ»** на ППС-1 должна погаснуть после выпуска шасси.
- 10) Перед четвёртым поворотом выпустить закрылки в положение **«ВЗЛЁТ»**, а затем **«ПОСАДКА»**. Проверить выпуск закрылков по индикации **«ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ»** на табло ППС-1. После выпуска закрылков самолёт приобретает тенденцию к увеличению угла тангажа, которая легко устраняется перемещением РУС от себя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Если после выпуска закрылков наблюдается быстрое кренение самолёта, необходимо сразу убрать закрылки.

- 11) Осуществлять полёт после выпуска закрылков на скорости 400 км/ч.
- 12) Убедиться в свечении лампы **«НА ПОСАДКЕ НЕ ГОРИТ, ПЕРЕХОДИ НА РУЧНОЕ УПРАВЛ. АРУ»** и что стрелка указателя положения АРУ-2В находится в крайнем левом положении.

ПРИМЕЧАНИЕ: лампа может не гореть на скорости выше 420 км/ч.

- 13) Четвёртый поворот должен выполняться на скорости выше 380 км/ч. Выход из поворота должен произойти на высоте 250 метров.
- 14) После поворота следует снизить скорость до 300-310 км/ч.

ПОСАДКА

- 1) При снижении к ВПП самолёт медленно теряет скорость. Обводы носа самолёта при этом практически пересекают горизонт.
- 2) При снижении до 20–30 метров от ВПП следует направить взгляд вниз-влево-вперёд под углом 15° – 20° к направлению движения, периодически проверяя показания высотомера и вариометра.
- 3) На высоте 7–8 метров слегка взять ручку на себя и остановить снижение на высоте около 1 метра. После этого перевести РУД в положение «МАЛЫЙ ГАЗ» и выровнять самолёт.
- 4) В планировании отклонить РУС на себя настолько, насколько это необходимо для касания ВПП колёсами основных стоек шасси (обычно РУС отклоняют полностью на себя).
- 5) Нормальная посадочная скорость с выпущенными закрылками 235 км/ч. Если отклонение РУС слишком мало, то посадочная скорость будет выше. Использование тормозных щитков не приводит к усложнению посадки.
- 6) После касания ВПП носовым колесом убрать закрылки и выпустить тормозной парашют, нажав на кнопку «ТОРМОЗ. ПАРАШЮТ» на верхнем левом пульте.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Выпуск тормозного парашюта необходимо производить на скорости менее 290 км/ч. Максимальная скорость его использования 300 км/ч. При выпуске парашюта на более высокой скорости он отделится от самолёта или сломается.

- 7) Чтобы избежать перегрева тормозов, следует начинать торможение колёс после снижения скорости до 200 км/ч. При торможении на скорости более 210 км/ч шины могут получить повреждения независимо от использования антиблокировочной системы. Торможение с помощью аварийной системы или при выключенной антиблокировочной системе должно производиться на скорости менее 180 км/ч, чтобы избежать повреждений. Шины рассчитаны на максимальную скорость 340 км/ч и могут получить повреждения при превышении скорости.

При необходимости быстрой остановки самолёта при аварии или на короткой ВПП торможение можно начать сразу после касания полосы. В таком случае торможение более эффективно, но требуется обязательный осмотр колёс шасси наземным персоналом после посадки.

Посадка на скорости 235 км/ч, закрылки на 25° , масса самолёта 5950 кг:

- 8) Дистанция пробега при торможении только основными колёсами – шасси не более 1090 метров / 26 секунд.
- 9) Пробег при торможении всеми колёсами – не более 890 метров / 22 секунд.
- 10) Пробег при торможении всеми колёсами с выпуском тормозного парашюта – не более 610 метров / 15 секунд.

РУЛЕНИЕ НА СТОЯНКУ И ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЕЙ

- 1) После посадки и покидания ВПП отключить тормоз переднего колеса и разгерметизировать кабину. Фонарь кабины может быть открыт.
- 2) Убедиться в том, что все АЗС вооружения и РЛС выключены, предохранительная скоба кнопки управления стрельбой опущена.
- 3) Произвести руление на стоянку и, после остановки, увеличить обороты двигателей до 10000 об/мин на одну минуту.
- 4) Перевести РУД в позицию **«СТОП»**.

ПРИМЕЧАНИЕ: при необходимости остановить один двигатель при рулении на стоянку первым следует остановить левый двигатель. Требование вызвано тем, что гидравлический насос, управляющий форсунками форсажной камеры, приводится в действие от правого двигателя.

- 5) Выключить все АЗС кабины кроме **«НАСОС 1-ГО БАКА»** и **«АККУМУЛ. БОРТОВОЙ АЭРОДР.»**. После полной остановки двигателей необходимо выключить и их.

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

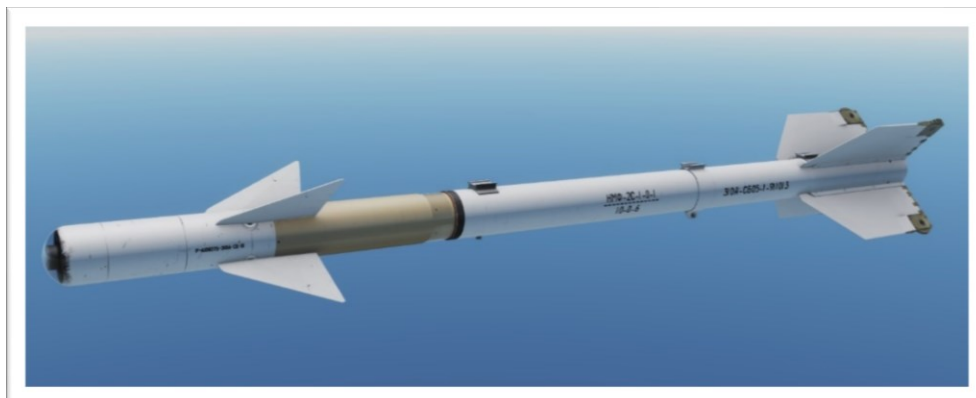
- 1) Уход на второй круг возможен с любой высоты, вплоть до касания ВПП. При уходе на второй круг двигатели должны быть переведены в номинальный или максимальный режим.
- 2) На скорости 350–370 км/ч перевести самолёт в набор высоты, убрать шасси и выпустить закрылки во взлётном положении (15°).
- 3) На высоте не менее 100 метров и скорости до 500 км/ч убрать закрылки и уйти на вторую попытку посадки.

ГЛАВА 4 – БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ



ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЁТА

Р-3С РАКЕТА «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ» С ТЕПЛОВОЙ ГСН

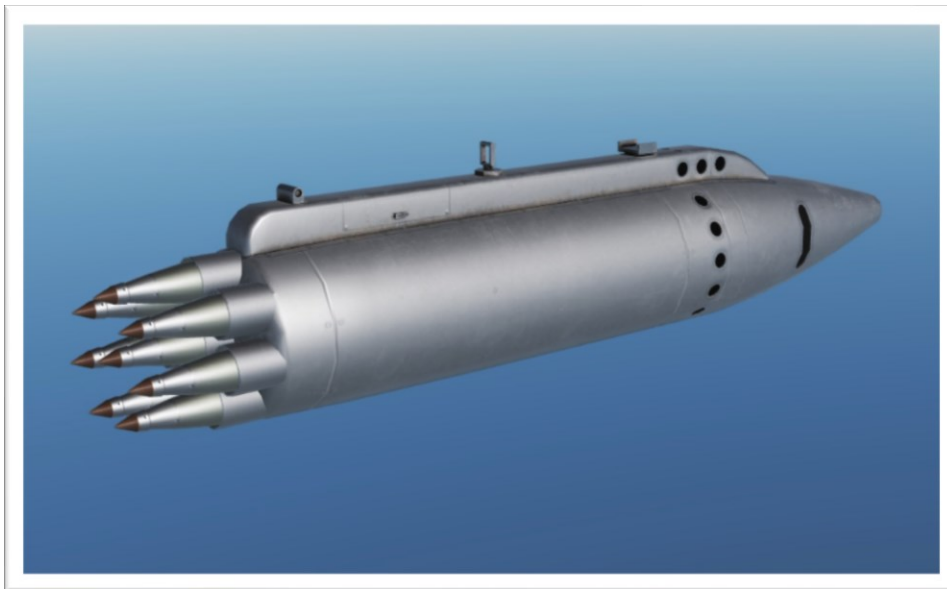


ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Высота полёта цели, км	От 0 до 21,5
Скорость полёта цели, км/ч	От 800 до 1600
Максимальная дальность пуска, км	7,6
Минимальная дальность пуска, км	0,9
Максимальная скорость, М	2,5
Наибольшая допустимая перегрузка при пуске, g	2,0
Поле зрения ГСН	28°
Время управляемого полёта, не менее, с	21
Тип боевой части	Осколочная
Масса боевой части, кг	11,3
Ракурс стрельбы	1/4-3/4

Самонаводящаяся авиационная ракета Р-3С (АА-2А "Atoll" по классификации НАТО) относится к классу ракет «воздух-воздух» и предназначена для вооружения истребителей, атакующих цели в задней полусфере. Ракета позволяет поражать цели в любое время суток в простых метеорологических условиях (вне облачности) с больших для своего времени дальностей и с большими ракурсами. При этом лётчик работает по принципу «выстрелил – забыл». Ракеты, размещаемые под консолями крыла, могут быть запущены поочередно или залпом.

МиГ-19П разрабатывался как оснащённый РЛС перехватчик с пушечным вооружением, но, когда началось производство Р-3С, часть самолётов подверглась модернизации и получила возможность её применять. Модернизация включала в себя новое подвесное устройство, позволяющее производить подвеску ракеты Р-3С на АПУ-13М по одной на консоль крыла.

ОРО-57К БЛОК НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ



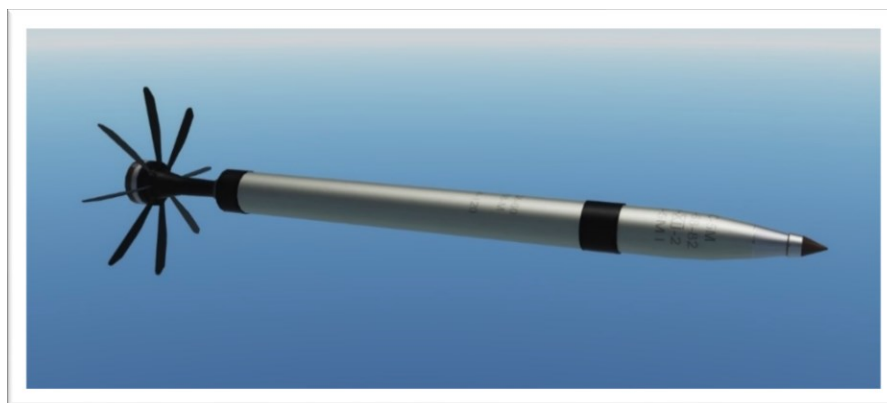
Блок неуправляемых авиационных ракет (НАР) ОРО-57К служит пусковым устройством и контейнером для восьми 57 мм НАР АРС-57М/С-5М.

МиГ-19П способен нести четыре блока ОРО-57К:

- Два на внутренних узлах подвески в задней части крыла.
- Два на узлах подвески с балочными держателями БД-3-36 вместо ПТВ.

Ранняя версия имела сбрасываемый до начала стрельбы обтекатель носовой части. Позже от использования обтекателя отказались.

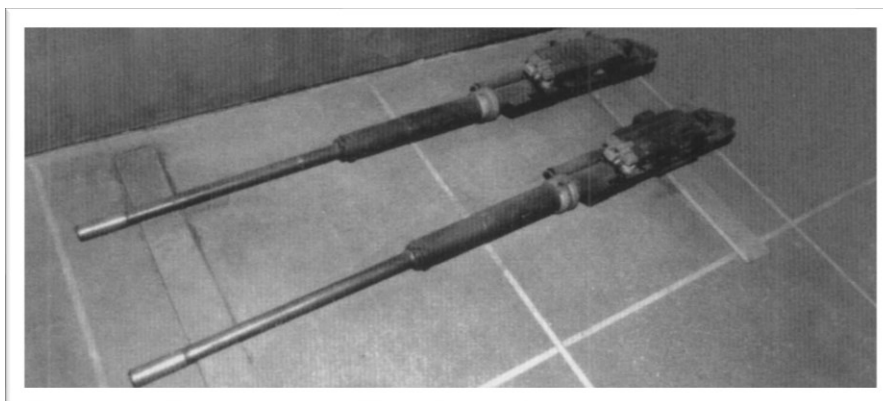
АРС-57М/С-5М НЕУПРАВЛЯЕМАЯ АВИАЦИОННАЯ РАКЕТА



ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Калибр, мм	57
Эффективная дальность стрельбы, м	1800
Максимальная скорость, м/с	725
Круговое вероятное отклонение (КВО)	0,35% дистанции
Тип боевой части	Осколочно-фугасная
Стартовая масса, кг	3,86
Масса боевой части, кг	0,815

С-5М, сначала получившая название АРС-57М, – неуправляемая авиационная ракета с осколочно-фугасной боевой частью. Она может применяться как против слабозащищённых наземных целей, так и по средним и большим воздушным целям. Каждый блок ОРО-57К несёт восемь НАР.

НР-30 АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПУШКА КАЛИБРА 30 ММ



ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Год принятия на вооружение	1955
Калибр, мм	30
Масса снаряда, кг	0,41
Начальная скорость снаряда, м/с	780
Темп стрельбы, выстрелов в минуту	900
Масса, кг	66

МиГ-19П вооружён двумя 30 мм пушками Нудельмана-Рихтера НР-30, установленными у основания крыла. Боезапас каждой пушки составляет 73 снаряда, эффективная дальность стрельбы – 1500 метров. Первичное зарядание пушки – пневматическое с дальнейшим взводом за счёт отдачи. Управление стрельбой – электрическое. Счётчики УСВ-1 используются для подсчёта оставшегося боекомплекта пушек.

ПРИМЕНЕНИЕ РЛС РП-5 «ИЗУМРУД-2»

РП-5 «Изумруд-2» – БРЛС, способная обнаруживать воздушные цели на расстоянии до 12 км и брать на сопровождение одну цель на расстоянии до 4 км. РП-5 является дальнейшим развитием БРЛС РП-1, которой оснащались самолёты МиГ-17 и МиГ-19П ранних версий.

Для использования РЛС необходимо:

- 1) Включить АЗС «ИЗУМРУД» на правом электропитке для подачи электропитания всем подсистемам РЛС.



- 2) На пульте управления РП-5 выбрать положение «ПР. ВКЛ».

ПРИМЕЧАНИЕ: после выбора режима РЛС понадобится около 2–3 минут на прогрев. При выборе положения «ПОЛНОЕ ВКЛ» до прогрева РЛС включение экрана произойдёт, но информация на нём отображаться не будет.



- 3) По истечении времени прогрева выбрать режим «ПОЛНОЕ ВКЛ».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Включение РЛС на излучение на земле категорически запрещено. Самолёт оснащён блокировкой включения РЛС на излучение при выпущенном шасси. Тем не менее установка переключателя режима РЛС в положение «ПОЛНОЕ ВКЛ» на земле не допускается.

- 4) Проверить экран РЛС. Придав самолёту лёгкий крен, проверить правильность работы электронного горизонта. Работа в режиме поиска цели проявляется в виде бледной линии и точки внизу экрана, пересекающей зону поиска слева

направо. На экране также могут отображаться шумы отражений от земли и облаков.

ПРИМЕЧАНИЕ: включение РЛС на излучение допускается на время не более 15 минут, после чего необходимо выключение на одну минуту для охлаждения элементов.

ЗАХВАТ ЦЕЛИ ДЛЯ АТАКИ С ПОМОЩЬЮ РЛС

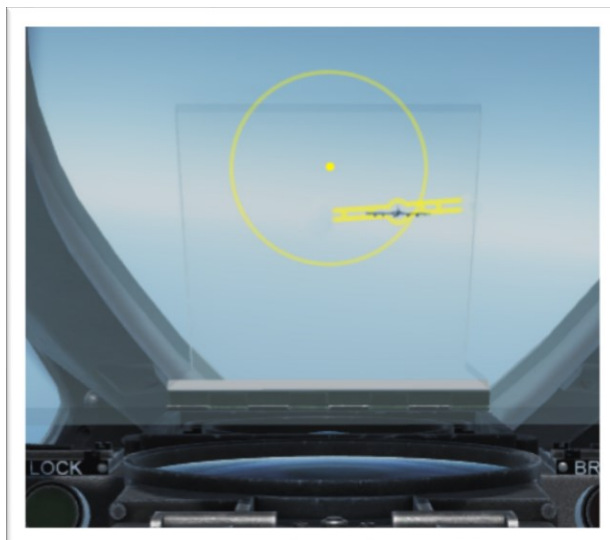
- 1) Убедиться в том, что РЛС работает на излучение (включена антенна AP-18-16).



- 2) Зайти на цель, чтобы метка цели была на центральной линии шкалы.
- 3) Осуществить наведение на цель по тангажу, чтобы метка контакта изменилась на (+).
- 4) Сокращать дистанцию, пока метка цели не войдёт окно захвата. Свечение зелёной лампы «ЗАХВАТ» означает, что РЛС взяла цель на сопровождение.



- 5) На радиоприцеле AP-18-8 отобразится индикация цели.



- 6) При сокращении дистанции до 300 метров загорится красная лампа «ВЫХОД», предупреждающая об опасности столкновения. Через три секунды РЛС прекратит сопровождение цели, а прицел перестанет выдавать целеуказание.

