



**DCS**  
SERIES

# Л -39С

## «АЛЬБАТРОС»



## РУКОВОДСТВО ПИЛОТА (beta)

D I G I T A L C O M B A T S I M U L A T O R

## Оглавление

1. ИСТОРИЯ САМОЛЁТА Л-39С .....	7
СОЗДАНИЕ САМОЛЁТА Л-39С .....	8
ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ И МОДЕРНИЗАЦИЯ Л-39С .....	21
ЛЕТАЮЩАЯ ПАРТА Л-39С .....	25
Л-39С В ЛОКАЛЬНЫХ КОНФЛИКТАХ .....	30
НАШИ ДНИ .....	31
ПИЛОТАЖНЫЕ ГРУППЫ НА Л-39С .....	33
МОДИФИКАЦИИ .....	37
2. ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЁТА Л-39С .....	39
ОБОРУДОВАНИЕ ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ .....	40
ЛЕВАЯ ПАНЕЛЬ .....	40
ЦЕНТРАЛЬНАЯ ЧАСТЬ .....	43
ПРАВАЯ ПАНЕЛЬ .....	46
ОБОРУДОВАНИЕ ЗАДНЕЙ КАБИНЫ .....	48
ЛЕВАЯ ПАНЕЛЬ .....	48
ЦЕНТРАЛЬНАЯ ЧАСТЬ .....	50
ПРАВАЯ ПАНЕЛЬ .....	52
ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЁТА Л-39С .....	54
ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ .....	54
САМОЛЁТ. ОБЩАЯ КОМПОНОВКА .....	55
ПЛАНЕР САМОЛЁТА .....	56
КАБИНА САМОЛЁТА .....	60
КАТАПУЛЬТНОЕ КРЕСЛО ВС1-БРИ .....	62
ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА .....	63
ОСНОВНАЯ ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА .....	64
ШАССИ САМОЛЁТА .....	64
СИСТЕМА ТОРМОЖЕНИЯ ОСНОВНЫХ КОЛЁС .....	65
ЗАКРЫЛКИ .....	67
ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ .....	68
ППС .....	70
АВАРИЙНАЯ ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА .....	70
АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ОСНОВНЫХ КОЛЁС .....	72
УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ .....	73
ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА .....	75
СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ .....	77
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА .....	80

ПОРЯДОК ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА .....	81
СИГНАЛЫ .....	83
ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА .....	84
ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА .....	86
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ .....	87
ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА, ПРИНЦИП РАБОТЫ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ – 25ТЛ .....	88
СИСТЕМА СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЯ .....	89
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА И АВТОМАТИКА ДВИГАТЕЛЯ .....	90
СИСТЕМА ЗАЩИТЫ ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПЕРЕГРЕВА .....	92
СИГНАЛЫ .....	94
ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ .....	94
СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ .....	94
ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И ОГРАНИЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ .....	98
АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА Л-39С .....	99
СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПОСТОЯННЫМ ТОКОМ .....	99
СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННЫМ ТОКОМ .....	100
РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ .....	101
ОСНОВНОЙ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ .....	101
ОСНОВНОЙ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ .....	102
ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ .....	102
РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ЗАДНЕЙ КАБИНЫ .....	105
РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ЗАДНЕЙ КАБИНЫ .....	105
ВКЛЮЧЕНИЕ ИСТОЧНИКОВ ПОСТОЯННОГО И ПЕРЕМЕННОГО ТОКА В СЕТЬ И КОНТРОЛЬ ЗА ИХ РАБОТОЙ .....	106
СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ .....	107
СИСТЕМА ОСВЕЩЕНИЯ КАБИН КРАСНЫМ И БЕЛЫМ СВЕТОМ .....	107
СИСТЕМА ВНЕШНЕЙ СВЕТОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ .....	110
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДОЧНО-РУЛЁЖНЫМИ ФАРАМИ .....	112
СИСТЕМА ВНУТРИКАБИННОЙ СВЕТОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ .....	114
АВАРИЙНОЕ И ИНФОРМАЦИОННОЕ ТАБЛО ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ .....	115
АВАРИЙНОЕ И ИНФОРМАЦИОННОЕ ТАБЛО ЗАДНЕЙ КАБИНЫ .....	115
ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ .....	116
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ .....	116
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМОЙ ПРИЁМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ .....	118
АЭРОМЕТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ .....	119
БАРОМЕТРИЧЕСКИЙ ВЫСОТОМЕР ВД-20 .....	119

УКАЗАТЕЛЬ ВЫСОТЫ И ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ УВПД .....	120
КОМБИНИРОВАННЫЙ УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ И ЧИСЛА М ПОЛЁТА КУСМ-1200....	121
ВАРИОМЕТР КОМБИНИРОВАННОГО ПРИБОРА .....	121
ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ .....	122
ДИСТАНЦИОННЫЙ АВИАГОРИЗОНТ АГД - 1 .....	122
ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА И СКОЛЬЖЕНИЯ.....	124
АКСЕЛЕРОМЕТР .....	125
АВИАЦИОННЫЕ БОРТОВЫЕ ЧАСЫ АЧС – 1М.....	125
ИЗМЕРИТЕЛИ КУРСА.....	126
МАГНИТНЫЙ КОМПАС КИ-13.....	126
КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1АЭ .....	127
ЛАМПА «ЗАВАЛ ГА» .....	128
КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА.....	130
СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА САРПП – 12 ГМ .....	133
РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА Л-39С.....	134
РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ .....	134
КОМАНДНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ Р-832М.....	134
САМОЛЁТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-9 .....	135
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ СПУ – 9 В ПЕРЕДНЕЙ И ЗАДНЕЙ КАБИНЕ. ....	137
РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ .....	138
АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС РКЛ-41 .....	138
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РКЛ-41 .....	139
ПРОВЕРКА И НАСТРОЙКА РАДИОКОМПАСА РКЛ-41 .....	140
БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-5С («ИСКРА-К»).....	141
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РСБН – 5С В ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЕ .....	143
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РСБН – 5С В ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЕ. ....	145
УПРАВЛЕНИЕ АППАРАТУРОЙ «ИСКРА-К» ИЗ ВТОРОЙ КАБИНЫ.....	146
РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ РВ-5.....	146
РВ-5 .....	147
МАРКЕРНЫЙ РАДИОПРИЁМНИК МРП-56П .....	147
РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	148
3. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТА .....	149
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ САМОЛЁТА Л – 39С.....	150
ОСМОТР КАБИН ПЕРЕД ПОЛЁТОМ .....	152
ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ .....	156
ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И ВЫРУЛИВАНИЕ.....	166

ПОЛЁТ ПО КРУГУ.....	167
УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ.....	178
ВЗЛЁТ И ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ.....	178
ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ.....	179
ПИЛОТАЖ. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ.....	180
НАБОР ВЫСОТЫ ПРИ ПОЛЁТЕ В ЗОНУ ПИЛОТАЖА (ЗАДАННЫЙ РАЙОН).....	181
ХАРАКТЕРНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ФИГУР ПИЛОТАЖА.....	181
ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЁТА НА МИНИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЁТА.....	187
ШТОПОР.....	187
НОРМАЛЬНЫЙ ШТОПОР.....	188
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АППАРАТУРЫ РСБН – 5С («ИСКРА-К») ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ САМОЛЁТОВОЖДЕНИЯ.....	189
ВЫХОД НА АЭРОДРОМ ПОСАДКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РКЛ-41.....	194
4. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ.....	196
ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЁТА.....	197
БОМБАРДИРОВОЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ.....	197
НЕУПРАВЛЯЕМОЕ ВООРУЖЕНИЕ.....	198
УПРАВЛЯЕМОЕ РАКЕТНОЕ ВООРУЖЕНИЕ.....	200
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ ВООРУЖЕНИЯ В ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЕ.....	202
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ ВООРУЖЕНИЯ В ЗАДНЕЙ КАБИНЕ.....	204
ПРИЦЕЛЬНОЕ И ФОТОКОНТРОЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	205
СИГНАЛЬНЫЕ РАКЕТЫ ЭКСР-46.....	209
ПОДГОТОВКА К ПОЛЁТУ НА БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ПО НАЗЕМНЫМ ЦЕЛЯМ.....	210
ПОЛЁТЫ НА БОМБОМЕТАНИЕ.....	212
ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ БОМБОМЕТАНИИ.....	216
ПОЛЁТ НА СТРЕЛЬБУ НЕУПРАВЛЯЕМОМИ РАКЕТАМИ.....	216
ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ СТРЕЛЬБЕ НАР.....	220
БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ.....	220
5. ДЕЙСТВИЯ ЛЁТЧИКА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЁТЕ.....	224
ДЕЙСТВИЯ ЛЁТЧИКА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЁТЕ.....	225
ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ.....	225
САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ИЗМЕНЕНИЕ ИЛИ ЗАВИСАНИЕ ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ.....	226
ПОЖАР В ОТСЕКЕ ДВИГАТЕЛЯ.....	227
ПОМПАЖ ДВИГАТЕЛЯ.....	228
ОТКАЗ КПП.....	229
ОТКАЗ ГМК – 1 АЭ.....	229
НЕВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ.....	229
ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В МАСЛЕ НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ.....	230