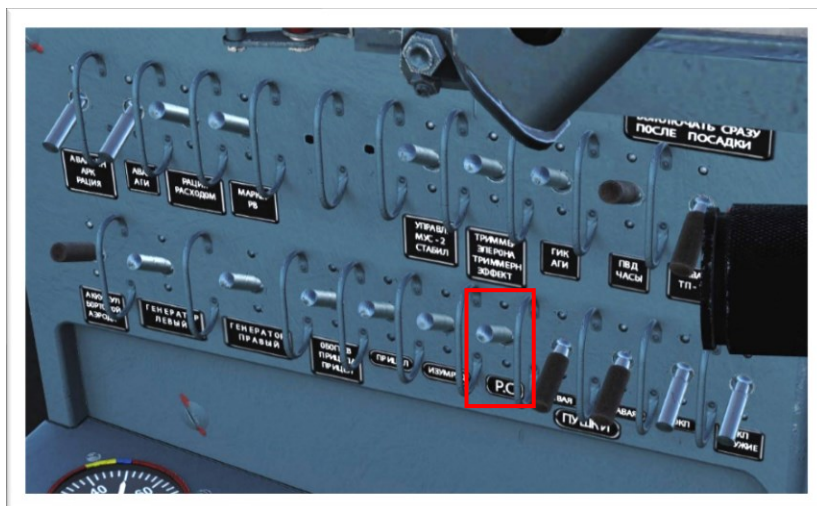


УКАЗАНИЯ ПО ПРИМЕНЕНИЮ ВООРУЖЕНИЯ

ПРИМЕЧАНИЕ: указания даны из предположения о том, что самолёт находится в воздухе, а все основные полётные и электрические системы включены.

ПРИМЕНЕНИЕ РАКЕТ «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ» Р-3С

- 1) Убедиться, что АЗС «Р.С.» питания НАР ОРО-57К включён.



- 2) На пульте управления прицелом установить тип применяемого вооружения «УР». После этого должен быть слышен звук работы ГСН ракет Р-3С.



- 3) При помощи переключателя режима запуска выбрать необходимый режим.



АВТОМАТ: пуск обеих ракет с интервалом 1,2 секунды.

1 ЗАЛП: пуск одной ракеты при каждом нажатии кнопки стрельбы.

4 ЗАЛП: не используется при пуске Р-3С.

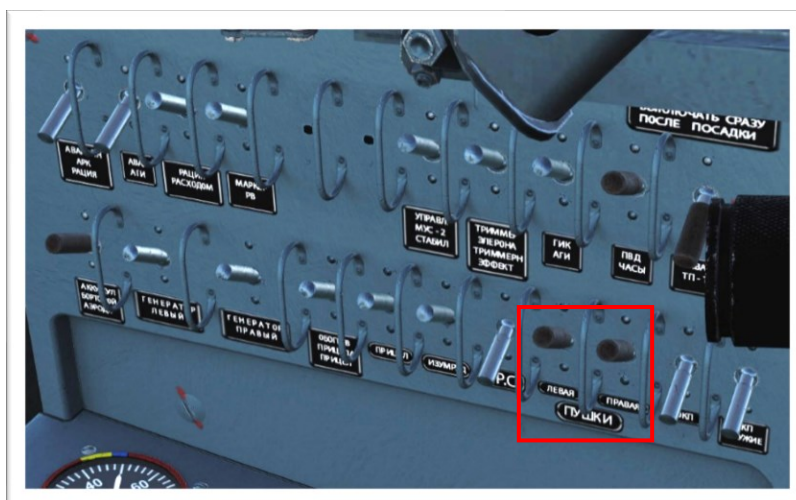
- 4) Выйти на цель с задней полусферы, расположив цель по центру прицела.
- 5) При сокращении дистанции до дистанции сопровождения цели ГСН ракеты тон и громкость сигнала возрастут, указывая на успешный захват цели.
- 6) Осуществить пуск ракеты.

Для определения точной дистанции пуска ракеты можно также использовать РЛС.

ПРИМЕЧАНИЕ: пуск ракет Р-3С можно осуществить при перегрузке, не превышающей 2 g.

ПРИМЕНЕНИЕ ПУШЕК ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ

- 1) Включить оба АЗС «ПУШКИ».



- 2) Нажать кнопки перезарядки пушек, удерживая каждую не менее 2 с.



- 3) После каждого нажатия проверить свечение соответствующей лампы готовности пушки к стрельбе над счётчиками патронов под приборной доской.



- 4) Установить тип применяемого вооружения на пульте прицела «НР-30». В зависимости от ситуации для прицеливания можно использовать оптический или радиоприцел.



ПРИМЕНЕНИЕ ПУШЕК С ОПТИЧЕСКИМ ПРИЦЕЛОМ

Прицел АСП-5Н может использоваться как коллиматорный прицел с ручным вводом базы цели и дистанции или получать эти данные от РЛС для улучшения целеуказания и работы в условиях ограниченной видимости. Однако сбой в работе РЛС или отражения от земли на низкой высоте могут привести к невозможности её использования. В таком случае используется оптический прицел.

Данные о баллистике снаряда введены в вычислитель прицела АСП-5Н. Для получения целеуказания требуется вручную ввести дистанцию до цели.

- 1) Установить режим работы прицела «ОПТИКА» на пульте АСП-5Н.

После этого данные РЛС будут удалены из вычислителя прицела, и он начнёт использовать введённые вручную базу цели и дистанцию.



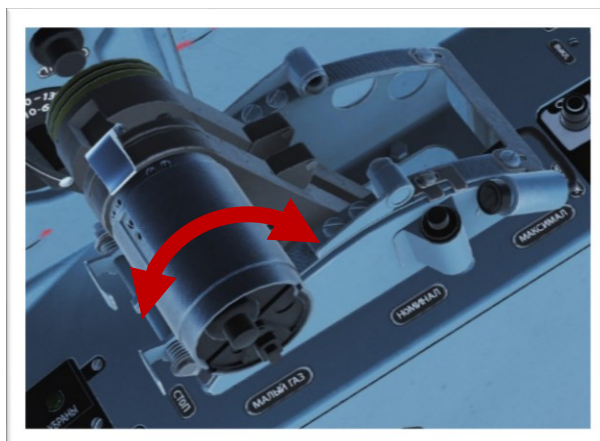
- 2) В данном примере в качестве цели используется истребитель F-4 «Phantom» с размахом крыльев 11 метров. С помощью ручки установки базы цели необходимо ввести значение 11 метров.



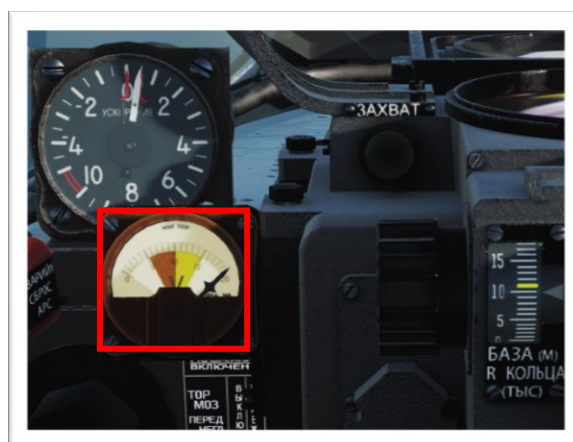
- 3) Разарретировать прицел, установив рычаг в положение «ГИРО». Движение перекрестья прицела при гироскопической компенсации будет разблокировано.



- 4) При заданной базе цели установить дистанцию вращением ручки РУД. При этом изменяется размер наружной окружности индикации прицела.



- 5) Введённое вручную значение дистанции до цели можно проконтролировать по индикатору расстояния до цели слева от прицела.



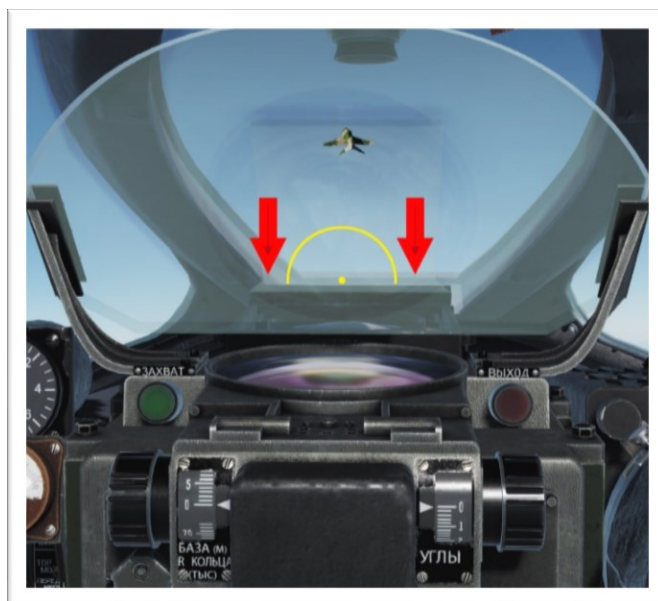
- 6) Преследуя цель, продолжать вращение ручки РУД так, чтобы законцовки крыла «Фантома» касались наружной окружности индикации прицела. Это означает,

что в прицел введена корректная дистанция до цели. Прицел рассчитывает угловую скорость цели и выдаёт целеуказание.

Открыть огонь, удерживая центральную точку на цели.



При этом, так как прицел разарретирован, во время выполнения манёвров с высокими перегрузками точка прицеливания может отклоняться слишком сильно вниз, исчезая со стекла. При коротких дистанциях отклонение не вызывает затруднений при прицеливании, в то время как на средних и больших дистанциях установка корректной дистанции до цели для получения хорошего целеуказания может оказаться невозможной.



Стандартное решение в такой ситуации – держать прицел заарретированным до измерения дистанции до цели или не разарретировать прицел вовсе. Однако

МиГ-19 содержит техническое решение для подобных случаев: кнопка арретирования прицела на РУС.



Нажатие кнопки включает электрический арретир, центрирующий перекрестье прицела. С её помощью можно ввести дистанцию до цели при активном маневрировании, в то время как прицел по-прежнему будет вычислять упреждение. При отпускании кнопки перекрестье прицела вернётся в расчётную точку прицеливания.

ПРИМЕНЕНИЕ ПУШЕК С РАДИОПРИЦЕЛОМ

Работа с радиоприцелом аналогична работе с оптическим прицелом. При этом дистанция до цели вводится автоматически по данным РЛС РП-5. В этом режиме введённая вручную дистанция до цели не учитывается при расчёте точки прицеливания.

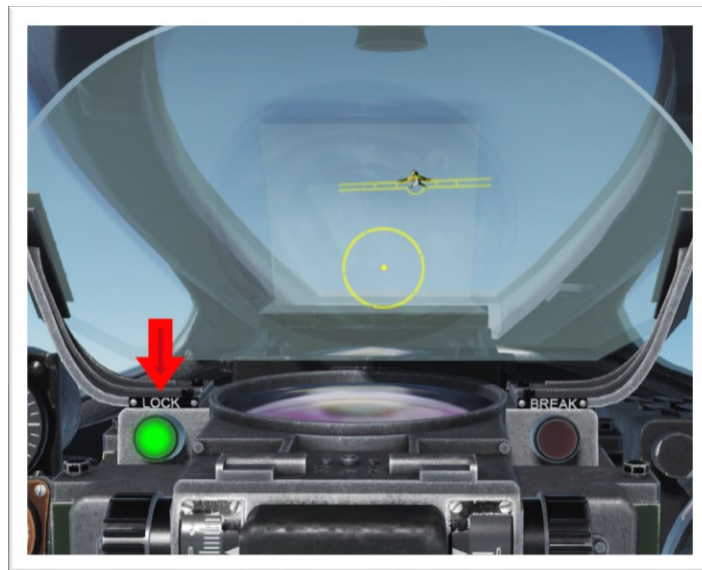
1) Переключить прицел в режим «РАДИО».



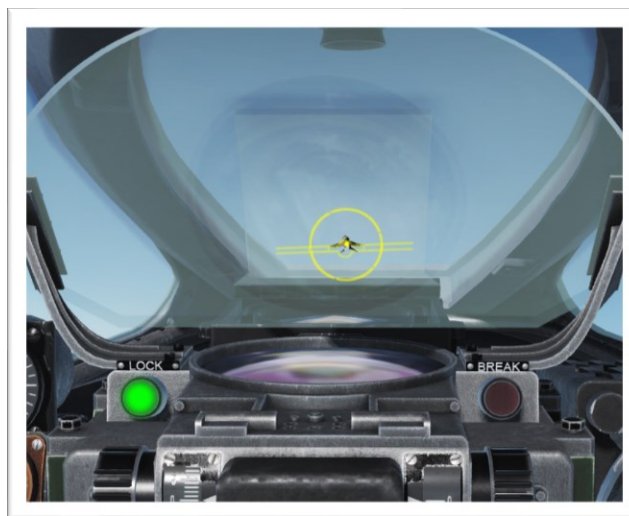
2) Разарретировать прицел.

3) При сокращении дистанции до захваченной РЛС цели до 2000 метров на АСП-5Н загорится лампа «ЗАХВАТ», означающая, что цель находится в зоне работы

радиоприцела. Расстояние до цели отображается на индикаторе расстояния до цели.

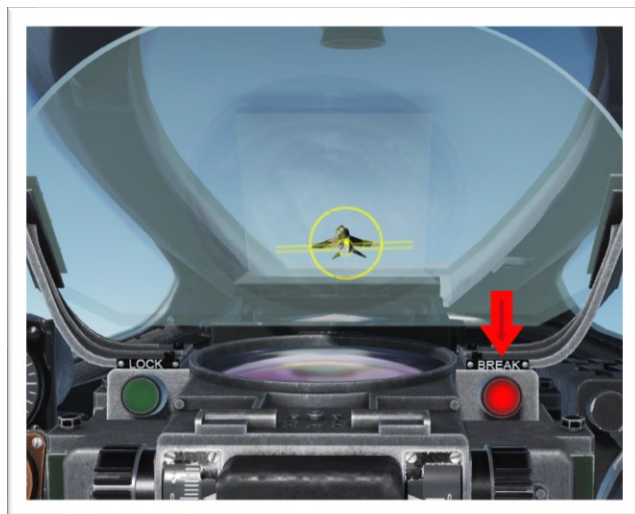


- 4) Осуществить заход на цель так, чтобы перекрестье прицела накрыло цель, и открыть огонь.

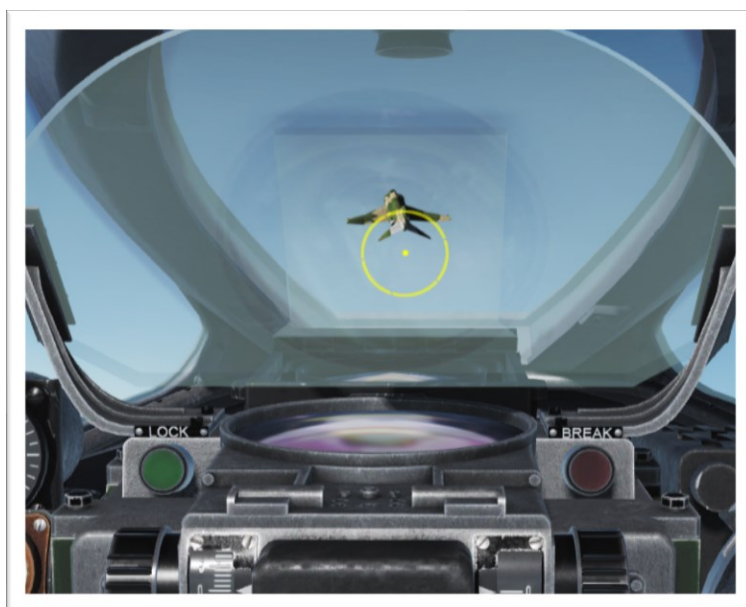


- 5) При сближении с целью во время продолжения стрельбы необходимо помнить, что радиоприцел, как и РЛС, отображает сигнал опасного сближения свечением лампы «ВЫХОД». Лампа загорается при дистанции до цели менее 600 метров.

ПРИМЕЧАНИЕ: при высокой скорости сближения лампа загорится раньше.



- 6) Лампа продолжает светиться около 3 секунд, после чего захват цели и расчётная точка прицеливания будут сброшены и АСП-5Н автоматически перейдёт в режим оптического прицела.



Отключения пушек при этом не происходит. При необходимости цель всё ещё можно атаковать, используя оптический прицел.

ПРИМЕНЕНИЕ РЛС РП-5 В РЕЖИМЕ 1

При полёте на высоте менее 2000-2500 метров отражения сигнала РЛС от земли столь сильны, что покрывают весь экран. Как следствие, РЛС не может использоваться для поиска целей или для получения точного целеуказания. Поэтому РП-5 имеет специальный режим работы на высотах от 900-1000 метров.

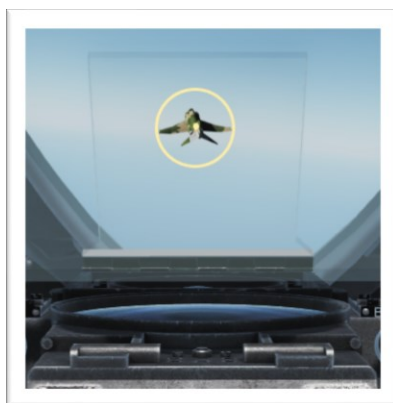
В этом режиме антенна поиска цели АР-18-1 отключается, а антенна сопровождения цели АР-18-16 работает на сокращённой до 1200 метров дистанции.