ОТКАЗ ПВД .....	230
РЕЗЕРВНЫЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА .....	231
ОТКАЗ ОСНОВНОГО ГЕНЕРАТОРА .....	231
ОТКАЗ ОСНОВНОГО И ЗАПАСНОГО ГЕНЕРАТОРОВ .....	232
РАЗРУШЕНИЕ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ.....	232
ПОЯВЛЕНИЯ ДЫМА В КАБИНЕ. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ .....	232
ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА.....	233
ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА АЭРОДРОМ С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕ...	233
ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ	235
6. ЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	236
ХАРАКТЕРНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЁТА .....	238
МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ .....	238
ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК.....	239
УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЁТА .....	239
ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЁТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЁТЕ .....	239

# 1.ИСТОРИЯ САМОЛЁТА Л-39С

## СОЗДАНИЕ САМОЛЁТА Л-39С

Разработка и выпуск авиационной техники всегда было одним из приоритетных направлений развития государств, лидирующих на мировой арене. Однако есть и несколько небольших стран, в которых появились на свет самолёты, занявшие достойное место в истории авиации. Среди них – Чехословакия. 1 января 1993 года страна мирным путём распалась на Чехию и Словакию. Одним из направлений авиапрома стали реактивные учебно-тренировочные самолёты (УТС). Самолёт Л-39С «Альбатрос», стал одним из самых массовых реактивных УТС, занимая по количеству выпущенных машин почётное четвёртое место в мире после американского Т-33, советского МиГ-15УТИ и своего соотечественника Л-29 «Дельфин».



Фото: Самолёт Л-29 «Дельфин».

Созданный в 1956 году Л-29 «Дельфин» был признан победителем в конкурсе на реактивный учебно-тренировочный самолёт для стран Организации Варшавского договора (ОВД). Он ознаменовал новую эпоху в обучении лётчиков, оказался весьма простым в пилотировании и неприхотливым в эксплуатации. Вместе с тем машине были присущи ряд недостатков, а попытки их устранить показали, что у Л-29 ограничен потенциал для модернизации. К тому же быстрое развитие авиации выдвигало новые требования к подготовке молодых лётчиков. Так возникла необходимость в новом УТС.

Официальным заказчиком выступило Министерство национальной обороны (МНО) страны. К выработке требований МНО приступило уже в 1963 году. Работа шла в сотрудничестве в первую очередь с будущим основным заказчиком - Министерством обороны СССР. 10 января 1964 года было выдано предварительное техническое задание



на новую систему обучения лётчиков. В частности, требовалось при сохранении положительных качеств Л-29 обеспечить более высокую тяговооруженность и надёжность при эксплуатации с грунтовых взлётно-посадочных полос (ВПП). Указывалось, что максимальная скорость полёта не должна превышать 700 км/ч. Особое внимание обращалось на то чтобы кабины инструктора и обучаемого были подобны кабинам боевых самолётов.

Задание получил коллектив, которым руководил главный конструктор Ян Влчек из Научно-исследовательского авиационного института – НИАИ в Летнянах. Ведущим конструктором проекта стал Карел Длугы.

15 июля 1964 года было выдано окончательное техническое задание на УТС за которым утвердили название Л-39С «Альбатрос». Полтора года спустя, работу по созданию нового самолёта передали предприятию «Aero Vodochody». В «Aero Vodochody» перебрался и Ян Влчек со своим коллективом.

С самого начала Ян Влчек остановился на классической схеме свободнонесущего низкоплана с трёхколёсным убираемым шасси, размещением инструктора и обучаемого один за другим типа «тандем». Для Л-39С было выбрано трапециевидное крыло. Самолёт решили оснастить стойками шасси повышенной прочности, что характерно для всех УТС. Для защиты двигателя от попадания посторонних предметов, воздухозаборники расположили по бокам фюзеляжа над крылом. Чтобы обеспечить освоение курсантами основ боевого применения, на самолёте предусмотрели установку двух подкрыльевых узлов подвески вооружения. Также были продуманы вопросы наземного обслуживания самолёта, в частности, размеры и расположение эксплуатационных люков выбирались так чтобы максимально облегчить труд инженерно-технического персонала.

Много внимания было уделено выбору силовой установки. С точки зрения надёжности необходимо было применение двух двигателей. Однако это вело к увеличению массы машины, усложняло эксплуатацию, повышало расход топлива. Эти минусы убедили главного конструктора в достаточности одного двигателя, тем более, что степень надёжности новых ТРД была уже весьма высокой. Что касается самого двигателя, то первоначально предполагалось установить чешский М-720 тягой до 2500 кг над которым работало пражское предприятие «Motorlet». Советская сторона настаивала на применении двухконтурного двигателя АИ-25 тягой в 1450 кг создание которого завершалось в конструкторском бюро «Прогресс» (г. Запорожье) под руководством А.Г. Ивченко. В конечном итоге выбор сделали в пользу АИ-25, пражский был великоват для лёгкого УТС, а кроме того, после стендовых испытаний стало ясно, что его доводку быстро завершить не удастся.

В 1964-66 годах в аэродинамических трубах НИАИ был проведён большой объём продувок моделей в масштабах 1:4, 1:5 и 1:25. По их результатам окончательно определили форму крыла в плане, конфигурацию воздухозаборников и т.п. В феврале 1967 года был готов деревянный макет самолёта, и приступила к работе макетная комиссия.

В том же году начались продувки изготовленной в Летнянах модели в скоростной и штопорной трубах подмосковного «ЦАГИ». Продолжались подобные работы и в Чехословакии. К концу 1968 года весь комплекс аэродинамических исследований завершился.



Фото: Общий вид макета Л-39 в масштабе 1: 1.

Тем временем на заводе «Motorlet» шла подготовка к лицензионному производству советского двигателя, который получил местное обозначение AI-21W (W – «Walter»). Для начала было решено изготовить небольшую установочную серию таких двигателей. Несколько экземпляров из неё прошли испытания на стенде в Праге, а также на летающей лаборатории Ил-28 в НИИАИ. Так как исходный AI-25 развивал недостаточную тягу, чешские специалисты приступили к его модернизации. Вскоре было принято решение, что на серийные машины устанавливать двигатели более совершенной модификации AI-25ТЛ тягой 1720 кг, поставку которых возложили на Запорожский моторостроительный завод (ныне - ОАО «Мотор Сич»).

На Л-39С предусматривалась установка катапультного кресла ВС-1 разработанного в НИИАИ Иржи Матейчком. Помимо стреляющего механизма, кресло должно было оснащаться ракетным ускорителем, позволявшим производить катапультирование из самолёта, движущегося по земле. В 1967 году конструкторы изготовили несколько макетов ВС-1 и начали их наземные испытания. В следующем году выпустили несколько прототипов кресла, получивших обозначение ВС-1Б. Они не оснащались ускорителями, так как разработка этого агрегата отставала от графика. Тогда же начались их испытания на летающей лаборатории МиГ-15УТИ, с которой провели 50 катапультирований. Они показали, что кресло позволяет безопасно покинуть самолёт на высоте не менее 300 м, и его можно использовать на опытных образцах Л-39С. Помимо этого, проводились испытания других систем Л-39С.

Для проведения испытаний решили построить сразу 7 прототипов Л-39С. Из них пять: X-02, X-03, X-05, X-06, X-07 предназначались для лётных испытаний, а X-01 и X-04 - для статических и усталостных. Головным предприятием выступало авиапредприятие «Aero Vodochody», где изготавливали носовую и среднюю части фюзеляжа, а также вели окончательную сборку. Завод «Let» в Куновицах занимался крылом, а пражский «Rudy Lelov» отвечал за хвостовую часть фюзеляжа и оперение.



Фото: прототип Х-02.

Весной 1968 года был готов планер прототипа Х-02. К середине осени на Х-02 завершился монтаж оборудования и систем. Так как с поставкой АИ-25ТЛ запаздывали, на самолёт установили двигатель АИ-25W. 25 октября 1968 года состоялась выкатка машины. Начались её наземные испытания на заводском аэродроме, в ходе которых особое внимание уделялось работе силовой установки, шасси, системы управления, механизации крыла. Их проводил шеф-пилот «Аеро Vodochody» Рудольф Духонь. 28 октября 1968 года самолёт трижды разгоняли до скорости 175 км/ч с отрывом носового колеса. Пилот отметил хорошее поведение самолёта, эффективность тормозов, а также неожиданно хороший обзор из кабины.

После устранения некоторых замечаний Л-39С подготовили к первому полёту. На его борту была нанесена гражданская регистрация ОК-32 (затем изменённая на ОК-180). 4 ноября 1968 года Духонь впервые поднял самолёт в воздух. Взлёт происходил без выпуска закрылков. Их эффективность лётчик опробовал на высоте 1000 м и определил, что с выпущенной механизацией крыла, самолёт держится в воздухе на скорости всего 160 км/ч. В ходе первого полёта также опробовалась работа тормозных щитков, системы уборки-выпуска шасси, поведение двигателя на разных режимах. Посадка выполнена с закрылками во взлётной конфигурации. Полёт длился 35 минут.



Фото: Лётчик-испытатель Рудольф Духонь в кабине прототипа Х-02 перед первым полётом, 28 октября 1968г.

Буквально через 10 минут после приземления Духоню пришлось вновь поднимать самолёт в воздух. Дело в том, что на предприятие прибыли представители верховной власти страны, для которых устроили небольшое авиашоу с показом одиночного и группового пилотажа. В сопровождении одноместного Л-29А, Х-02 сначала прошёл на малой высоте и скорости с выпущенными тормозными щитками и с включёнными посадочными фарами, затем последовал ряд скоростных проходов, завершившихся эффектным набором высоты с выполнением боевого разворота. Все это произвело самое благоприятное впечатление на высоких гостей.

Фото: Прототип Х-02 приземляется после первого испытательного полёта



Фото: После первого официального полёта прототипа Х-02 слева направо: Ян Влчек, Рудольф Духонь и Чарльз Лонг

После этих полётов Х-02 вернули в цех где выполнили небольшую доработку системы управления. 2 декабря 1968 года состоялся показ самолёта представителям заказчика.

В целом испытания шли по намеченной программе. Выполнялись полёты на больших углах атаки, а также отработка некоторых фигур сложного и высшего пилотажа.

Проводились эксперименты по использованию противощтопорного парашюта в качестве тормозного, показавший недостаточную эффективность. Выполнялись взлёты и посадки с грунтовой полосы аэродрома НИАИ в Летнянах.

В один из дней подтвердилась хорошая управляемость Л-39С, самолёт совершил посадку при боковом ветре с порывами до 10-14 м/с. Периодически полёты прерывались для проведения очередных доработок. Например, была введена в строй система кондиционирования воздуха в кабине, а к весне 1969 года на самолёте установили новые корневые зализы крыла.

К тому времени работа силовой установки вызывала все большую обеспокоенность. В одном из полётов произошло несколько кратковременных помпажей, а 19 марта 1969 года во время пикирования после вывода из штопора произошло самовыключение двигателя. Проявив мастерство Духонь успешно посадил самолёт на аэродроме. Произошло разрушение лопаток турбины. Несмотря на этот инцидент, шеф-пилот в своём отчёте писал, что "общее впечатление о самолёте очень хорошее". Прежде всего, он отметил "лёгкую, без особенностей" посадку и замечательную манёвренность самолёта, указав, что "после доводки пилотажные свойства... будут выдающимися".

4 мая 1969 года Духонь поднял в воздух прототип Х-03, который также был оснащён двигателем AI-25W. Самолёт отличался размерами корневых зализов крыла, наличием боковых окон подпитки двигателя и переставным триммером стабилизатора. Затем «тройку» передали для продолжения программы испытаний в НИАИ. Вновь не обошлось без происшествий. В ходе одного из полётов был сорван фонарь задней кабины, который едва не задел хвостовое оперение.

Также на прототипе Х-03 были проведены испытания катапультного кресла ВС-1БРИ и выполнялись испытательные полёты в условиях обледенения



Рис: Прототип Х-03 на котором проводились испытания ВС-1БРИ.

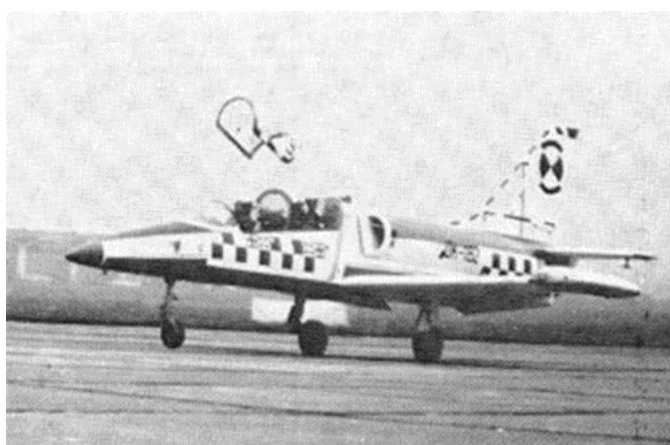
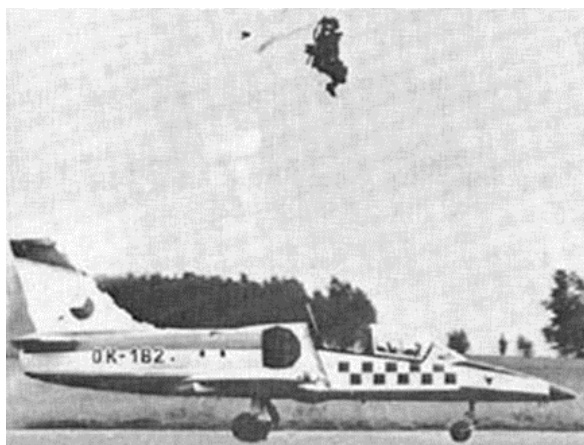


Фото: Испытания катапультного кресла.



Фото: Подготовка прототипа X-03 к испытательному полёту.



Фото: Испытание катапультного кресла ВС-1БРИ.

23 сентября 1969 года взлетел прототип Х-05, которым управлял лётчик-испытатель Духонь. Машина была оснащена двигателем того же типа, что и её предшественники, однако отличалась от них изменённой конструкцией воздухозаборников, формой корневых зализов крыла и наличием двух подкрыльевых узлов подвески вооружения. В ходе первых восьми полётов особое внимание обращалось на работу силовой установки.

Затем в октябре провели испытания самолёта на минимальных скоростях и снова столкнулись с помпажем двигателя.

Рис: Прототип Х-05.



В апреле 1970 года на Х-05 проводили испытания на поведение самолёта при выполнении комплекса фигур высшего пилотажа. В одном из полётов была достигнута большая перегрузка, которая привела к деформированию верхней обшивки крыла. Самолёт пришлось поставить на ремонт. Крыло отправили для восстановления на завод, а на самом Х-05 заменили двигатель, отработавший 50 часов. В июле 1970 года полёты возобновились. В очередной раз двигатель поменяли в конце августа.

В конце октября - начале ноября на этой машине провели 16 полётов для изучения штопора. Выполнив общей сложности 78 витков, лётчики пришли к заключению, что из штопора самолёта выводится легко, без запаздывания. В ходе этой программы немало неприятностей доставил двигатель, который пришлось менять дважды. До конца 1970 года на X-05 выполнили 159 полётов.

28 апреля 1970 года был поднят в воздух прототип X-06. Машина отличалась новыми воздухозаборниками, а также вспомогательной силовой установкой Сапфир – 5, выпускаемой по лицензии французской фирмой «Turbomeca». 1 июля 1970 года при заходе на посадку не вышла левая стойка шасси, лётчик-испытатель Властимил Давид несколько раз попытался «убрать-выпустить» стойку, после неудавшихся попыток выпустить шасси, он произвёл аварийную посадку на "брюхо". Расследование авиационного происшествия показало, что всему виной был заводской брак.