Для включения режима необходимо установить переключатель режимов РП-5 по высоте в положение «1».



РЛС начнёт работать как радиодальномер, аналогично установленному МиГ-19С.

Атака цели производится аналогично режиму 2: дистанция до цели выставляется автоматически, необходимо лишь совместить точку прицеливания с целью и открыть огонь.



ПРИМЕНЕНИЕ ПУШЕК ПО НАЗЕМНЫМ ЦЕЛЯМ

Так как БРЛС МиГ-19П не обладает способностью работы по наземным целям, для этого необходимо использовать оптический прицел. Применение оптического прицела происходит аналогично использованию при атаке воздушных целей. Однако, так как минимальная база цели, которую можно установить на прицеле, равна 7 метрам, его использование по небольшим целям типа автомобилей или легкобронированной техники может быть затруднено. Первое решение заключается в том, чтобы выставить дистанцию до цели 1000 метров (либо другое оптимальное для атаки значение) и на глаз оценить долю базы цели в круге, ограниченном внешней окружностью индикации прицела, соответствующей 7 метрам, открывая огонь, как только цель займёт эту часть круга.

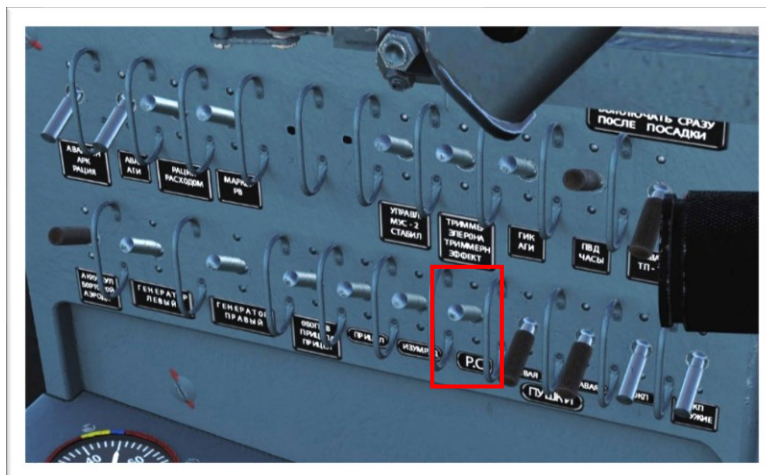


Можно использовать заарретированный прицел, но получение хорошего результата при этом требует длительной тренировки.

Наилучший результат даёт применение пушек при углах пикирования от 20° до 50° с расстояний от 800 до 1500 метров. Необходимо помнить, что при увеличении скорости и угла пикирования увеличивается и высота выхода из атаки. При атаке с 20°-30°, выход из атаки необходимо начинать на высоте не менее 800 метров, в то время как при пикировании с углом 40°-50°, выход из атаки должен начинаться на высоте 1000 метров.

ПРИМЕНЕНИЕ НАР АРС-57М/С-5М ИЗ ОРО-57К

- 1) Включить АЗС «Р.С.» на правом электрощитке.



- 2) На пульте управления АСП-5Н выбрать тип применяемого вооружения «РС».



- 3) Убедиться в свечении зелёной лампы над цифрой «0» на пульте управления ОРО-57К, указывающем на подвеску ОРО-57К, а также в том, что число оставшихся НАР в блоках (8) соответствует индикации жёлтых ламп.



- 4) Выбрать с помощью переключателя необходимое число НАР в залпе.



АВТОМАТ: последовательный пуск всех пока нажата кнопка стрельбы.

1 ЗАЛП: пуск одной НАР из каждого блока при каждом нажатии кнопки.

4 ЗАЛП: пуск четырёх НАР из каждого блока при каждом нажатии кнопки.

ПРИМЕНЕНИЕ АРС-57М/С-5М ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ

Неуправляемые авиационные ракеты АРС-57М могут использоваться для атаки больших воздушных целей, таких как бомбардировщики, при этом НАР могут быть эффективнее пушек. Методология применения не отличается от используемой при использовании пушечного вооружения как при использовании оптического прицела, так и с радиоприцелом. При выборе «РС» на пульте АСП-5Н в качестве типа применяемого вооружения баллистические параметры АРС-57М направляются в вычислитель прицела.

ПРИМЕНЕНИЕ АРС-57М/С-5М ПО НАЗЕМНЫМ ЦЕЛЯМ

Как и в случае применения по воздушным целям, методика применения АРС-57М по наземным целям не отличается от использования пушечного

вооружения. Однако, как будет видно из примера, работа по наземным целям имеет свои особенности.

Наилучшая дистанция применения НАР – от 1500 до 2000 метров при пикировании с углом от 20 до 60 градусов. Выход из атаки должен осуществляться на дистанции не менее 600 метров во избежание повреждений от осколков и ударной волны.

В следующем примере рассмотрена атака ж/д вагона длиной 15 метров с расстояния 1500 метров:

- 1) Установить ручкой на основании прицела базу цели 15 метров.



- 2) Установить дистанцию применения 1500 метров вращением ручки РУД.



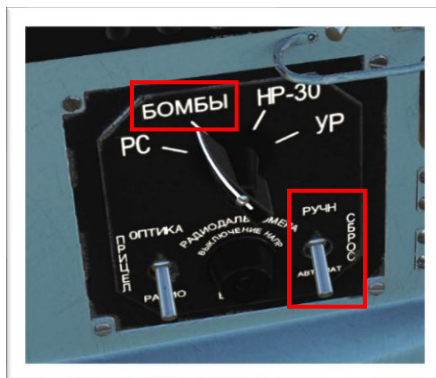
- 3) Выбрать режим работы АСП-5Н «ОПТИКА» и разарретировать прицел.
- 4) Спикировать на цель, удерживая точку прицеливания на цели. Убедиться в отсутствии рыскания.
- 5) При касании торцами вагона кольца индикации прицела открыть огонь.



ПРИМЕНЕНИЕ СВОБОДНОПАДАЮЩИХ БОМБ

МиГ-19П может применять свободнопадающие бомбы калибром до 250 кг, включая фугасные авиабомбы ФАБ-100, ФАБ-150 и ФАБ-250. Для использования бомб необходимо:

- 1) Выбрать тип применяемого вооружения **«БОМБЫ»** и режим сброса (**«РУЧН»** / **«АВТОМАТ»**) на пульте управления прицела.



- 2) Убедиться в свечении ламп подвески бомб.



- 3) Включить АЗС цепей взрывателей бомб **«ТАКТИЧЕСК. СБРОС ВКЛЮЧ. НА ВЗРЫВ»**. Должна загореться лампа **«ВЗРЫВ»**.



- 4) В зависимости от предварительно выбранных высоты сброса и угла пикирования выставить угол упреждения ручкой в правой части основания прицела, руководствуясь таблицей бомбометания с пикирования (приведена ниже). Углы упреждения ограничены величинами от 0° до 12° . Оптимальный угол пикирования для бомбометания – от 30° до 50° .



- 5) При пикировании совместить точку прицеливания с целью, устранить рыскание и нажать кнопку управления оружием, достигнув высоты бомбометания с заданным углом пикирования. Оптимальная скорость в пикировании – от 600 до 800 км/ч. При необходимости можно использовать тормозные щитки.
- 6) После сброса бомб выполнить выход вверх с перегрузкой 4 g. Должны погаснуть обе «ЛАМПЫ ПОДВЕСКИ БОМБ».
- 7) Если прицел АСП-5Н разарретирован, то точка прицеливания сдвинется вниз на 35° относительно оси самолёта. Это может быть полезно для быстрого бомбометания с углом пикирования от 30° до 40° .

ВНИМАНИЕ! При использовании ФАБ-250 необходимо обеспечить выход из пикирования на высоте более 700 метров. В противном случае самолёт может быть повреждён взрывом.

**Таблица углов упреждения при бомбометании
(ЗААРРЕТИРОВАННЫЙ ПРИЦЕЛ)**

Скорость, км/ч	Высота относительно цели, м	Угол пикирования	Угол упреждения
650–700	1300	30°	5°
650–700	1500	30°	5°
650–700	2000	40°	5°

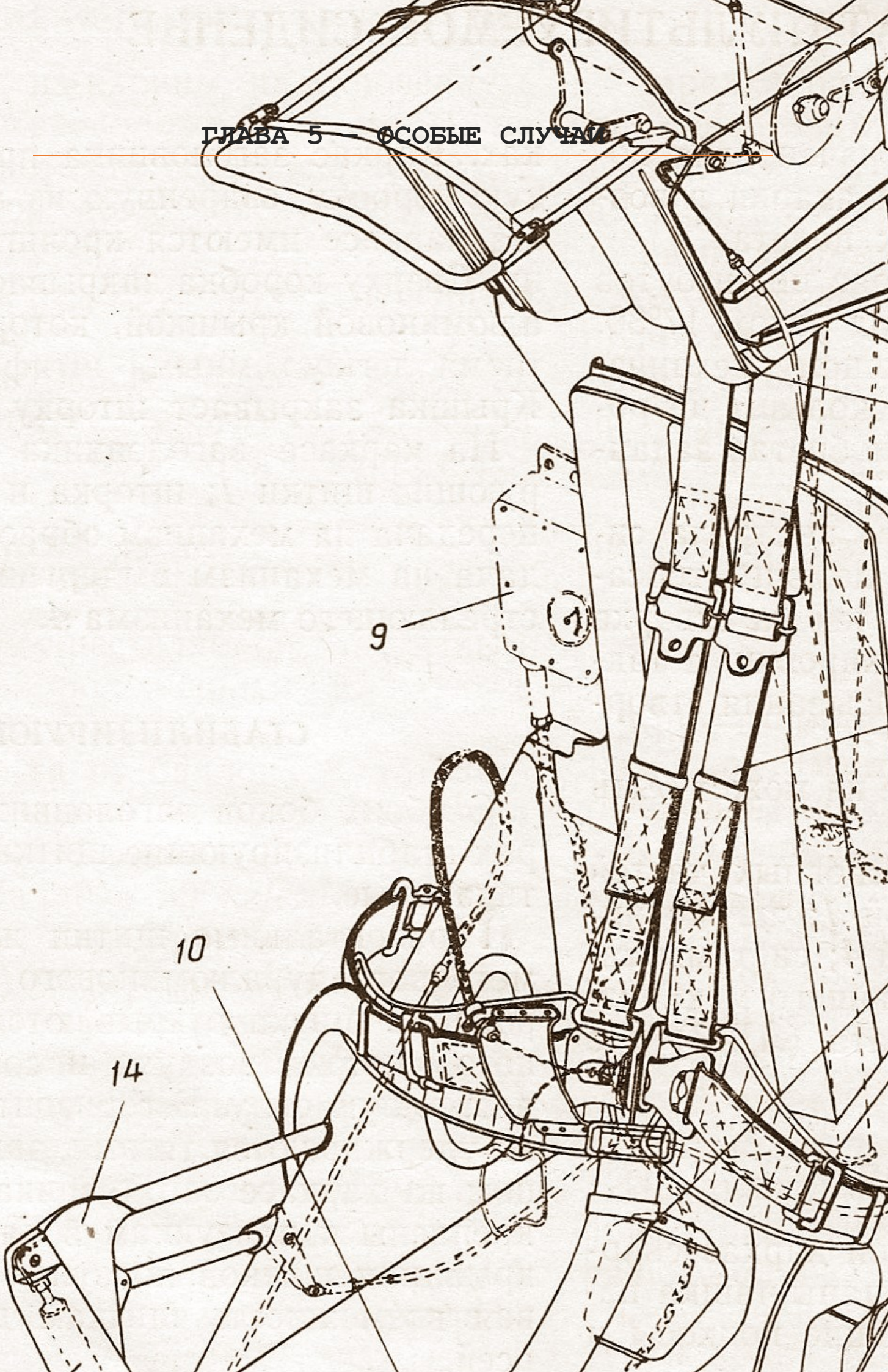
- КВО (круговое вероятное отклонение) бомб около 50–60 метров.

**Таблица углов упреждения при применении НАР
(ЗААРРЕТИРОВАННЫЙ ПРИЦЕЛ)**

Скорость, км/ч	Высота относительно цели, м	Угол пикирования	Угол упреждения
700–750	1500	15°	1°
700–750	2000	20°	2°

- КВО (круговое вероятное отклонение) НАР около 10–20 метров.

ГЛАВА 5 — ОСОБЫЕ СЛУЧАИ



ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЁТЕ

ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ (ЕЙ) В ПОЛЁТЕ

Перед осуществлением попытки запуска двигателя в воздухе необходимо убедиться в выполнении следующих условий:

- Высота не более 9000 м.
- Приборная скорость не менее 400 км/ч.
- Обороты двигателя не менее 1600 об/мин.

ПРИМЕЧАНИЕ: чем меньше высота и больше приборная скорость, тем выше вероятность успешного запуска двигателя в воздухе.

- 1) Установить РУД остановившегося двигателя на малый газ.
- 2) На левом пульте поднять крышку АЗС **«ЗАЖИГАНИЕ В ВОЗДУХЕ»** нужного двигателя и включить его.
- 3) Должна загореться лампа **«ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ ВКЛ»** соответствующего двигателя на приборной доске и должен быть слышен звук работы системы запуска.
- 4) В течение 20–25 секунд двигатель должен выйти на обороты малого газа 4100+200 об/мин.
- 5) После стабилизации оборотов малого газа выключить соответствующий АЗС **«ЗАЖИГАНИЕ В ВОЗДУХЕ»**.
- 6) После успешного запуска в воздухе необходимо выждать 30 секунд в режиме малого газа перед перемещением РУД в требуемое положение. Не допускается выход на максимальный или форсажный режим в течение одной минуты после выхода на обороты малого газа.
- 7) После неудачной попытки запуска в воздухе необходимо выдержать паузу не менее 40 секунд перед повторной попыткой.
- 8) При отказе обоих двигателей на высоте менее 2000 м необходимо предпринять попытку поочерёдного запуска двигателей, если скорость авторотации двигателей не менее 1600 об/мин. При неудачной попытке запуска требуется выбрать подходящее место и покинуть самолёт. При оборотах обоих двигателей менее 1600 об/мин требуется немедленно покинуть самолёт или совершить экстренную посадку.
- 9) Полёт на одном двигателе выполняется с компенсацией момента педалями. Если второй двигатель не удаётся перезапустить в подходящих условиях, требуется немедленно прекратить выполнение задания и вернуться на аэродром базирования.

ОТКАЗ ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ СТАБИЛИЗАТОРА

Отказ можно определить по наличию одного или более следующих признаков: невозможность перемещения РУС по оси тангажа, свечение лампы **«ПАДЕНИЕ»**

ДАВЛЕНИЯ В ГИДРОСИСТЕМЕ» или самопроизвольное маневрирование самолёта по тангажу без движения РУС по оси тангажа.

- 1) При отказе основной или бустерной гидросистем либо отказе гидроусилителя БУ-14М в полёте необходимо переключить управление стабилизатором на аварийный электрический усилитель МУС-2 переключателем на левом пульте.
- 2) При работе резервной электрической системы управления стабилизатором необходимо иметь в виду меньшую отзывчивость управления по сравнению с основной гидравлической системой. Продолжать выполнение задания в таком случае запрещается. Необходимо немедленно вернуться на аэродром базирования. При этом требуется поддерживать приборную скорость не более 700 км/ч и выполнять повороты с большим радиусом для избегания полёта с большими углами крена.

ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА

При отказе генератора постоянного тока на приборной доске загорается сигнальная лампа **«ГЕНЕРАТОР ВЫКЛЮЧЕН»**.

- 1) При одновременном отказе обоих генераторов показания вольтметра В-1 изменятся на 24 В, соответствующие напряжению на шинах постоянного тока при питании от аккумуляторной батареи.
- 2) При отказе одного генератора мощности второго хватает для питания всех потребителей электроэнергии на борту самолёта.

ОТКАЗ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ В ПОЛЁТЕ

- 1) Сообщить на КДП и немедленно возвращаться на аэродром базирования.
- 2) Выключить все АЗС. При полёте на высоте более 7000 метров оставить АЗС **«НАСОС 1-ГО БАКА»** включённым.
- 3) АЗС **«РАЦИЯ РАСХОДОМ»** включать лишь при необходимости связаться с КДП.
- 4) Не следует совершать быстрых движений РУД. При заходе на посадку выпуск шасси и закрылков совершать с помощью аварийных систем.
- 5) Время безопасного полёта при питании от батарей:
 - 8 минут при запуске двигателей от батарей.
 - 12 минут при запуске двигателей от аэродромного источника.Если включены все потребители:
 - 3 минуты при запуске двигателей от батарей.
 - 7 минут при запуске двигателей от аэродромного источника.

ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ

- 1) При свечении лампы **«МАСЛО»** в полёте необходимо прекратить маневрирование и перевести самолёт в прямой горизонтальный полёт.
- 2) Перевести РУД в положение **«МАКСИМАЛ»** и проверить, горит ли лампа.

- 3) Если свечение лампы продолжается больше 15 секунд, необходимо вручную заглушить двигатель, переведя РУД соответствующего двигателя в положение **«СТОП»**, и немедленно вернуться на аэродром базирования.
- 4) При одновременном свечении обеих сигнальных ламп **«МАСЛО»** следует немедленно вернуться на аэродром базирования либо найти место для безопасной посадки или покидания самолёта в воздухе.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Продолжение работы двигателя при сигнализации низкого давления масла более одной минуты может вызвать пожар или разрушение двигателя.

ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ

При пожаре двигателя загорается сигнальная лампа **«ПОЖАР»** на левом пульте. Помимо этого, во время поворота можно наблюдать дымовой след.

- 1) Немедленно перевести РУД горящего двигателя в положение **«СТОП»** и закрыть кран подачи топлива с помощью АЗС **«ПЕРЕКР КРАН ДАВЛЕН МАСЛА»**.
- 2) Выключить АЗС **«НАСОС 2-ГО БАКА»**, **«НАСОС 3-ГО БАКА»** и **«НАСОС 4-ГО БАКА»**. АЗС **«НАСОС 1-ГО БАКА»** должен быть включён, если горит один двигатель.
- 3) Если пожар не прекратился, то необходимо снизить приборную скорость до 400 км/ч и нажать кнопку **«ОГНЕТУШИТЕЛЬ»**. После этого повторный запуск двигателей становится невозможен. В случае продолжения пожара необходимо покинуть самолёт.
- 4) При прекращении сигнализации пожара, убедившись в отсутствии огня, немедленно вернуться на аэродром базирования, если это возможно.

ПРИМЕЧАНИЕ: при задымлении кабины следует сбросить фонарь кабины с помощью ручки **«АВАР. СБРОС ФОНАРЯ»** на высоте до 2000 метров и скорости менее 450 км/ч.

- 5) Заходя на посадку, выпустить шасси и закрылки с использованием аварийных систем. Сбросить фонарь. При посадке с убранными стойками шасси убедиться в отсутствии подвесок под консолями крыла, при их наличии осуществить аварийный сброс подвесок.

ОТКАЗ ПВД

Отказ ПВД можно определить по странностям в показаниях таких пилотажных приборов, как индикатор скорости, указатель числа М и высотомер, а также по некорректному для текущих высоты и скорости положению стрелки указателя АРУ-2В.

- 1) При холодной погоде необходимо убедиться в том, что обогрев основного и аварийного ПВД (АЗС **«ПВД ЧАСЫ»** и **«АВАР. ТП-156»**) включён.
- 2) При отказе основного ПВД переключить рычаг на левом пульте в положение **«ТП-156 АВАР.»**, снизив скорость до 700 км/ч.
- 3) Аварийный ПВД предназначен исключительно для обеспечения безопасного возврата на аэродром базирования.

- 4) При заходе на посадку следует перейти на ручное управление АРУ-2В и перевести систему на большое плечо.

ОТКАЗ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ В ПОЛЁТЕ

- 1) В случае отказа кислородной системы на большой высоте (появление симптомов гипоксии и неправильные показания приборов М-2000 и ИК-18) выставить на щитке управления кислородной системы ДУ-2 подачу 100% кислорода.
- 2) Снизиться до 2000 метров и разгерметизировать кабину.
- 3) Вернуть переключатель кислорода в положение «СМЕСЬ».

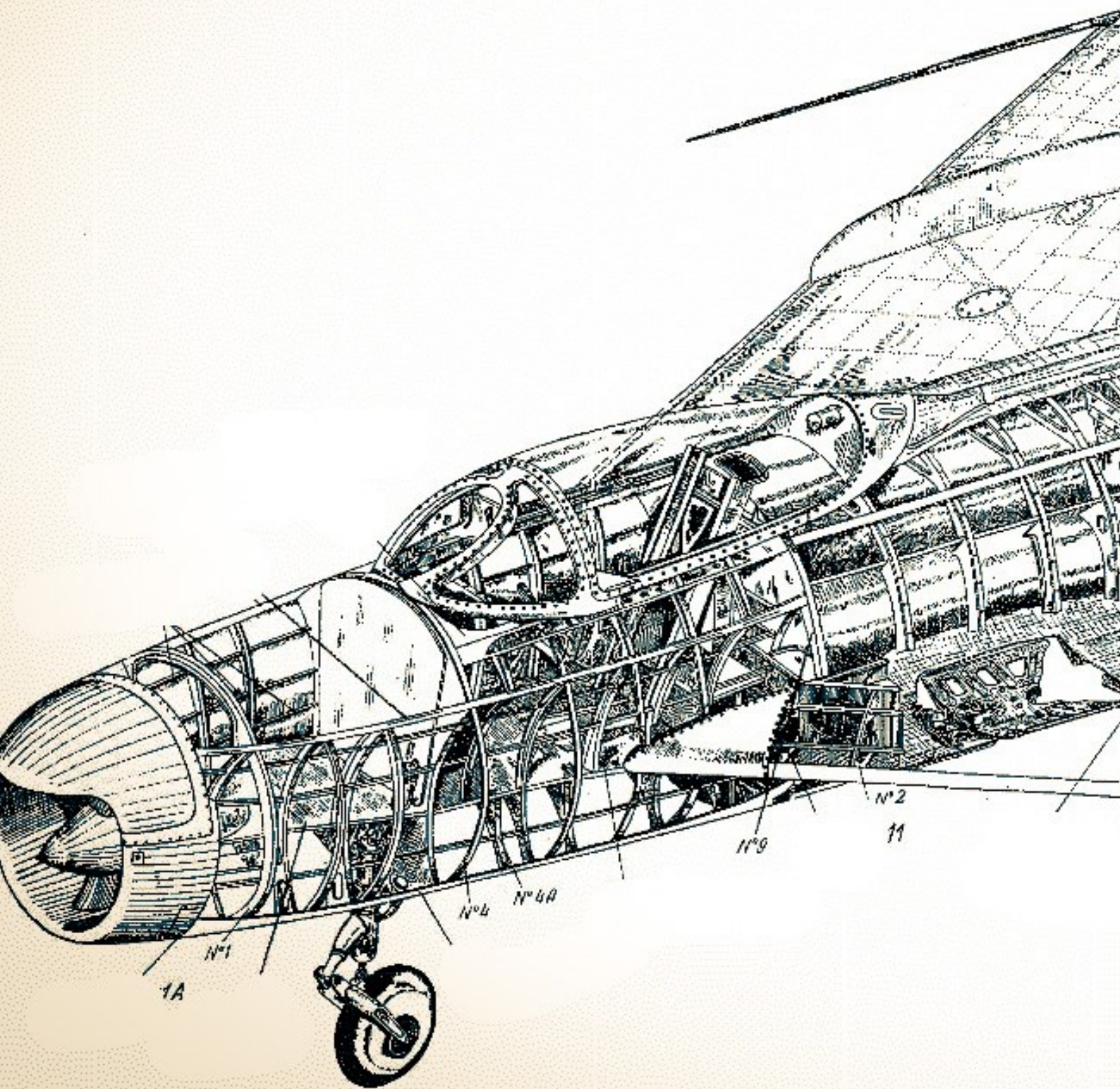
АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ

При одновременном отказе основной и бустерной гидравлических систем в полёте выпуск шасси и закрылков возможен только при помощи аварийной пневматической системы.

- 1) Перевести рычаг выпуска шасси в положение «ВЫПУЩЕНО».
- 2) Потянуть ручку аварийного выпуска шасси для механического расцепления гидравлических замков.
- 3) Полностью открыть кран аварийного выпуска шасси. Убедиться в выпуске всех трёх стоек шасси и загорании ламп на панели индикаторов ППС-1.
- 4) После выпуска шасси полностью открыть кран аварийного выпуска закрылков, что приведёт к выпуску закрылков в посадочное положение. Убедиться в загорании лампы «ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ» на ППС-1.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! После использования систем аварийного выпуска шасси и закрылков гидравлической и пневматической системам самолёта требуется осмотр и, возможно, ремонт перед следующим использованием.

ГЛАВА 6 – ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ СИСТЕМ
САМОЛЁТА



ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолёта типа полумонокок с работающей обшивкой представляет собой сигарообразное тело круглого сечения в носовой части с переходом в эллипс в хвостовой части. Максимальный диаметр фюзеляжа 1450 мм.

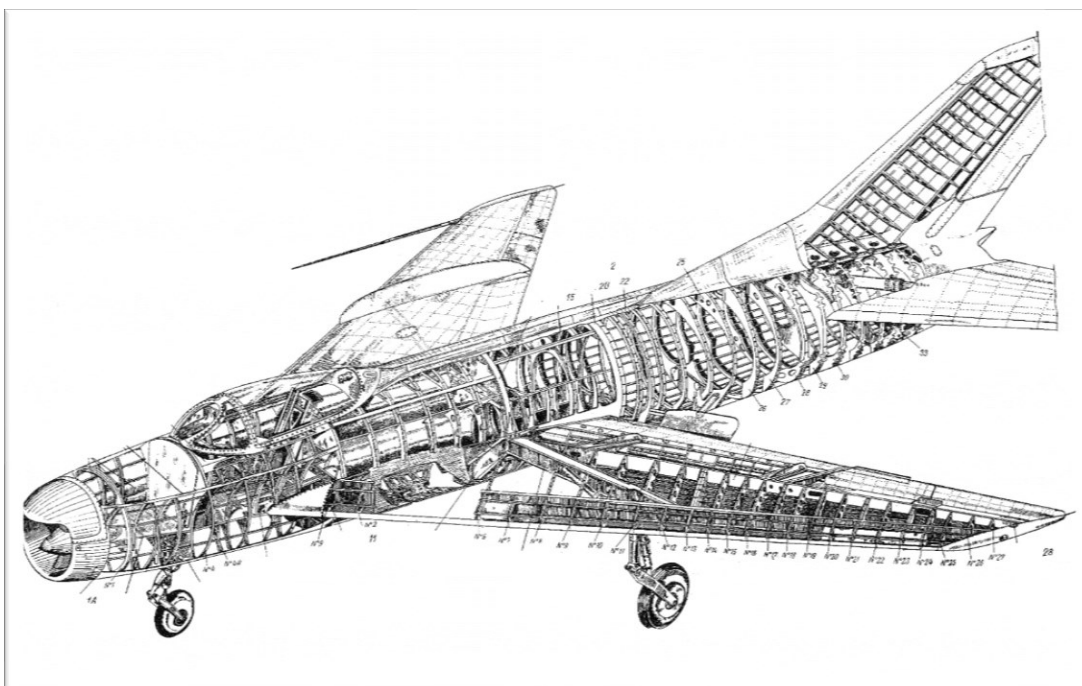
Для установки, снятия и осмотра двигателя при регламентных работах фюзеляж разделён на две части: носовую и хвостовую, стыкующиеся между собой в плоскости шпангоута №20 болтовыми соединениями, позволяющими осуществлять быстрый разъём двух его частей.

Каркас фюзеляжа состоит из шпангоутов, продольного набора и стрингеров. Гладкая обшивка фюзеляжа связывает каркас в целую жёсткую конструкцию.

Фюзеляж изготовлен в основном из термически обработанного дуралюмина, метод соединения – клёпка. Большинство узлов выполнено из стали 30ХГСА.

В носовой части фюзеляжа расположены: кабина лётчика, мягкие топливные баки, двигатели, электро-радиооборудование, передняя стойка шасси, агрегаты гидро- и воздушной систем, а также канал воздухозаборника, разделённый вертикальной перегородкой на два туннеля, идущих вокруг кабины лётчика и отсека носовой стойки шасси. В центральной части перегородки и в верхней части кольцевого обтекателя расположены приёмная и передающая антенны РЛС.

Носовая часть фюзеляжа разбита на технологические и конструктивные



отсеки. К числу конструктивных отсеков носовой части фюзеляжа относятся:

- отсек 1 переднего обтекателя;
- отсек 2 радиооборудования в верхней части, между шпангоутами №1 и

№4;

- отсек 3 ниши для уборки передней стойки шасси внизу между шпангоутами №1 и №5А;
- отсек 4 кабины лётчика в верхней части фюзеляжа между шпангоутами №4 и №9;
- нижний отсек 5 радиооборудования под полом кабины лётчика между шпангоутами №4 и №9;
- отсек 6 топливного бака №1 между шпангоутами №9 и №15;
- отсек 7 топливного бака №2 между шпангоутами №15 и №20 внизу фюзеляжа;
- отсек 8 установки двигателей между шпангоутами №15 и №20.

В хвостовой части фюзеляжа размещены двигатели РД-9Б и форсажные камеры двигателей, два топливных бака (№3 и №4) с трубопроводами и установкой насосов, тяги и агрегаты управления рулями, тормозные щитки с гидравлическим управлением, установка системы тормозного парашюта, система управления реактивными соплами двигателей, установка станции защиты хвоста и датчик дистанционного компаса. В нижней части по оси симметрии от шпангоута №21 до конца хвостового обтекателя установлен гребень. Для предохранения хвостовой части фюзеляжа от повреждения при посадке в гребне между шпангоутами №33 и №35 установлена хвостовая опора с амортизатором. В верхней части по оси симметрии от шпангоута №20А до обтекателя киля установлен грот, в котором проложен трубопровод.

КРЫЛО

Крыло самолёта стреловидное с углом стреловидности 55° по линии 25% хорд. Крыло набрано из скоростных профилей с толщинами по потоку: у корня – 8,73% и на конце – 8,0% хорды. На крыле установлены закрылки площадью $2 \times 1,72 \text{ м}^2$ и элероны площадью $2 \times 0,78 \text{ м}^2$ с внутренней компенсацией 38,5%. На нижней поверхности крыла имеются интерцепторы, связанные с управлением элеронами.

Конструкция крыла – цельнометаллическая с работающей обшивкой. В корневых частях крыла расположены пушки, а носок крыла по всему размаху использован для размещения боекомплекта. В крыле, кроме того, установлены внутренние балки с замками для подвески топливных баков. На верхней поверхности крыла установлены аэродинамические гребни. Основным материалом конструкции является дуралюмин Д16. Наиболее ответственные узлы изготовлены из сталей С30ХГСА и С30ЧГСНА. В небольшом количестве применены сплавы В96, ВМ65-1 и МА8.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение свободонесущее, стреловидной формы, состоит из горизонтального и вертикального оперения и имеет симметричный профиль.

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора, управляемого из кабины лётчика с помощью гидроэлектрической системы. Горизонтальное оперение имеет в плане угол стреловидности, равный 55° , и наклонено по отношению к строительной горизонтали на угол, равный минус 4° . Ось вращения стабилизатора составляет с осью симметрии самолёта угол $37^\circ 40'$.

Вертикальное оперение состоит из киля и руля поворота. Оно имеет стреловидность по передней кромке $59^\circ 08' 45''$ и по задней кромке $42^\circ 15' 17''$. Площадь вертикального оперения равна $4,26 \text{ м}^2$. Относительная толщина профиля 8%.

Низкое размещение горизонтального оперения выбрано с целью ликвидации влияния крыла на оперение при больших углах атаки и особенно на манёвре с выходом на углы атаки 16° и более, где создаётся интенсивный скошенный поток, в котором оперение становится неэффективным, а самолёт теряет продольную устойчивость и управляемость.

ФОНАРЬ КАБИНЫ

Фонарь кабины обеспечивает лётчику необходимый обзор, придаёт кабине обтекаемую форму и герметизирует её. Фонарь состоит из следующих частей:

- козырька;
- сдвижной части;
- трёх направляющих рельсов;
- трёх замков фонаря;
- системы автономного аварийного сбрасывания створки фонаря;
- системы подбрасывания сдвижной части;
- системы герметизации фонаря.

Фонарь оборудован шторкой затемнения для устранения бликов на приборной доске при ночных полётах. Герметизация фонаря осуществляется подачей сжатого воздуха с давлением $2(+0,55/-0,2) \text{ кг/см}^2$ в кольцевой резиновый шланг, проложенный в каркасе сдвижной части фонаря. Для устранения обледенения остекления козырька фонаря в конструкции фонаря имеется противообледенительная система.

Каркас козырька изготовлен штамповкой из дуралюминового листа толщиной $1,8 \text{ мм}$ и крепится к фюзеляжу на заклёпках с применением герметизирующей тиоколовой замазки. Остекление козырька состоит из двух боковых стёкол СО толщиной 10 мм и переднего прозрачного бронестекла, заключённого в стальную рамку сварной конструкции. Бронестекло состоит из двух листов силикатного

стекла толщиной 4 мм каждое, одного листа 25 мм и одного листа из органического стекла толщиной 25 мм, склеенных между собой плёнкой БМА.

КАТАПУЛЬТИРУЕМОЕ СИДЕНЬЕ

Катапультируемое сиденье предназначено для покидания самолёта лётчиком во время аварии в воздухе на больших и малых скоростях полёта. Сиденье установлено в кабине в зоне шпангоутов №8 и №9 в направляющих рельсах под углом к вертикали $17^{\circ}30'$ и прикреплено к стреляющему механизму. При катапультировании сиденье скользит на роликах по направляющим рельсам, приобретая заданное направление. Для предотвращения произвольного выстрела сиденье заблокировано с фонарём при помощи троса-пружины, один конец которого укреплен на створке фонаря, а другой – в механизме блокировки, а также с бортовой аварийной ручкой сбрасывания створки фонаря. Без нарушения блокировки сиденье не может быть катапультировано.