Фото: Прототип X – 06 после аварийной посадки «на брюхо».



Фото: Эвакуация прототипа X – 06 с места аварийной посадки.



15 декабря 1970 года взлетел прототип X-07. "Семёрка" изначально была рассчитана под двигатель АИ-25ТЛ, однако на первых порах на ней стоял все ещё АИ-25W. На этой машине в очередной раз изменили форму корневых зализов и установили зализы между законцовками крыла и размещенными на них топливными баками. На X-07 не нашли применения некоторые решения, отработывавшиеся на других прототипах, в частности, переставной стабилизатор. В июле 1971 года доработали систему управления. Для уменьшения усилий на ручке при отклонении руля высоты на угол более  $28^\circ$  установили специальный пружинный механизм, а для уменьшения нагрузок на педалях удлиннили на четверть сервокомпенсатор руля направления. Это позволило улучшить управляемость самолёта на взлёте.

В конце лета - осенью 1971 года X-05 и X-07 прошли войсковые испытания, совершив в общей сложности 115 полётов. Инженерно-технический состав за это время наработал 560 человеко-дней, что составило 39 человеко-часов на час полёта. Недаром говорится: "Успех в полёте – куётся на земле!". В ходе этих испытаний было отмечено, что в связи с возрастанием взлётной массы "семёрки" некоторые её характеристики по сравнению с другими прототипами несколько ухудшились, но в целом остались на приемлемом уровне.

В конце 1971 года из Запорожья прибыли долгожданные АИ-25ТЛ. Первым новым двигателем обзавёлся X-02 переоборудование которого завершили в начале 1972 года. Одновременно усилили конструкцию планера, провели некоторые другие доработки. К концу марта 1972 года АИ-25ТЛ установили и на X-07. При этом из-за большей массы нового двигателя сместился центр тяжести машины, что вынудило провести некоторую перекомпоновку электрооборудования, в частности, аккумулятор переместили в носовую часть фюзеляжа. После выполнения облёта лётчиками-испытателями их передали на войсковые испытания, которые завершились в начале 1973 года. Испытания показали, что увеличение тяги привело к заметному улучшению лётных характеристик. Новый двигатель отличался и лучшей газодинамической устойчивостью. Правда, продолжительность полёта несколько уменьшилась, но осталась на приемлемом уровне. На одной заправке Л-39 мог выполнить 14 семиминутных или 11 девятиминутных полётов по кругу, либо два 40-минутных полёта в пилотажную зону. Военные лётчики провели испытания X-07 на сваливание. Их результаты мало отличались от полученных на прототипе X-05. Перед сваливанием возникала предупредительная тряска самолёта и подёргивание ручки управления, с последующим сваливанием на нос с медленным плавным накрениванием.

Кроме того, на Х-02 и Х-07 в течение 1972 года провели ряд специальных испытаний. В частности, в начале осени на "двойке" опробовали работоспособность нового турбохолодильника системы кондиционирования. На «семёрке» проводилась обширная программа по проверке бортового радиоэлектронного оборудования.

В начале 1973 года Х-07 подготовили к отправке в СССР для проведения Госиспытаний в ГК НИИ ВВС. Машина к тому времени полностью соответствовала серийной конфигурации Л-39С (Свиспа - учебная). Её перекрасили, нанесли красные звезды и бортовой № 07. Оснастили необходимой контрольно-измерительной аппаратурой. Госиспытания в СССР начались в мае 1973 года. У советских лётчиков сложилось благоприятное мнение о машине. Они отмечали, что в целом Л - 39С соответствует требованиям для учебно-тренировочного самолёта. Среди положительных качеств самолёта особое внимание обращалось на: близость условий работы в кабинах инструктора и обучаемого как в кабинах боевых самолётов, отличный обзор с обоих рабочих мест, хорошую систему спасения, возможность запуска двигателя без помощи наземных устройств, а также обучения основам боевого применения и имитации (при убранных закрылках) захода на посадку на МиГ-21.

Были отмечены и недостатки, в том числе меньшая по сравнению с заданной дальность полёта, несколько повышенные посадочная скорость и длина пробега. Существенно отличались выводы советских и чешских лётчиков относительно штопорных характеристик машины. Проведённые по принятой в ГК НИИ ВВС методике испытания показали, что штопор у Л-39С имеет "нестабильный и неравномерный" характер, самолёт выводится из него обычно на третьем витке. Несмотря на выявленные недостатки Л-39С получил рекомендацию к принятию на вооружение ВВС СССР для оснащения им лётных училищ.

Рис: Прототип Х-07 проходивший испытания в СССР.



Получив замечания заказчика, разработчик приступил к их устранению. Особую важность в этом деле приобрело улучшение штопорных характеристик Л-39С. Работы проводились в течение 1974 года с использованием самолётов Х-02 и Х-07. Отрабатывались различные конструктивные решения, в том числе на «двойке» по бортам носовой части фюзеляжа были установлены специальные ребра. Хотя испытания показали, что эта доработка положительно сказалась на поведении машины, от её внедрения решили отказаться. В конечном итоге ограничились введением эксплуатационных ограничений по углу атаки и выработкой более совершенной методики вывода Л-39С из штопора.

Планировалось развернуть выпуск Л-39С ещё в 1971 году, однако при реализации этой программы столкнулись с весьма серьёзными трудностями.

Во-первых, ещё продолжались испытания опытных образцов, и типовая конструкция не была окончательно определена. Отставали от первоначальных сроков поставок двигатель АИ-25ТЛ.

В результате в 1971 году решили построить лишь установочную серию из десяти Л-39С, оснащённых АИ-25W, которую должно было принять МНО.

7 сентября 1971 года первая машина из этой партии поднялась в воздух, а 28 марта 1972 года пять самолётов поступили в Высшую лётную школу в Кошицах.

Как и предполагалось, после выработки ресурса АИ-25W Л-39С первых серий переоснастили АИ-25ТЛ. Произошло это в 1974 году. В том же году начался массовый выпуск Л-39С который продолжался до декабря 1999 года. В общей сложности было построено более 2950 экземпляров без учёта первых семи прототипов. Наиболее массовой модификацией стал учебный Л-39С, в количестве 2280 единиц. Из них ВВС СССР получили 2080 самолётов (последний - 25 января 1991 года).

В 1970 году началось проектирование прототипа Х-08 Л-39V (Viесna - буксировочная) - одноместного буксировщика мишеней КТ-04 заказанного МНО. В июле 1972 года завершилась постройка прототипа Х-08. В задней кабине устанавливалась буксировочная лебёдка, на которой было намотано 1700 м 5-миллиметрового стального троса. В действие её приводила воздушная турбина L-03 размещённая под фюзеляжем. Тормозными щитками самолёт не оснащался. Саму мишень КТ-04 создали на предприятии "Руде Летов" под руководством Яна Франца. Она представляла собой цельнометаллический летательный аппарат массой 110 кг, длиной 4,9 м. с размахом крыла 5,3 м и предназначалась для отработки стрельбы из пушек как экипажами самолётов, так и расчётами наземной ПВО. Перед взлётом установленная на тележке КТ-04 цеплялась за трос лебёдки при помощи специального захвата. Во время разбега дистанция между буксировщиком и мишенью составляла 100 м. При достижении скорости 230 км/ч на высоте 5 м тележка отделялась от КТ-04. Диапазон эксплуатационных высот полёта КТ-04 составлял 500-2500 м. Стандартная скорость буксировки - 500 км/ч. максимальная - 600 км/ч. Расстояние между самолётом и мишенью во время стрельбы - 1500 м. После выполнения упражнения КТ-04 отделялась от троса. На землю она спускалась на парашюте, а сама посадка происходила с использованием надувного амортизатора. После замены повреждённых частей мишень вновь была готова к применению.



Фото: L-39V (Viесna - буксировочная) - одноместный буксировщик мишеней КТ-04.

Заводские испытания Х-08 начались в октябре 1972 года и включали 45 полётов, в том числе 30 полётов с мишенью. Затем "восьмёрка" использовалась для изучения поведения самолёта на малых скоростях полёта, а также испытания

противообледенительной системы, оснащённой радиоизотопным датчиком обледенения РИО-3.

В июле-сентябре 1973 года проводились войсковые испытания Х-08 и КТ-04. Очевидно, они не принесли желаемых результатов, потому что через год такие испытания пришлось повторить. К тому времени лебёдку дополнил гидравлический отсекающий троса. Небольшую серию из восьми L-39V выпустили в 1976 году. Все они были приняты ВВС Чехословакии, но позднее два передали в ВВС Германской Демократической Республики.

На базе Л-39С было создано несколько экспериментальных машин. Одну из них использовали ВВС Чехословакии для испытаний в качестве самолёта-разведчика. Самолёт летал с подвесными разведывательными контейнерами местной разработки, оснащёнными четырьмя фотокамерами АФА-39. Дальнейшие развития эта работа не получила.



Фото: Опытный Л-39С с фотоконтейнером.

Планер ещё одного Л-39С подвергли прочностным испытаниям, по результатам которых удалось повысить назначенный ресурс с 3000 до 4500 ч.

В Советском Союзе один Л-39С использовался в ЛИИ им. М.М. Громова в 1981 -85 годах в качестве летающей лаборатории для отработки концевых аэродинамических поверхностей. Результаты работы нашли применение при создании лайнеров Ил-96 и Ту-204.

Фото: Л-39С летающая лаборатория в ЛИИ им. М.М. Громова.



### ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ И МОДЕРНИЗАЦИЯ Л-39С L-39ZO X-09

В 1973 году по заказу ВВС Ливии началась разработка учебно-боевого L-39ZO (Zagraniczny Obchod – вооружённый, экспортный вариант), который можно было использовать и для подготовки лётчиков, и в качестве лёгкого штурмовика. Машину оснастили четырьмя подкрыльевыми узлами подвески вооружения. Каждый внутренний узел подвески был рассчитан на 500 кг боевой нагрузки, внешний – на 250 кг, но в сумме самолёт мог поднять не более 1100 кг. Новый L-39ZO получил усиленные крыло и шасси. Лётные испытания прототипа X-09 лётчик Ю. Шоуц начал 25 июня 1975 года. В первую очередь уделялось внимание изучению поведения самолёта в воздухе при пуске НАР, влияния действия выхлопных газов ракет на работу двигателя, а также работе шасси при повышенных нагрузках. В целом, испытания дали очень хорошие результаты, хотя из-за возросшей взлётной массы L-39ZO его ЛТХ несколько ухудшились. Наиболее серьёзные проблемы во время испытаний X-09 возникли при отработке сброса 150-л и 350-л ПТБ, которые подвешивались под крылом. Оказалось, что после отделения они под воздействием набегающего потока начинали вращаться вокруг поперечной оси. Скорость и направление вращения зависели от действующих аэродинамических сил и моментов. Бывали весьма неприятные ситуации, когда бак словно прилипал к крылу, отказываясь падать, а однажды он остался висеть на пилоне вплоть до посадки и отвалился лишь при рулении. Проблему решили, оснастив ПТБ небольшим горизонтальным оперением, которое создавало пикирующий момент.

Испытания L-39ZO завершились в июне 1976 года. В общей сложности построили 347 таких машин.

Фото: L-39ZO ВВС Ливии.



### L-39ZA X-11

В 1974 году по заданию МНО начались работы над ещё одним учебно-боевым вариантом Л-39, получившим обозначение L-39ZA (расшифровка аббревиатуры в источниках не даётся). В отличие от предшественника, этот самолёт оснастили 23-мм пушкой ГШ-2-23 которую установили в носовой части фюзеляжа под кабиной и закрыли обтекателем. При этом пришлось внести необходимые изменения в конструкцию фюзеляжа и расположение нескольких антенн, выполнить обшивку створок ниши передней опоры шасси из легированной стали для защиты от горячих пороховых газов, в очередной раз усилить шасси и оснастить его более широкими пневматиками.

16 мая 1977 года лётчик-испытатель Шоуц поднял в воздух X-11. В том же году эта машина в бело-сером камуфляже с гражданской регистрацией ОК-НХА была отправлена на выставку в Ле-Бурже. Она демонстрировалась без пушки, с подвешенными на внутренних пилонах 350-л ПТБ или с одним баком и разведывательным контейнером ПФК-5. Самолёт показали, как в статической экспозиции, так и в полёте с выполнением комплекса фигур высшего пилотажа. Затем X-11 прошёл войсковые испытания в авиашколе в Кошице. Серийное производство L-39ZA началось в 1980 году.

Фото: Самолёт L-39ZA X-11 на аэрокосмическом салоне в Ле-Бурже. Июнь 1977 год.



Фото: L-39ZA ВВС Словакии.



Фото: L-39ZA ВВС Чехии.



Авиапредприятие «Аеро Vodochody» добились очень скромных успехов при сбыте новейших модификаций Л-39. Во многом это объясняется наличием в эксплуатации большого количества Л-39, располагающих немалым потенциалом для модернизации. Более того, многих владельцев самолётов вполне устраивало обычное продление ресурса планера, за счёт традиционных ремонтных работ при минимальных финансовых затратах. В результате в различных странах появилось несколько программ, реализация которых могла позволить продлить жизненный цикл Л-39 на многие годы.

На родине самолёта МНО и «Аеро Vodochody» подписали в июне 1999 года соглашение о проведении капитального ремонта и модернизации восьми Л-39 поздних серий чешских ВВС. После этого были проведены замены носовой и задней частей фюзеляжа, крыла, а также некоторых систем и элементов оборудования. Ресурс планера удалось довести до 4500 ч. Подобные работы «Аеро Vodochody» провели и на восьми венгерских машинах, переданных заказчику 25 августа 2005 года.

Модернизация словацких Л-39 была проведена авиаремонтным предприятием в Тренчине. В 1996-97 годах на шести Л-39 из 1-й и 4-й серий, выпущенных с 1973 по 1975 год, выполнили первый этап работ по повышению ресурса планера. При этом самолёты получили новые носовые части, взятые от недостроенных машин. В 1999-2000 годах подобную процедуру прошли два L-39V. В те же годы все Л-39 вновь прибыли в Тренчин для прохождения второго этапа модернизации. На сей раз была произведена замена хвостовых частей и крыльев.



После этого на машинах заменили бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО) и авиационное оборудование. В том числе был установлен радионавигационный комплекс Collins ProLine II, приёмник системы TACAN AN/ARN- 153(V), радиокompас ADF-462, приёмник спутниковой системы GPS. Модернизированные самолёты получили обозначение L-39CM. Головной (борт 0111) поднялся в воздух 26 августа 2003 года под управлением экипажа в составе лётчиков Й. Келло и Р. Розенберга.

В России разработана собственная программа многоэтапной модернизации Л-39С. Предусмотрено усиление конструкции планера и доведение его ресурса до 10000 ч. а также установка под крылом четырёх пилонов, что позволит увеличить боевую нагрузку с 250 до 900 кг. Самолёт предстояло оснастить современным катапультным креслом К-93 (К-36ЛТ) новым комплексом связи и новым БРЭО, включая навигационный комплекс НК-39, системы видеорегистрации СВР-39 и отображения информации СОИ-39. Намечен выпуск комплекта запчастей на российских предприятиях. Обновлённому самолёту присвоили обозначение Л-39MT, однако этот проект остался на бумаге, поскольку командование ВВС России разработало программу по замене Л-39С новыми Як-130.

## ЛЕТАЮЩАЯ ПАРТА Л-39С

География Л-39 оказалась весьма широкая. Самолёта Л-39 в основном использовался по своему прямому назначению. Нередко в качестве инструкторов выступали советские или чешские лётчики. Например, в Ливии с апреля 1978 года по июнь 1981 года работали 10 специалистов из Чехословакии (пилоты и техники). Об интенсивности их работы можно судить по налёту лётчика-инструктора Штефана Зупко, который за это время совершил 1302 полёта общей продолжительностью 511 ч 25 мин. Эксплуатация Л-39 в суровых условиях Северной Африки (высокие температуры, песчаные бури и т.п.) показала неприхотливость и живучесть. Серьёзное лётное происшествие за упомянутый период произошло лишь одно, 5 июля 1979 года из учебного полёта не вернулся самолёт с чешским инструктором и ливийским курсантом. Самолёт нашли на следующий день на морском берегу в глубокой воронке, заполненной водой. По свидетельствам очевидцев, самолёт неожиданно вошёл в пикирование, из которого уже не вышел. Причины катастрофы, а также вопрос, почему никто из экипажа не попытался катапультироваться, остались невыясненными.