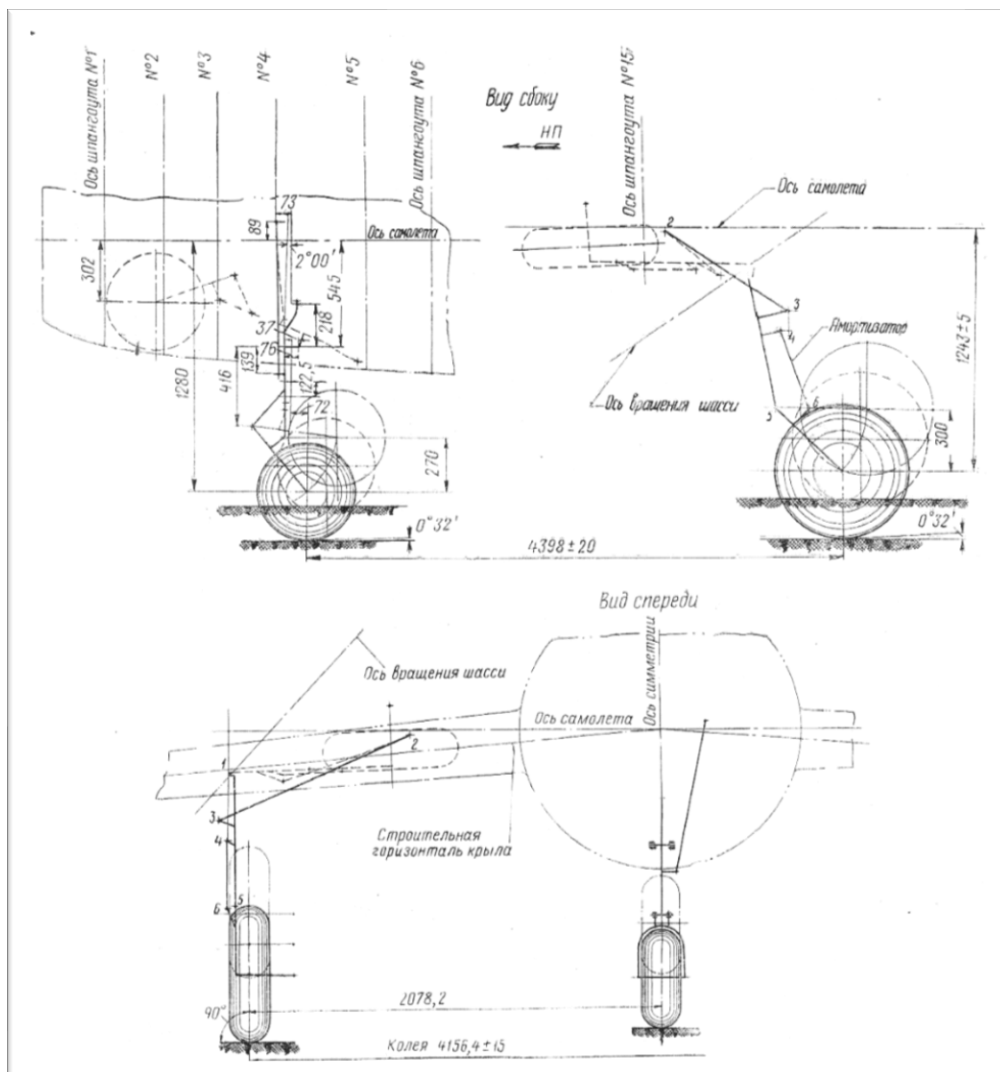
Заголовник и спинка кресла бронированы. Бронезаголовник имеет толщину 25 мм, а бронеспинка – 16 мм. Броня изготовлена из специальной стали горячей штамповкой.

ШАССИ

Трёхколёсное шасси – стоечного типа, состоит из двух главных опор и передней опоры. Главные опоры шасси закреплены на крыле и полностью убираются в корневые части консолей крыла по направлению к фюзеляжу. Передняя стойка закреплена в носовой части фюзеляжа и также полностью убирается в фюзеляж вперёд, против полёта. В убранном положении все ноги фиксируются замками, укрепленными в местах расположения стоек. В выпущенном положении стойки закрепляются гидроцилиндрами – подкосами, фиксирующимися в этом положении шариковыми замками гидроцилиндров и гидрозамками, а передняя стойка – дополнительно упором на шпангоуте. Вырезы в крыле и носовой части фюзеляжа под стойки в убранном положении закрываются щитками шасси.

Положение шасси определяется по лампам сигнализации, установленным на приборной доске, а также по механическим указателям, расположенным в местах закрепления стоек.

Все три стойки имеют амортизацию масляно-воздушного типа. На главных стойках шасси установлены колёса КТ-37 660x220В с двусторонними тормозными камерами и автоматом торможения колёс. На передней стойке установлено колесо КТ38 500x180А с двусторонними тормозными камерами и автоматом торможения колеса. Передняя стойка шасси имеет ориентирующий механизм, служащий для установки колеса с вилкой в плоскости симметрии самолёта при уборке, допуская свободную ориентировку колеса при рулении в пределах $\pm 50^{\circ}$. Кроме этого, передняя стойка имеет гаситель колебаний, служащий для устранения незатухающих боковых колебаний колеса с вилкой.



СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Силовая установка самолёта состоит из двух двигателей РД-9Б с форсажными камерами. Двигатели устанавливаются в фюзеляже за шпангоутом №16. Двигатель имеет девятиступенчатый компрессор с автоматически управляемым механизмом перепуска воздуха за пятой ступенью; десять индивидуальных камер сгорания, заключённых в общем кожухе, двухступенчатую осевую турбину; реактивное сопло, регулируемое на три положения. Воздух забирается в носовой части фюзеляжа и подводится к двигателям по двум каналам.

Диаметр выходного сечения створок:

на режиме полного форсажа, при запуске

и с режима малого газа до 4500-6500 об/мин _____ 498 мм

на максимальном режиме _____ 442 мм

на остальных режимах _____ 465 мм

ПАРАМЕТРЫ РЕЖИМОВ ДВИГАТЕЛЯ РД-9Б

Режим работы	Об/мин	Тяга (кг)	Расход топлива (кг/ч)	Удельный расход топлива	Время работы
Форсажный	11150+50	3250	5200	1,6	<6000 м = 6 мин >6000 м = 10 мин
Максимальный	11150+50	2600	2420	0,93	<6000 м = 6 мин >6000 м = 10 мин
Номинальный	11150+50	2150	1910	0,89	Не ограничено
Малый газ	4100+200	100	300	-	10 минут

ОСНОВНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ УСЛОВИЯ

ПАРАМЕТР	ПРЕДЕЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ
МАКСИМАЛЬНЫЙ И ФОРСАЖНЫЙ РЕЖИМ	
Температура выходящих газов (ТВГ) (т-ра окр. среды <15 °С)	650 °С
ТВГ (т-ра окр. среды >15 °С)	680 °С
ТВГ в полёте на всех высотах	680 °С
НОМИНАЛЬНЫЙ РЕЖИМ	
ТВГ	550 °С
МАЛЫЙ ГАЗ	
ТВГ	650 °С

ПАРАМЕТРЫ ДИНАМИКИ РАЗГОНА

ПАРАМЕТР	ПРЕДЕЛЫ
Выход с режима МАЛЫЙ ГАЗ на НОМИНАЛ	9-12 с
Выход с режима МАЛЫЙ ГАЗ на МАКСИМАЛ	9-13 с
Выход с режима МАЛЫЙ ГАЗ на ФОРСАЖ	Не более 15 с
С режима авторотации на НОМИНАЛ	9-12 с
Допустимое повышение ТВГ при изменении тяги	750 °С
Допустимый заброс оборотов (3-5 с) при включении и выключении форсажа	11600 об/мин
Выход с режима МАКСИМАЛ на ФОРСАЖ	Не более 6 с

ПРИМЕЧАНИЕ: при проверке динамики разгона двигателя полное перемещение РУД следует производить за 1,5-2 с. Иначе двигатель может уйти вразнос и заглохнуть.

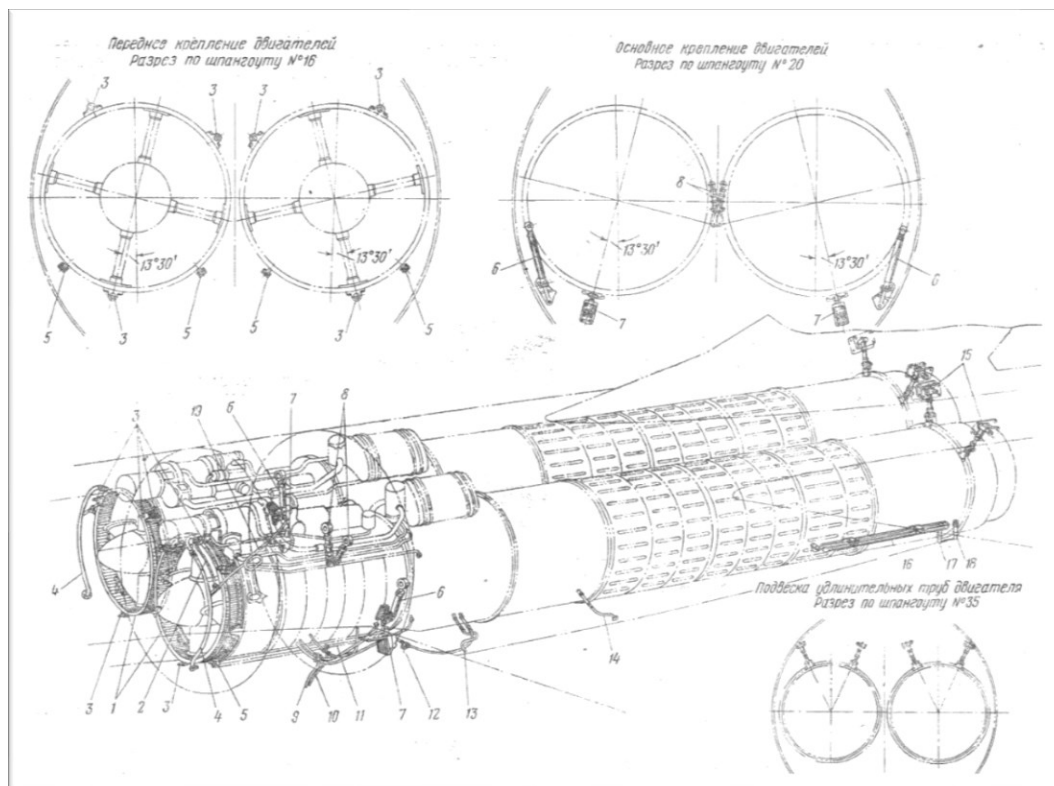
ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМ ДВИГАТЕЛЯ

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Точка начала автоматического регулирования оборотов	8200±100 об/мин
Давление топлива в главном насосе	2,6 кг/см ²
Давление топлива в главной камере сгорания	<80 кг/см ²
Давление топлива в форсажной камере	<90 кг/см ²
Потери масла	<0,5 кг/ч
Давление масла в режиме МАЛЫЙ ГАЗ	>1 кг/см ²
Давление масла в режиме МАКСИМАЛ	4-4,5 кг/см ²
Допустимая температура масла во всех режимах	от -40 °С до +85 °С
Расход масла при номинальном режиме и Р = 4 кг/см ²	25 л/мин
Давление включения ламп сигнализации:	
МАЛЫЙ ГАЗ	<1,3 кг/см ²
Другие режимы	<3 кг/см ²
Объём маслобака	7,5 л
Минимально допустимый уровень масла	5 л

СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРЫ ГСР-СТ-6000А

ПАРАМЕТР	ЗНАЧЕНИЕ
Мощность, развиваемая в стартерном режиме	3,5 л.с. (U = 21 В, I = 200 А)
Мощность в генераторном режиме	6000 Вт (30 В)
Длительность работы в стартерном режиме	45 с
Максимальное количество последовательных запусков (от аэродромного источника)	5 (при 30 мин охлаждения)
Максимальное количество последовательных запусков (от батарей)	3
Расход топлива на один запуск	около 0,5 кг
Допустимый рост температуры при запуске	<850 °С
Время выхода на малый газ при запуске	<80 с

ПРИМЕЧАНИЕ: при использовании источников аэродромного питания повышенного напряжения 48 В двигатель может выйти на малый газ менее чем за 60 секунд. Такой режим применяется для срочных вылетов и при частом использовании может привести к повреждению генераторов.



СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

На самолёте осуществлена однопроводная система электропроводки с напряжением 28,5 В. Электрооборудование самолёта состоит из: источников энергии – двух стартер-генераторов ГСР-СТ-6000А и двух аккумуляторов 12САМ-28, электрических преобразователей ПО-750, ПТ-125, ПАГ-1Ф (для питания переменным током 115 В, 400 Гц), преобразователя РУ-11АМ (для питания 220 В радиовысотомера) и потребителей; электрической сети самолёта и коммутационной аппаратуры, обеспечивающей электроэнергией различные системы, станции и приводы на самолёте. Электрооборудование обеспечивает работу и контролирование различных самолётных систем и агрегатов.

Потребителями электроэнергии на борту являются:

- 1) а) стартер-генераторы, б) пусковая коробка стартера, в) пусковой насос, г) две пусковые катушки зажигания, д) подкачивающий насос в первом баке, е) два электромагнитных пусковых клапана, ж) две сигнальные лампы давления масла, з) две сигнальные лампы зажигания, и) четыре электромагнита двухпозиционного золотника «ГА-21» для управления створками регулируемого сопла двигателей, к) электромагнитный клапан ленты перепуска, л) электронасосы во втором, третьем и четвёртом баках;
- 2) агрегаты электросистемы форсажа и максимала двигателей;
- 3) связная радиостанция РСИУ-4В;
- 4) радиолокационное оборудование;
- 5) прицел АСП-5Н и АР-8-18;
- 6) стрелковое вооружение НР-30;
- 7) бомбардировочное вооружение;
- 8) реактивное вооружение;
- 9) фотопулемёты;
- 10) противопожарное оборудование;
- 11) электромеханизмы системы управления гидросистемы, воздухосистемы, шасси и торможения колёс;
- 12) электромеханизмы управляемого стабилизатора;
- 13) агрегаты регулирования температуры воздуха в кабине;
- 14) сигнально-осветительная аппаратура;
- 15) пилотажно-навигационные приборы;
- 16) приборы контроля работы двигателей: а) топливорасходомер, б) керосиномер с сигнализацией;
- 17) аэронавигационные огни и фары;
- 18) электроракетница;
- 19) обогрев ПВД и часов.

Вся защита электросети от перегрузок и коротких замыканий выполнена:

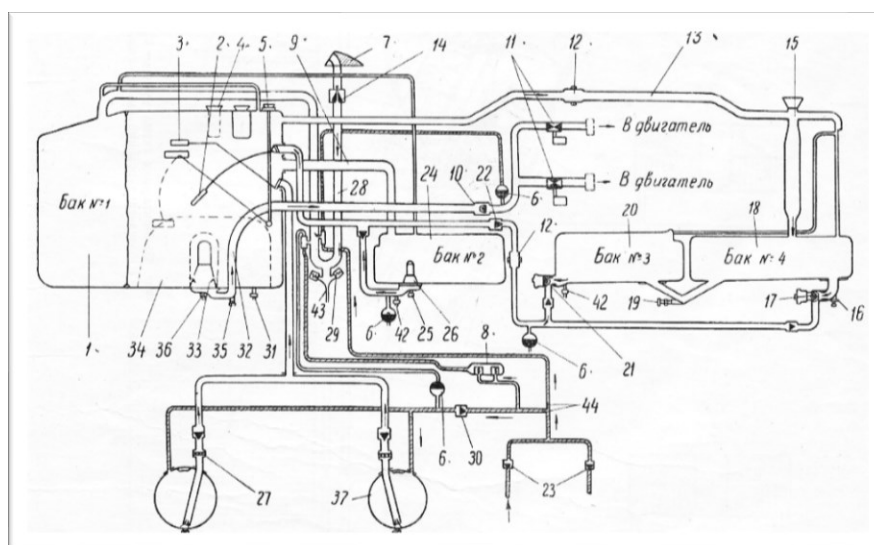
- а) автоматами защиты типа АЗС; б) в цепях с повышенной пожарной опасностью

установлены автоматы защиты со свободным расцеплением типа АЗР; в) тугоплавкими предохранителями марки ТП в электроцепях бортовых аккумуляторных батарей и в проводе, соединяющем правый энергоузел с левым энергоузлом; г) защита цепей переменного тока выполнена плавкими предохранителями марки СП, установленными в релейной коробке под полом кабины; д) для защиты потребителей электроэнергии и их цепей питания, имеющих повышенные пусковые токи, установлены инерционные предохранители типа ИП.