Фото: L-39 ZO ВВС Ливии.



В Афганистане в обучении курсантов принимали участие советские инструкторы. Первые 12 Л-39С появились в Афганистане 2 октября 1977 года. С 23 сентября по 2 октября 1977 года чешские лётчики перегнали их по маршруту протяжённостью 5042 км. Маршрут пролёт из Водоходов до Мазари-Шарифа через Кошице, Львов (Скнилов), Киев (Жуляны), Донецк, Краснодар, Махачкалу, Красноводск, Ашхабад, Чарджоу и Ташкент. Технические специалисты сопровождали группу на Ан-24. Перелёт прошёл без единого происшествия за 12 ч 15 мин лётного времени. По имеющимся сведениям, это был самый дальний групповой перелёт Л-39С.

Лётно-техническая школа в Мазари-Шарифе была создана ещё в 1957 году, но ко времени появления там Л-39С в ней обучалось всего 22 курсанта-лётчика. Учиться пилотированию им предстояло в 393-м УАП. Через год после революции правительство Афганистана преобразовало школу в училище ВВС и ПВО. Недосток местных преподавателей был компенсирован за счёт большого количества советских специалистов. Советником командира 393-го УАП стал м-р В.А. Пехотин. Надо сказать, что афганская программа подготовки лётчиков заметно отличалась от существовавшей в то время в Советском Союзе. После трёх лет обучения молодых пилотов выпускали на Л-39С, затем переучивали на МиГ-17, считавшийся переходной машиной перед МиГ-21. Осваивать который лётчики отправлялись в СССР. Советские офицеры предлагали осваивать МиГ-21 сразу после Л-39С, в соответствии с принятой в Союзе методикой. Афганцы не соглашались. Как пишет бывший военный советник заместителя начальника училища В.И. Аблазов. Однажды командующий ВВС ДРА Мир Гаусуддин вспомнил об этих предложениях, глядя на проходивший мимо караван кочевников. «Ваши дети рождаются под шум телевизора, не умея говорить, уже умеют включать свет и магнитофон, дёргают руль автомобиля. Когда они вырастают, им не трудно оторваться от одной ручки управления и взяться за другую.

Наши дети отрываются от хвоста ишака или верблюда, от подола мамы, и вы хотите посадить их сразу в кабину современного самолёта? Не торопите и не торопитесь". С такими аргументами трудно было не согласиться.

Рис: Л-39С ВВС Афганистана.

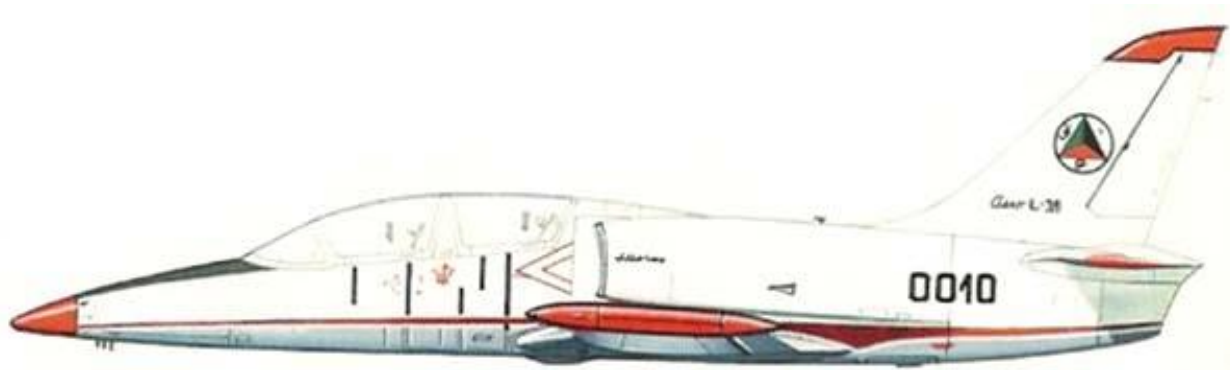


Фото: Л-39С 393 УАП Мазари-Шариф. Афганистан 1979 год.



В Советском Союзе Л-39С стал одним из самых массовых военных учебных самолётов. Машина быстро прижилась, "обрусела". Латинское "L" в обозначении её типа сразу же заменили на кириллическую "Л". Указывавшая на учебный вариант буква "С" и вовсе исчезла, т.к. в СССР эксплуатировались машины только одной модификации. Да и собственное имя "Альбатрос" авиаторы использовали куда реже сленгового прозвища «элка». Самолёты поступили в большинство лётных училищ: Черниговское, Качинское и Харьковское, которые специализировались на подготовке лётчиков для фронтовой истребительной авиации; Армавирское (истребители ПВО); Ейское и Борисоглебское (истребители-бомбардировщики), Барнаульское (фронтовая бомбардировочная авиация), Тамбовское (дальняя авиация), Краснодарское (готовило лётчиков для стран Азии и Африки). Численный состав учебных полков был значительно выше боевых, и в некоторых из них количество Л-39С превышало сотню. Л-39С также эксплуатировались несколькими

Центрами боевой подготовки и переучивания лётного состава, Отдельным учебно-испытательным полком Центра подготовки космонавтов СССР (аэродром Чкаловская), подразделениями ГК НИИ ВВС. Несколькими полками штурмовиков Су-25, где Л-39С выполняли роль "спарок" до поступления двухместных Су-25УБ. В этом качестве несколько советских Л-39С побывало на войне в Афганистане. Небольшое количество Л-39С было передано аэроклубам и учебным центрам ДОСААФ. Также Л-39С располагал ЛИИ МАП (подмосковный Жуковский). Там Л-39С использовали как летающие лаборатории, но и в качестве самолётов сопровождения (например, во время полётов аналога ВКС Буран), а также в Школе лётчиков-испытателей.

В Советском Союзе в роли первопроходца при освоении Л-39С оказался возглавляемый полковником Д.И. Боряковым 105-й УАП Черниговского высшего военного авиационного училища лётчиков (ЧВВАУЛ), базировавшийся на аэродроме Конотоп.





Рис: Л-39С ВВС СССР.

20 октября 1973 года группа из 8 офицеров во главе с заместителем командира полка майором Ш.Н. Шамсутдиновым убыла в Чехословакию для изучения новой техники. Чешские пилоты перегоняли самолёты в Ивано-Франковск, а уже оттуда машины под управлением лётчиков полка перелетали на базу 105-го УАП. Первый Л-39С встретили в Конотопе 29 апреля 1974 года.

Среди первых, переучившихся на Л-39С лётчиков-инструкторов были П.А. Леонтьев, Н.С. Сапончик, А.П. Холупов, И.П. Федоренко, А.Т. Филичкин.

Среди техников - В.И. Баско, В.П. Садиков, Н.К. Панюта, А.И. Яковина. Переучивание завершилось к концу года и прошло без авиационных происшествий.

Самолёт практически во всех отношениях превзошёл своего предшественника Л-29 и быстро завоевал симпатии лётного и технического составов.

Новая "элка" отличалась прекрасным обзором с рабочих мест, комфортными условиями в кабине: удобное кресло, прекрасная система кондиционирования, приятная окраска, удачная эргономика.

## Л-39С В ЛОКАЛЬНЫХ КОНФЛИКТАХ

Начавшаяся в Афганистане война вносила свои коррективы в жизнь 393-го УАП. Эпизодически Л-39С, которые пилотировали как афганские, так и советские инструкторы, привлекались для выполнения боевых заданий. Например, с 24 по 30 августа 1979 года они совершили 11 боевых вылетов для нанесения ударов по наземным целям с помощью бомб и НАР. Нередко учебные полёты совмещались с разведкой окрестностей Мазари-Шарифа. Первый выпуск лётчиков на Л-39С состоялся в августе 1979 года. Закончить училище смогли 15 человек. Средний налёт каждого из них составил 77 часов (из них 22 самостоятельно) при 308 посадках.

Фото: Л-39С ВВС Афганистана.