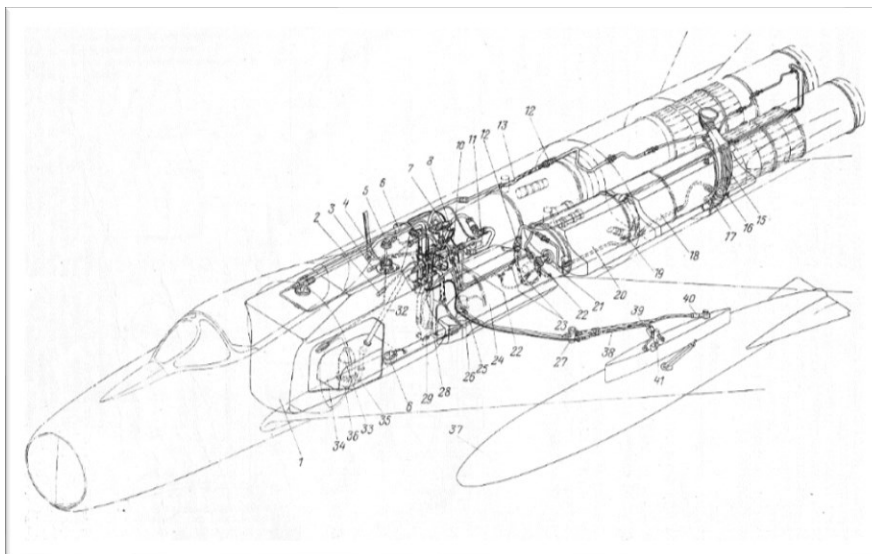
Регулятор напряжения Р-25АМ поддерживает постоянное напряжение генератора независимо от оборотов и нагрузки бортовой сети, дифференциальное минимальное реле ДМР-400А обеспечивает включение генератора в бортовую сеть при напряжении выше чем бортовая сеть на 0,3-0,7 В и отключает при обратном токе.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

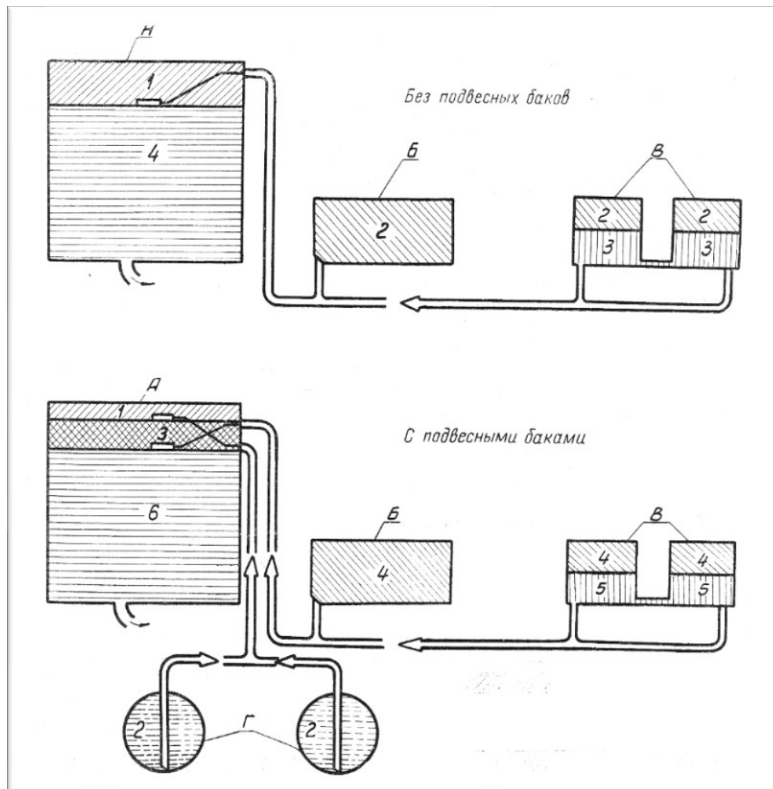
Топливная система самолёта состоит из четырёх фюзеляжных топливных баков общей ёмкостью 2155 л, двух подвесных баков ёмкостью 760 л каждый (заправляются по 600 л) и четырёх магистралей трубопроводов: питающей, подкачивающей, дренажной и магистрали поддавливания.



Питающая магистраль соединяет подкачивающий насос 33 бака №1 с подкачивающими насосами двигателей. На питающей магистрали установлены датчик расходомера 10, перекрывающие краны 11 и сигнализатор давления СД-3. Последний контролирует давление в питающей магистрали при помощи сигнальной лампочки, которая загорается при давлении топлива меньше 0,3 атм, сигнализируя о ненормальном состоянии системы. Подкачивающая магистраль соединяет баки №2, №3, №4 и подвесные баки с баком №1. Бак №1 (фюзеляжный) является расходным. Из этого бака топливо при помощи насоса 33 (агрегат 495А) подаётся по магистрали питания к подкачивающим насосам двигателей. Баки №1 и №2 соединены



между собой гибким шлангом. Таким образом, при заливке бака №1 происходит заливка бака №2. Баки №3 и №4 также соединены между собой коленообразной трубой, и заливку обоих баков производят через одну горловину 15, которая установлена на баке №4. Топливо из баков №2, №3 и №4 подкачивается насосами этих баков. Для этого на баке №2 установлен насос ПНВ-2, на баках №3 и №4 – насосы ПЦР-1. Контролируют работу насосов сигнализаторы давления СД-3 (6). В трубопроводах смонтированы обратные клапаны 22.



ПОРЯДОК ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ

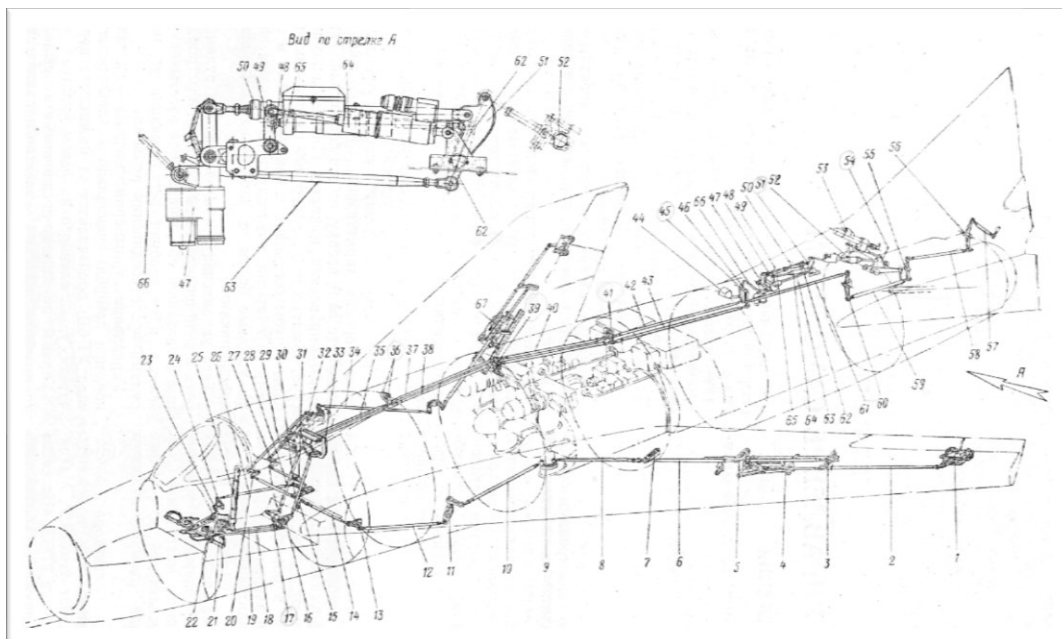
(А - БАК №1, Б - БАК №2, В - БАК №3, Г - БАК №4)

В случае если насос вышел из строя или обнаружена течь в баке, обратные клапаны 22 препятствуют перетеканию топлива из системы в бак, вышедший из строя. Подвесные баки также подсоединены к баку №1. Топливо из них перекачивается за счёт поддавливания сжатым воздухом, который берётся из компрессоров двигателей. Топливо по заборной трубке поступает в трубопровод крыла и, пройдя через фильтр 27 и обратный клапан, поступает через поплавковый клапан 3 в бак №1. Поплавковые клапаны 2 и 3, установленные в месте подсоединения подвесных и фюзеляжных топливных баков, обеспечивают определённый порядок выработки топлива из баков с учётом сохранения центровки самолёта в заданных пределах.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Система управления самолётом состоит из:

- а) управления стабилизатором;
- б) управления элеронами и интерцепторами;
- в) управления рулём поворота;
- г) управления триммером элерона;
- д) управления взлётно-посадочными закрылками;
- е) управления тормозными щитками.



Управление стабилизатором и элеронами осуществляется от ручки, установленной в кабине самолёта. Ручка соединяется со стабилизатором и элеронами с помощью трубчатых металлических тяг, промежуточных рычагов и качалок. В системах управления стабилизатором и элеронами установлены гидроусилители БУ-14МС и БУ-13М, включённые в кинематическую схему управления необратимо, так как полностью воспринимают шарнирные моменты, возникающие от

аэродинамических сил на органах управления. Необратимая схема включения гидроусилителей имеет ту особенность, что прикладываемые на ручку управления и или на стабилизатор и на элероны усилия при включённых гидроусилителях проходят в одном направлении от ручки управления к стабилизатору и элеронам, в обратную сторону нагрузка от стабилизатора и элеронов на ручку не проходят, так как гидроусилители в этом случае работают как гидрозамки. Для имитации усилий на ручке в системах управления стабилизатором и элеронами установлены пружинные загрузочные механизмы. При нулевом положении стабилизатора и элеронов ручка находится в нейтральном положении, отклонение её оси от вертикали составляет $3,5^\circ$.

Управление рулём поворота – жёсткое, осуществляется лётчиком при нажатии на педали, соединённые с рулём при помощи трубчатых тяг, качалок и рычагов. Ручка управления и педали смонтированы на общем центральном узле, прикреплённом к балке пола кабины.

Управление триммером элерона – дистанционное, при помощи специального электродвигателя типа УТ-6Д, производится от нажимного переключателя, установленного на левом пульте.

Управление взлётно-посадочными закрылками и тормозными щитками – электрогидравлическое, с помощью силовых цилиндров и электромагнитных кранов. Для обеспечения синхронной работы обоих закрылков или трёх тормозных щитков в соответствующую гидросистему установлены порционеры гидравлической смеси.

Продольное управление на самолёте осуществляется управляемым стабилизатором, который состоит из двух половин: правой и левой. Руль высоты отсутствует. На самолёте имеется две системы управления стабилизатором: одна основная – гидромеханическая и другая аварийная – электромеханическая; обе работают от ручки управления.

Основная гидромеханическая система приводится в действие от ручки управления через систему жёсткой проводки к стабилизатору при помощи автономной системы гидроусилителя БУ-14МС, включённого по необратимой схеме, и автоматики АРУ-2В. Последняя обеспечивает изменение передаточного отношения от ручки управления к пружинному загрузочному механизму, в зависимости от скоростного напора и высоты полёта в диапазоне от 5000 до 10000 м за счёт изменения величины плеч автомата АРУ-2В. На высотах менее 5000 м автоматика работает только в зависимости от скоростного напора. С увеличением скорости передаточное число уменьшается, угол отклонения стабилизатора уменьшается, а усилия на ручке увеличиваются. На высотах более 10000 м автоматика сохраняет постоянные максимальные значения передаточных чисел, соответствующие минимальным усилиям на ручке и минимальным ходам ручки на градус угла отклонения стабилизатора, т.е. взлётно-посадочное положение системы на «большом плече» автомата АРУ-2В.

ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

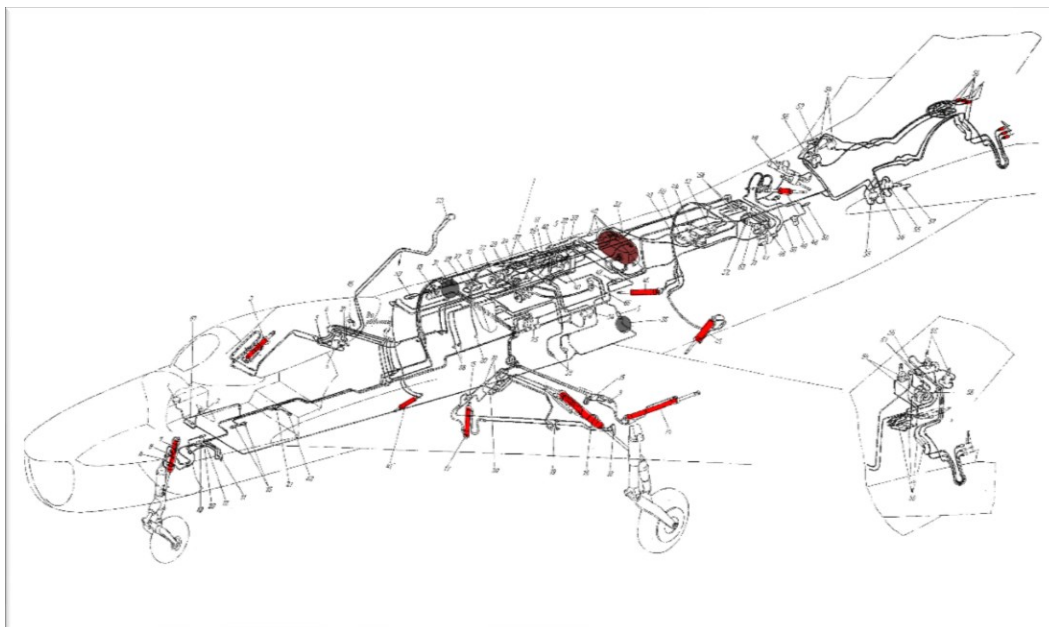
На самолёте есть две гидросистемы: основная гидросистема и аварийная гидросистема, система гидроусилителей. Основная система служит для уборки выпуска шасси, закрылков, тормозных щитков и управления регулируемым соплом форсажных камер. Система гидроусилителей предназначена для питания гидроусилителей стабилизатора и элеронов. Каждая гидросистема имеет свой бак, насос, гидроаккумулятор, предохранительный клапан, клапан подключения наземного насоса, фильтры. В обеих системах применены поршневые насосы переменной производительности 435ВМ.

Основная гидросистема обеспечивает управление:

- шасси,
- закрылками,
- тормозными щитками,
- створками сопла форсажных камер,
- гидроусилителями при отказе системы гидроусилителей.

Система гидроусилителей обеспечивает:

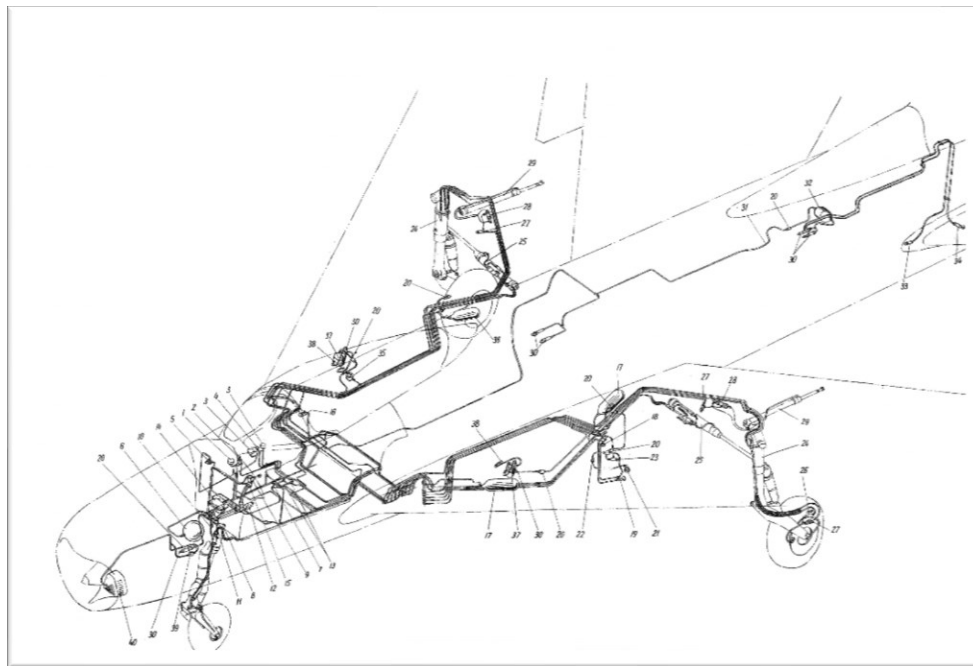
- управление элеронами и стабилизатором,
- резервирование основной гидросистемы.



При падении давления в любой гидросистеме ниже 95 кг/см^2 загорается лампа «ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В ГИДРОСИСТЕМЕ».

ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Пневматическая система самолёта содержит 6 баллонов сжатого воздуха. Баки основной пневмосистемы находятся в отсеке передней стойки шасси и заряжены на давление 150 кг/см^2 , ёмкость баков 10 л. Аварийная пневматическая система имеет два баллона по 4,3 л каждый в нишах основных стоек шасси с давлением 50 кг/см^2 . Оставшиеся баллоны относятся к системе аварийного выпуска закрылков, 2 л, и один – для герметизации кабины.