В Эфиопии Л-39С состояли на вооружении двух эскадрилий, в том числе 16-й учебно-тренировочной, которую регулярно привлекали к выполнению боевых задач. Сначала она воевала в Эритрее, а затем приняла участие в гражданской войне на территории Эфиопии. Когда в мае 1991 года повстанцы, сражавшиеся против режима Менгисту Хайле Мариама, подошли к Аддис-Абебе, лётчики Л-39С защищали столицу вплоть до её падения. После этого до полусотни самолётов и вертолётов перелетели в соседний Джибути. Среди них был один Л-39С. В 1993 году Эритрея выделилась в отдельное государство, и новые эфиопские власти оказали помощь своим недавним союзникам в антидиктаторской борьбе, организовав обучение их лётчиков на Л-39С.

Но вскоре в 1998 года между соседями вспыхнула война из-за территориальных споров. Участие Л-39С в этих боях не отмечено. Однако во время учебных полётов Л-39С регулярно подвергались обстрелу собственной ПВО, так как наземные наблюдатели путали их с итальянскими MB339, состоявшими на вооружении ВВС Эритреи. Один такой инцидент произошёл 13 ноября 1998 года в районе аэродрома Мекеле был сбит Л-39С в кабине которого погибли капитан эфиопских ВВС Эндегена Тадэссе и российский инструктор, имя которого в прессе не называлось.

### НАШИ ДНИ

Л-39 состоит на вооружении более чем 30 стран мира, в том числе и в ВВС Российской Федерации. В Краснодарском высшем военном авиационном училище лётчиков используется как основной самолёт для первоначальной лётной подготовки курсантов. В настоящее время проводится плановая замена Як-130 на Л-39С.





Новым явлением в истории самолёта стало появление Л-39 у частных владельцев. В Чехии первый частный Л-39С поднялся в воздух 13 августа 2004 года. Самолёт был куплен в Украине и ранее эксплуатировался в Черниговском лётном училище. Его отремонтировала и переоборудовала группа энтузиастов. С машины демонтировали пилоны, ряд военных систем и установили оборудование, позволяющее летать на международных авиатрассах. Самолёт выкрасили в чёрный цвет, а на борт нанесли гражданскую регистрацию ОК- JE





## ПИЛОТАЖНЫЕ ГРУППЫ НА Л-39С

**«Русь»** — авиационная группа высшего пилотажа, созданная на базе Вяземского учебного авиационного центра ДОСААФ в 1987 году. Пилотажная группа выступает на реактивных учебно-тренировочных самолётах Л-39С.



**«Белая Русь»** — пилотажная группа ВВС и войск ПВО Республики Беларусь, выполняющая пилотаж на учебно-боевых самолётах Л-39С «Альбатрос».



**Baltic Bees («Балтийские Пчёлы»)** — пилотажная группа из Латвии, базирующаяся в г. Тукумс. Пилоты «Baltic Bees» выступают на учебно-тренировочных самолётах Л-39С.



**«Патриоты» (англ. Patriots Jet team)** — частная пилотажная группа, спонсируемая компанией Fry's Electronics. Группу организовал бывший пилот United Airlines Рэнди Хоуэлл.



«Брайтлинг» (фр. **Breitling**) — частная пилотажная группа, спонсируемая компанией Breitling, выпускающей одноименные часы.



Авиагруппа является самой крупной гражданской командой высшего пилотажа в Европе. Базируясь на военной базе во французском Дижоне, группа летает на семи учебно-тренировочных самолётах Л-39С.

**Black Diamond Jet Team** - частная пилотажная группа с участием пяти Л-39С и один Т-33, все окрашены в отличительные арктической камуфляж окраски. Пилотируют бывшие военные лётчики истребительной авиации из ВМС США и ВВС.



## МОДИФИКАЦИИ

L-39C — стандартная модификация учебно-тренировочного самолёта для начальной и основной лётной подготовки. Чаще всего в стандартной модификации буквенное обозначение «С» не используется.

L-39ZO — модификация учебно-тренировочного самолёта, которую можно использовать и в качестве лёгкого штурмовика, для чего имеются четыре подкрыльевых узла подвески вооружения.

L-39ZA — дальнейшее развитие L-39ZO с установкой под фюзеляжем двуствольной пушки ГШ-23.

L-39V — буксировщик воздушных мишеней.

Л-39Д — модификация с установленным БУР "Тест-1" взамен САРПП-12. Дополнительно устройство БУР "Тест-1" выполняет регистрацию звуковой информации в объёме 5 часов и оснащён эксплуатационным накопителем.

L-39MS (L-59 Super Albatross) — модификация с новым турбореактивным двигателем модульной конструкции ДВ-2, имеющим тягу 2200 кг, катапультируемыми креслами класса «0-0» и новым электронным оборудованием. Первый полёт совершил в 1986 году. Произведено 80 единиц.

Л-39М1 — украинская модернизация Л-39: замена двигателя АИ-25ТЛ на модернизированный АИ-25ТЛШ (увеличена тяга с 1720 до 1850 кг и вдвое (с 8-12 секунд до 5-6 секунд) уменьшилось время приёмистости), усовершенствована система управления силовой установкой и бортовым аварийно-эксплуатационным регистратором полётной информации с дополнительными датчиками и устройствами.

Aero L-159 «ALCA» — чешский учебно-тренировочный и учебно-боевой самолёт (лёгкий многоцелевой штурмовик). Самолёт создан на базе L-59 и является дальнейшим развитием L-39 «Albatross».

Л-39 состоит на вооружении более чем 30 стран мира, годы эксплуатации показали, что удалось создать очень удачный самолёт. Тысячи пилотов во всём мире любят Л-39 так как благодаря этому самолёту они осваивали азы лётного мастерства, и стали лётчиками. Л-39 по праву называется «летающей партией». Самолёт имеет потенциал для модернизации. Системы самолёта и двигателя, планера Л-39 постоянно совершенствуется, и это позволит ещё долгое время оставаться в строю ВВС многих стран мира.