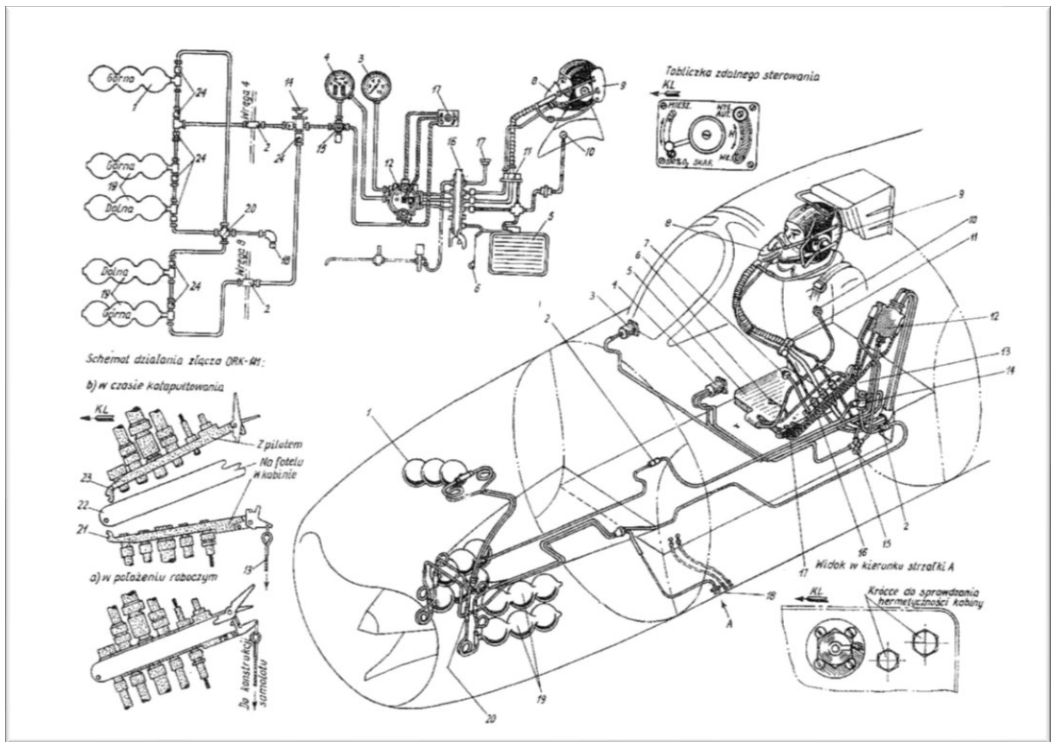
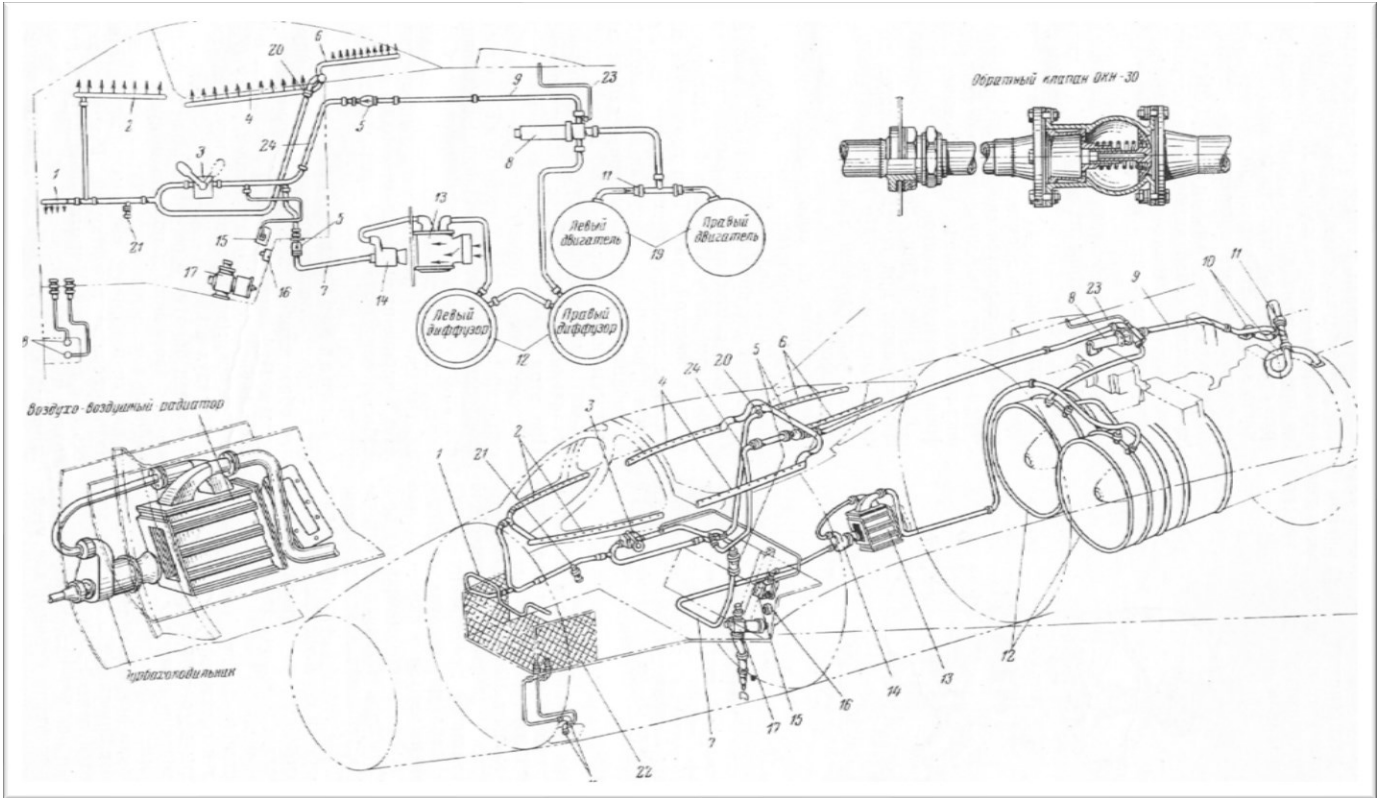


ВЫСОТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

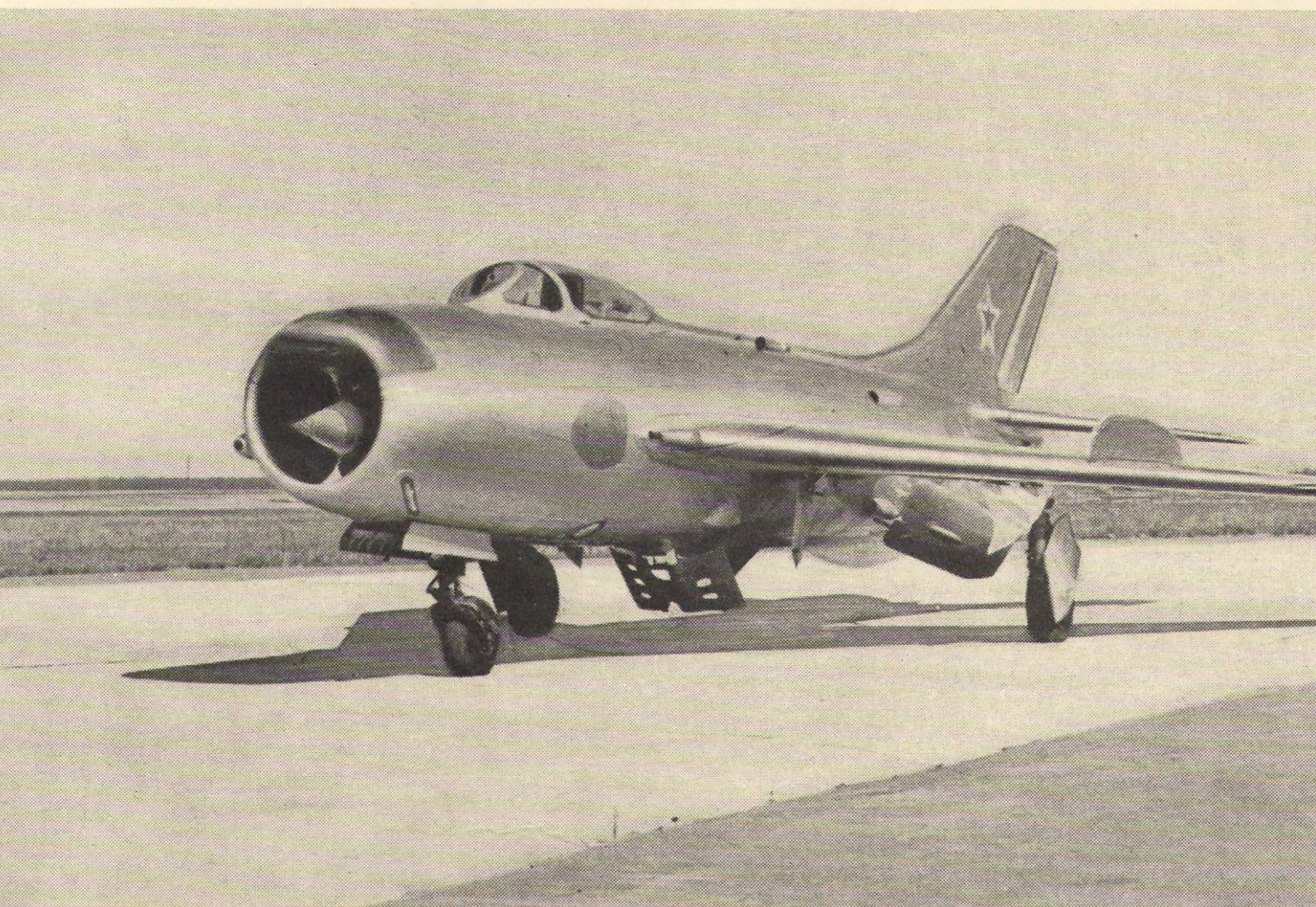
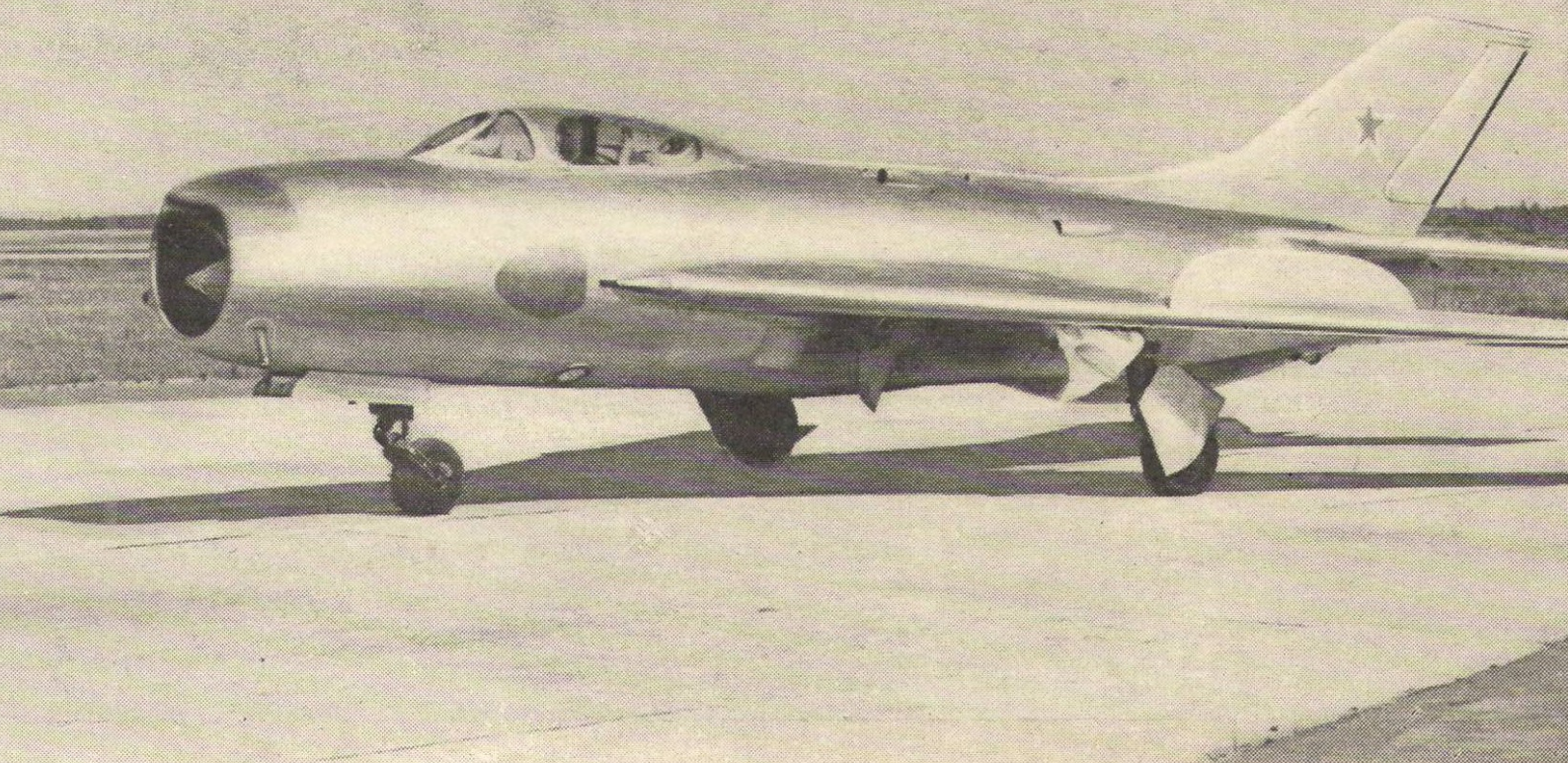
В кабине поддерживается постоянный перепад давлений, равный 220 мм рт. ст. за счёт наддува кабины сжатым воздухом из компрессоров двигателей. Перепад поддерживается начиная с высоты 10000 м регулятором давления РД-2ИА. Перепад давлений между кабиной и атмосферой контролируется по указателю УВПД-15. Температура воздуха в кабине может поддерживаться автоматически около $16 \text{ }^\circ\text{C}$ при помощи автоматического регулятора температуры.

Оборудование кабины обеспечивает применение комплекта кислородного оборудования ККО-1, включающего компенсирующий костюм, который обеспечивает сопротивляемость организма лётчика положительным перегрузкам, а также позволяет продолжать полёт в случае разгерметизации на большой высоте, до практического потолка, или при необходимости покинуть самолёт на этой высоте.

DCS МИГ-19П - DIGITAL COMBAT SIMULATOR



ГЛАВА 7 – ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ



ИСТОРИЯ САМОЛЁТА

Одновременно с разработкой фронтового истребителя и одномоторного перехватчика для ПВО ОКБ-155 вело проектирование всепогодного перехватчика. Эта задача была сформулирована в Постановлении СМ СССР №2181-387 от 15 августа 1953 г. и приказе МАП №638 от 26 августа того же года. Самолёт требовалось предъявить на госиспытания уже в июле 1954-го.

ПРОТОТИПЫ

Конструкция МиГ-19 во многом опиралась на прототип И-340 (СМ-1), являвшийся МиГ-17Ф, изменённым для установки двух новых двигателей Микулина АМ-5 (уменьшенный вариант двигателя АМ-3 для самолётов М-4 и Ту-16). Разработка и конструирование самолёта продолжались весь 1951 год, однако из-за отсутствия новых двигателей первый полёт удалось совершить лишь в марте 1952.



Прототип СМ-2 представлял собой МиГ-17Ф, изменённый для установки двух двигателей АМ-5 с увеличенным фюзеляжем и новым крылом

И-360 (СМ-2/1 и СМ-2/2) существенно отличался от И-340. Конструкция содержала ряд нововведений, таких как удлинённый фюзеляж и новое крыло, оборудованное аэродинамическими гребнями. Вооружение состояло из двух пушек Н-37Д, установленных в основании крыла. Вследствие выявленных проблем с выходом из штопора Т-образное хвостовое оперение заменили классическим с нижним расположением стабилизатора. Лётные испытания СМ-2 завершились в октябре 1953 г.



СМ-7, прототип МиГ-19П

Разработку эскизного проекта МиГ-19П завершили в декабре 1953 г. По сравнению с фронтовым истребителем СМ-9 перехватчик имел много отличий. Изменились воздушные каналы двигателей (по контурам и по площади поперечного сечения). На каждой консоли крыла установили по одному приёмнику воздушного давления; аэронавигационные приборы подключили к правому ПВД, остальные – к левому; носовой ПВД сняли. Вследствие изменения обводов носовой части фюзеляжа расширили кабину лётчика и перекомпоновали приборные панели.

Вместо радиодальномера СРД-1М «Конус» установили РЛС РП-1 «Изумруд-1», сопряжённую с оптическим прицелом АСП-5НМ, запросчик и ответчик «Узел», а также станцию оповещения о радиолокационном облучении «Сирена-2». Установка РЛС в носовом отсеке вызвала изменения в конструкции передней части фюзеляжа (до шпангоута №9), которую пришлось удлинить на 360 мм. Ввели общую антенну на фюзеляже для УКВ-радиостанции РСИУ-ЗМ и радиокompаса АРК-5 и объединённый указатель в кабине для гирокомпаса ДГМК-5 и радиокompаса АРК-5.

Сняли носовую пушку, оставив две НР-23 в корневых частях крыла, а патронные ленты разместили в рукавах в носках крыла (по 120 снарядов на ствол). Под каждой консолью на двух пилонах могли подвешиваться два блока неуправляемых ракет РО-57-8 (ОРО-57К) с восемью снарядами АРС-57 или две бомбы ФАБ-250, а в случае необходимости – два подвесных бака по 760 л; смонтировали прицел АП-57.

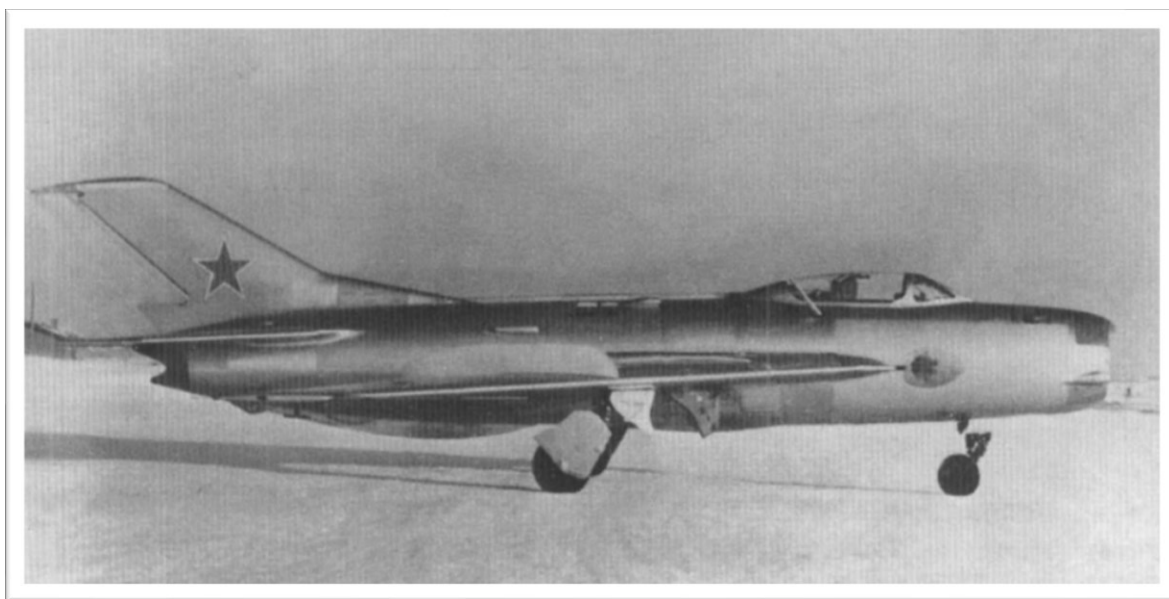
Установили катапультное кресло со шторкой, регулируемой по высоте (три положения с общим ходом 120 мм). Спинку кресла защитили 16-мм бронеплитой, располагавшейся позади направляющих рельс катапультного сиденья; они также были защищены (как и головка пиромеханизма) от осколков и снарядов. Перед

кабиной появилась 10-мм бронеплита, а для защиты головы пилота 16-мм бронезаголовник.

Тяги от ручки управления самолёта вывели под пол кабины. Улучшили обдув цилиндров управления створками регулируемого сопла двигателей за счёт изменения патрубков обдува и увеличили до 14 л запас кислорода для лётчика (семь шаровых баллонов ёмкостью по 2 л каждый питали кислородный прибор КП-18).

Станция РП-1 «Изумруд-1» оснащалась двумя сканирующими антеннами. Одна располагалась под полукруглым обтекателем в центре воздухозаборника, а другая – в его верхней «губе». Принцип действия радиолокационного прицела «Изумруд» заключался в облучении заданной зоны пространства узким лучом, приёме и индикации на экране индикатора эхо-сигналов всех целей, находившихся в этой зоне, и переходе к сопровождению выбранного пилотом объекта. Дальность обнаружения цели с эффективной площадью рассеяния 16 м³ составляла 12 км, а сопровождения – всего лишь 2 км.

Постройку первого опытного перехватчика, оснащённого двумя двигателями АМ-9Б (РД-9Б) с форсажной тягой по 3250 кг и получившего шифр изделия СМ-7 (или СМ-7/1), закончили в июле 1954 г. Опытный перехватчик поступил на заводские испытания практически одновременно с самолётом СМ-9/1. Первый вылет на нем выполнил 28 августа 1954 г. лётчик-испытатель В.А. Нефёдов. Испытания завершились 15 декабря. За это время было выполнено 43 полёта с общим налётом 25 часов 36 минут. Затем машину передали в ГК НИИ ВВС для проведения Государственных испытаний (двигатели АМ-9Б также проходили цикл испытаний на этой машине), которые закончились 15 октября 1956 г.



Прототип СМ-7/2

К этому времени уже было принято решение об установке на самолётах типа МиГ-19 пушек калибра 30 мм, поэтому вооружение СМ-7/1 на госиспытаниях состояло из двух пушек НР-30 с боезапасом по 120 снарядов на каждую (в дополнение могли подвешиваться два блока по восемь снарядов АРС-57). Оборудование от заявленного в эскизном проекте не отличалось за исключением установки аккумулятора типа 12САМ-28. Два подвесных бака ёмкостью по 760 л заполнялись горючим не полностью (по 400 л каждый) из-за ограниченной грузоподъёмности колёс шасси (типоразмер переднего колеса КТ-38 – 500х180А, а основных колёс КТ-37 – 660х200В).

По аналогии с СМ-9/2 и СМ-9/3 в конце 1954 г. были построены второй и третий прототипы перехватчика (СМ-7/2 и СМ-7/3) с таким же оборудованием, как на СМ-7/1. Поскольку проектирование и испытание фронтального истребителя и перехватчика велись параллельно, то все недостатки СМ-9/1 повторились на СМ-7/1, и последующие прототипы подверглись одинаковым доработкам.

Самолёты прошли короткий цикл заводских испытаний, и в январе 1955 г. СМ-7/3 был также предъявлен на Государственные испытания. Лётчик-испытатель А.Г. Солодовников, выполнивший на опытных перехватчиках 71 полет, вспоминал:

«СМ-7, как и другие самолёты, имел целый букет недостатков. Лётные испытания продвигались медленно, часто прерывались для доработок. В конце марта 1955 г. в первом же приёмочном полете, при наборе высоты с форсажем, на высоте около 10000 метров "потух" один из двигателей, через 2–3 секунды – другой. Двигатель удалось запустить лишь на высоте чуть больше 6000 метров. На одном двигателе самолёт идёт уверенно, даже с набором высоты. При подходе к аэродрому запустился и второй.

В одном из полётов, уже в Чкаловской, "высосало" тормозной парашют и заклинило реактивное сопло. Один из существенных недостатков в работе двигателей – "зависание оборотов". Выглядело это так: при переводе РУДа вперёд или назад, что было ранее, обороты одного из двигателей останавливались, как бы зависали в промежуточном положении. Подобный эффект при полётах на больших высотах особой опасности не представляет и при очень плавном перемещении РУДа их можно вывести из этого положения. Но если зависание оборотов возникнет на взлёте – недалеко до беды».

Кроме основной системы управления стабилизатором, на самолёте имелась и аварийная – электрическая. Долгое время на неё не обращали внимания, но в одном из полётов лётчика-испытателя Г.Т. Берегового ручку управления заклинило. Пилот воспользовался аварийной системой. А.Г. Солодовников так вспоминал об этом случае:

«В ответ на доклад лётчика руководитель полётов приказал выйти в безопасный район и покинуть самолёт с парашютом, благо аварийная система для этого и предназначена. Тогда лётчик передал:

- Запас топлива на тридцать пять – сорок минут полёта. Попробую зайти на посадку с аварийной системой.

Минут через двадцать он доложил, что, манипулируя переключателем аварийного управления, можно довести самолёт до высоты пяти-шести метров над посадочной полосой, и попросил обеспечить посадку.

Самолёт снижался по очень пологой траектории. Высота двадцать метров. Это самый ответственный момент: малейшая ошибка в технике пилотирования, и машина или взмлет, или врежется в землю. Высота меньше 10 м, посадочная полоса под самолётом. Он, плавно снижаясь, начал медленно поднимать нос. Но колеса уже коснулись бетона, и машина спокойно побежала по полосе.

Эту посадку лётчик выполнил только благодаря исключительной выдержке и безукоризненной технике пилотирования. Ошибки при выполнении посадки были недопустимы, так как червячная передача аварийной системы вращалась довольно медленно».

В Государственных испытаниях опытных перехватчиков, кроме А.Г. Солодовникова и Г.Т. Берегового, принимали участие также лётчики ГК НИИ ВВС В.Г. Иванов, Н.П. Захаров и С.А. Микоян. После их завершения самолёт был рекомендован к запуску в серийное производство и принятию на вооружение.

ПРОИЗВОДСТВО И ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Под обозначением МиГ-19П («изделие 62») перехватчик СМ-7 в 1955 г. был запущен в серийное производство на заводе №21 в Горьком. Серийные машины отличались от опытных заострённой формой обтекателя антенны АР-18-16. На самолётах поздних серий взамен РЛС РП-1 «Изумруд-1» ставилась более совершенная станция РП-5 «Изумруд-2», которая имела угол обзора по азимуту 60°, по углу места +26°/-14" и дальность – 12 км. На перехватчиках, оснащённых РП-5, в кабине появился экран с тубусом. Помимо вооружения и спецоборудования, от МиГ-19С самолёт отличался отсутствием триммера на руле направления (на самолётах последних серий триммер устанавливался) и меньшим количеством воздухозаборников хвостового отсека фюзеляжа. В кабине появился довольно громоздкий тубус экрана РЛС, что в сочетании с удлинённой носовой частью фюзеляжа ухудшило обзор.

Первые серийные машины выпускались с двумя пушками НР-23, но вместо них вскоре стали устанавливать более мощные НР-30. Запас кислорода на МиГ-19П составлял 10 л (в пяти шаровых баллонах по 2 л).

В 1955 г. на истребитель-перехватчик МиГ-19П была установлена аппаратура «Горизонт-1», предназначавшаяся для управления самолётом при наведении на цель и для передачи с перехватчика на командный пункт кодированных сигналов скорости, курса, высоты и специальных команд через связную радиостанцию. В качестве связной радиостанции использовалась доработанная для совместной работы с аппаратурой «Горизонт-1» станция РСИУ-

ЗМГ «Клён». С указанным оборудованием перехватчик иногда обозначался как МиГ-19ПГ. Перехватчик получил в НАТО кодовое обозначение «Farmer-B».

Истребители МиГ-19ПГ выпускались в начальной стадии серийного производства и эксплуатировались в частях авиации ПВО наряду с самолётами МиГ-19П, которые поставлялись в авиаполки ВВС, ПВО и морской авиации. Со временем систему наведения на цель изменили, при этом аппаратура «Горизонт-1» и радиостанция РСИУ-ЗМГ на серийных перехватчиках уже не ставились (последнюю заменили на РСИУ-4В).

Кроме Советского Союза, МиГ-19П были приняты на вооружение ВВС и авиации ПВО ещё четырёх стран Варшавского договора. Самолёт значительно усилил боевой потенциал сил ПВО, но по сравнению с фронтовым истребителем у него появился целый ряд новых дефектов и прежде всего – многочисленные отказы РЛС.

Как уже упоминалось ранее, в середине 50-х гг. военные несколько потеряли интерес к «девятнадцатому». В 1956 г. главкомат ВВС снизил общий заказ промышленности не только на фронтовой истребитель МиГ-19С, но и на перехватчик МиГ-19П (было заказано всего 200 перехватчиков). И тому были вполне определённые причины. Фактически по лётным данным перехватчик даже несколько уступал фронтовому истребителю. Максимальная скорость составляла 1432 км/час, практический потолок – 17250 м, высоту 10000 м машина набирала за 1,2 мин, дальность полёта с подвесными баками не превышала 1520 км.

МиГ-19П значительно усилили боевой потенциал ПВО, но «порадовали» авиаторов целым букетом новых дефектов, и прежде всего многочисленными отказами РЛС. Перемещение ПВД на крыло также стало причиной ЧП, в том числе ожогов рук (штанга ПВД имела электрообогрев), а в Польше произошёл совершенно необычный случай. В 1959 г. поручик Р. Операч совершал тренировочный полёт на МиГ-19П на высоте 3100 м при скорости около 1000 км/ч. В ходе манёвров произошёл обрыв правой снарядной ленты. Она съехала к концу крыла и, ударив по месту крепления ПВД, замкнула датчик АРУ на режим малых скоростей. Расход рулей резко возрос, и пилот даже небольшими движениями ручки управления вызвал резкие, с огромными перегрузками манёвры самолёта. Лётчик ранил голову о переплёт фонаря, несколько раз кратковременно терял сознание и смог справиться с машиной, только уменьшив тягу двигателей. На земле определили, что диапазон перенесённых им перегрузок составил от +10 до -5 g.

МиГ-19П состояли на вооружении четырёх стран Варшавского договора. В конце 1957 г. ЧССР получила 27 перехватчиков, поступивших в 1-й и 11-й ИАП. Летом 1958 г. первые из 12 МиГ-19П получил 28-й ИАП ВВС Польши, дислоцировавшийся в Слупск-Редзиково, где они находились до 1966 г. Румыния приобрела 10 самолётов в 1959 г. и 5 – в 1960 г. Они эксплуатировались в 66-й НАД в Девеселуле до начала 70-х гг. В 1966 г. Болгария получила от Польши

её бывшие МиГ-19П. На авиабазе Доброславцы они применялись до 1975 г. Пять разобранных машин были переданы в КНР.

Крупнейшим производителем МиГ-19 стала КНР. По ряду оценок, за «Великой стеной» до 1986 г. выпустили более 4000 таких машин, включая учебно-тренировочные. Китайские инженеры смогли доработать истребитель, сделав его надёжным и неприхотливым. Самолёт широко поставлялся на экспорт, стал одним из самых распространённых сверхзвуковых истребителей планеты и заслужил отличную репутацию в многочисленных локальных конфликтах. А началась история китайского «девятнадцатого» в 1957 г., когда между СССР и КНР был подписан договор о лицензионном выпуске МиГ-19П (J-6) и двигателя РД-9Б (WP-6). Чуть позже стороны заключили аналогичное соглашение по МиГ-19ПМ, а в конце 1959 г., перед самым разрывом отношений между странами, – по МиГ-19С. СССР передал техдокументацию и пять разобранных МиГ-19П. Участие в производстве советских специалистов не предусматривалось. В марте 1958 г. авиазавод в Шеньяне приступил к сборке истребителей. Первый самолёт, пилотируемый Ван Юаем, взлетел 17 декабря 1958 г. Из-за низкого уровня производства первый J-6 китайской постройки лётчик Ву Кемин поднял в воздух лишь 30 сентября 1959 г. Особенно большим количеством дефектов отличались двигатели WP-6, технологически слишком сложные для авиапромышленности КНР. Лишь в конце 1960 г. их качество довели до приемлемого уровня. В мае 1958 г. в КНР провозгласили политику «большого скачка», что подразумевало в том числе и резкое увеличение выпуска вооружений. МиГ-19П был слишком сложной машиной, поэтому его сборку перевели на менее мощный Наньчаньский авиазавод, а освободившиеся цеха в Шеньяне отвели под постройку более простого МиГ-19С (также обозначавшегося J-6).

В 1968 г. войска стран Варшавского договора участвовали в ликвидации «отклонений в строительстве социализма» в Чехословакии. Ввиду вероятных вооружённых провокаций со стороны НАТО на чешские аэродромы перебазировали несколько авиаполков из СССР, в том числе МиГ-19П из Прикарпатского ВО. Поскольку передислокация наземного персонала задерживалась, на месте самолёты первое время обслуживались польскими техниками. Воздушные границы ЧССР неоднократно нарушались различными летательными аппаратами со стороны ФРГ и Австрии. 12.10.1959 г. пилоты S-105 Я. Буреш и Й. Файкс принудили к посадке на аэродром Карловы Вары итальянский F-84F. В сентябре 1960 г. чехословацкие лётчики заставили приземлиться американский F-100. Вероятно, это единственный случай встречи в боевой обстановке истребителей такого типа. Применялись МиГи этой страны и для борьбы с аэростатами.

МОДИФИКАЦИИ МИГ-19П

МиГ-19ПГ

МиГ-19ПГ отличался от стандартного МиГ-19П наличием на борту аппаратуры «Горизонт-1», которая позволяла осуществлять наведение самолёта на цель по командам с земли. Внешне самолёт отличался наличием антенны системы «Горизонт-1» на левом борту. Кроме того, удлинители конический обтекатель антенны радара в воздухозаборнике и демонтировали антенну ответчика СРО-2 в носовой части.

МиГ-19ПВ

Высотный вариант МиГ-19П отличался более мощным двигателем РД-9БФ и сокращённым с целью снижения массы самолёта составом бортового оборудования. Высотность самолёта увеличена до 19-20 км. Модификация не была принята на вооружение.

МиГ-19ПМ

Перехватчик без пушечного вооружения, с четырьмя управляемыми ракетами К-5М (РС-2У) и РЛС РП-2У «Изумруд-2». На МиГ-19ПМ устанавливалась РЛС перехвата и прицеливания РП-2-У, сопряжённая с прицелом АСП-5НВ-У. При пуске ракет во избежание помпажа двигателей специальные устройства автоматически уменьшали подачу топлива и переводили створки сопел двигателей в форсажное положение. Радиооборудование МиГ-19ПМ состояло из радиостанции РСИУ-4В, оборудования слепой посадки ОСП-48П и самолётного радиоответчика СРО-2.

МиГ-19ПМЛ

МиГ-19ПМ, оснащённый станцией наведения с земли «Лазурь».

МиГ-19ПТ

Расширение боевых возможностей МиГ-19П, находившихся на вооружении, добавлением возможности применения управляемых ракет К-13 (Р-3С) с АПУ-3С. Изменения коснулись электрооборудования и системы вооружения. Данная модификация реализована в игре.

ОБЪЁМ ПРОИЗВОДСТВА МИГ-19П и ПМ

СССР 

<i>Модель</i>	<i>Завод</i>	<i>1956</i>	<i>1957</i>	<i>1958</i>	<i>1959</i>	<i>1960</i>
МиГ-19П, ПГ	№21 Горький	144	185	104		
МиГ-19ПМ, ПМЛ		7	5	187	145	25
ПОДИТОГ		151	190	291	145	25
ИТОГ		802				

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Ovčáčík Michal, Susa Karel, MiG-19P & 19PM Farmer B & D All-weather Interceptor Variants, (2005) 4+ Publications

Gunston Bill, Gordon Yefim, MiG Aircraft since 1937, (1998) Putnam

Gordon Yefim, Mikoyan-Gurevich MiG-19, (2003) Aerofax

Самолёты МиГ-19, МиГ-19П, МиГ-19СВ. Временная инструкция ГК-199

Самолёты МиГ-19С и МиГ-19СВ. Техническое описание. Книга 3

«Уголок неба» <http://www.airwar.ru/enc/fighter/mig19p.html>

ВикиЧтение, «МиГ-19» Иванов С.В. <https://military.wikireading.ru/25554>