## История самолёта Л-39 продолжается!

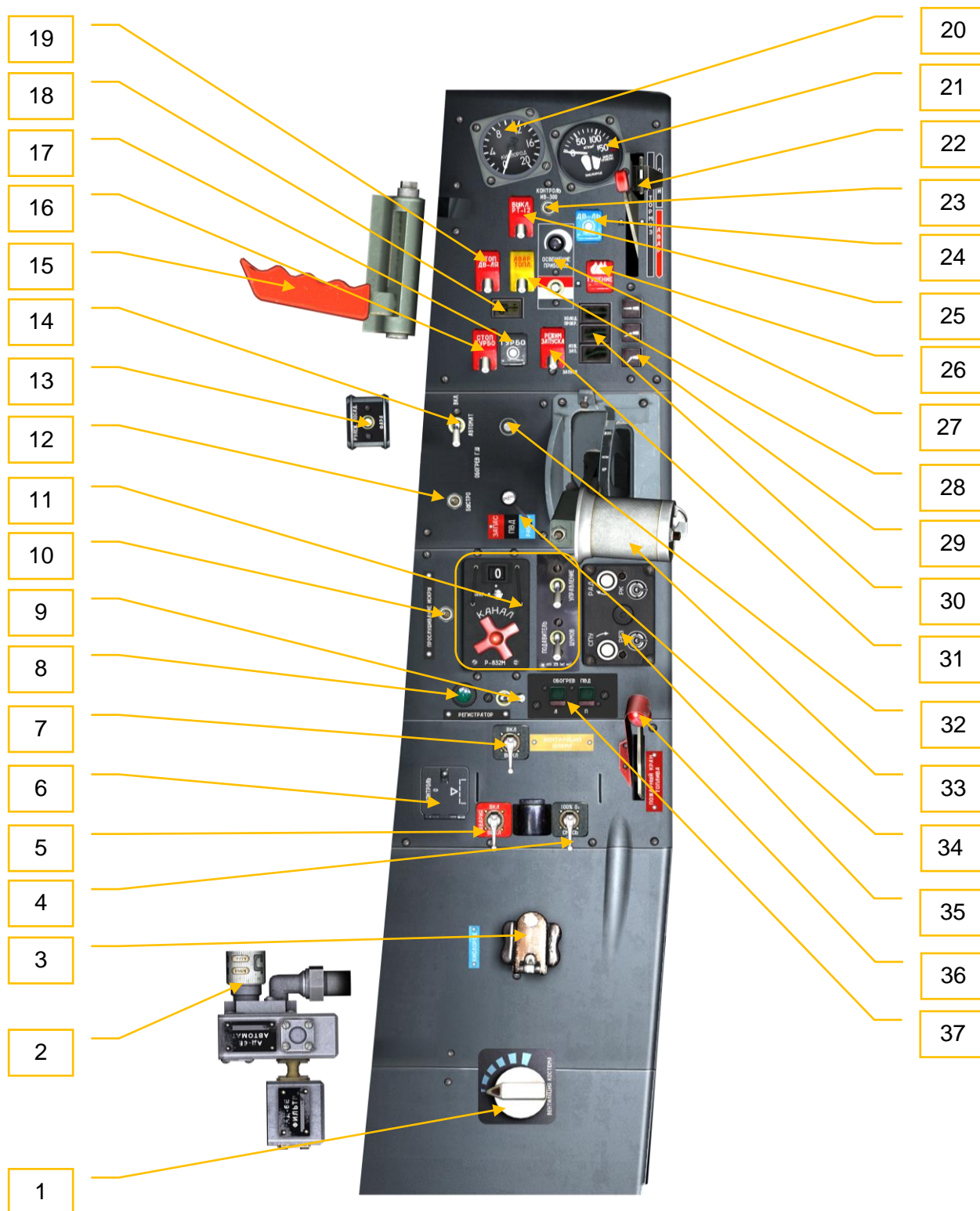
**ИСТОЧНИКИ:**

- <http://www.l-39.cz>
- <http://ezydrive.ru>
- <http://www.airliners.net>
- <http://www.airwar.ru>
- <http://theworldofmark.com>
- <http://aerobaticteams.net>
- <http://letaem-vmeste.livejournal.com>
- <http://airspotter.eu>
- <https://ru.wikipedia.org>
- <http://militarizm.livejournal.com>
- <http://karopka.ru>
- <http://www.planephotos.net>
- <https://westcoastjetfighters.com.au>
- <http://www.razlib.ru>

## 2.ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЁТА Л-39С

ОБОРУДОВАНИЕ ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ

ЛЕВАЯ ПАНЕЛЬ

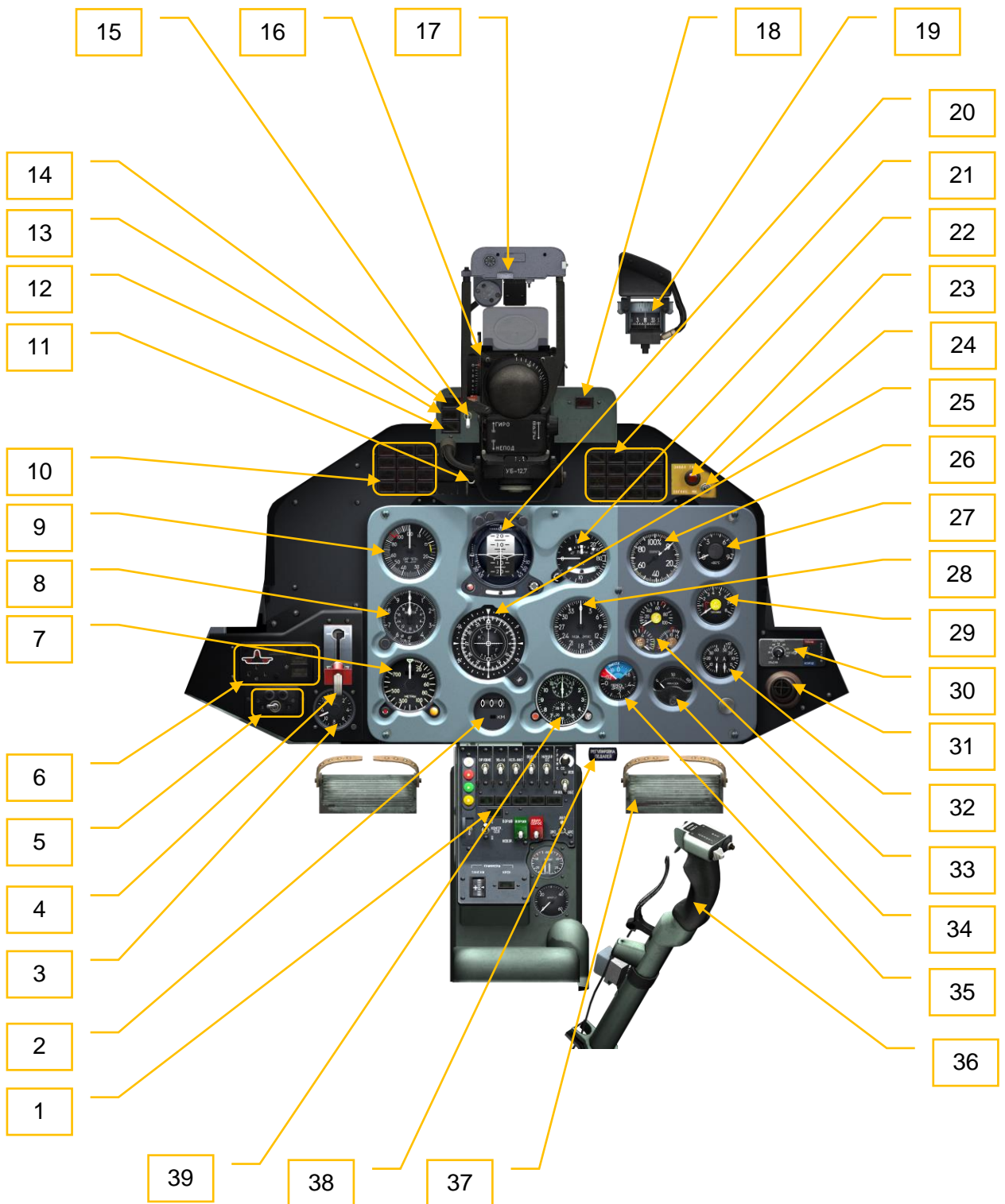




1. Кран вентиляции костюма (не задействован).
2. Автомат давления АД-6Е – регулирует давление воздуха в камерах противоперегрузочного костюма (не задействован).
3. Вентиль кислородной системы.
4. Регулятор подачи кислорода «РПК-52 СМЕСЬ-100%».
5. Регулятор подачи кислорода «РПК-52 АВАРИЯ».
6. Лючок контроль O<sub>2</sub>, под которым находится кнопка РПК-52 включения большой подачи кислорода (не задействована).
7. Рукоятка крана вентиляции шлема (не задействована).
8. Сигнальная лампа системы автоматической регистрации параметров полёта (САРПП).
9. Выключатель САРПП «РЕГИСТРАТОР».
10. Кнопка «ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ».
11. Пульт управления радиостанцией Р-832М.
12. Кнопка «БЫСТРО ОБОГРЕВ ГШ» (не задействована).
13. Переключатель фар «РУЛЕЖ-ПОСАД».
14. Переключатель обогрева смотрового стекла гермошлема «АВТОМАТ– ВКЛ» (не задействован).
15. Ручка управления замками фонаря.
16. Выключатель «СТОП-ТУРБО».
17. Кнопка «ТУРБО».
18. Табло сигнализации подключения наземного источника питания.
19. Выключатель «СТОП ДВ – ЛЯ».
20. Манометр избыточного давления М-2000 (не задействован).
21. Индикатор кислорода ИК-52.
22. Ручка крана аварийного торможения и стояночного тормоза.
23. Кнопка контроля работы измерителя вибрации двигателя «ИВ-300».
24. Кнопка «ДВ – ЛЬ».
25. Выключатель регулятора температуры «РТ-12».
26. Кнопка «ТУШЕНИЕ».
27. Панель управления подсветом приборов с переключателем с красного света на белый и реостатом регулировки яркости подсвета.
28. Выключатель «АВАР. ТОПЛИВО».
29. Кнопки управления закрылками.
30. Сигнальные табло контроля положения закрылков.
31. Переключатель «ЗАПУСК – ЛОЖ. ЗАП. – ХОЛОД. ПРОКР».

32. Ручка реостата обогрева смотрового стекла гермошлема (не задействована).
33. Рычаг управления двигателем.
34. Переключатель с основного на запасной приёмник воздушного давления.
35. Пульт управления самолётным переговорным устройством СПУ-9.
36. Ручка управления пожарным краном.
37. Лампы-кнопки включение обогрева приёмников воздушного давления (ПВД).

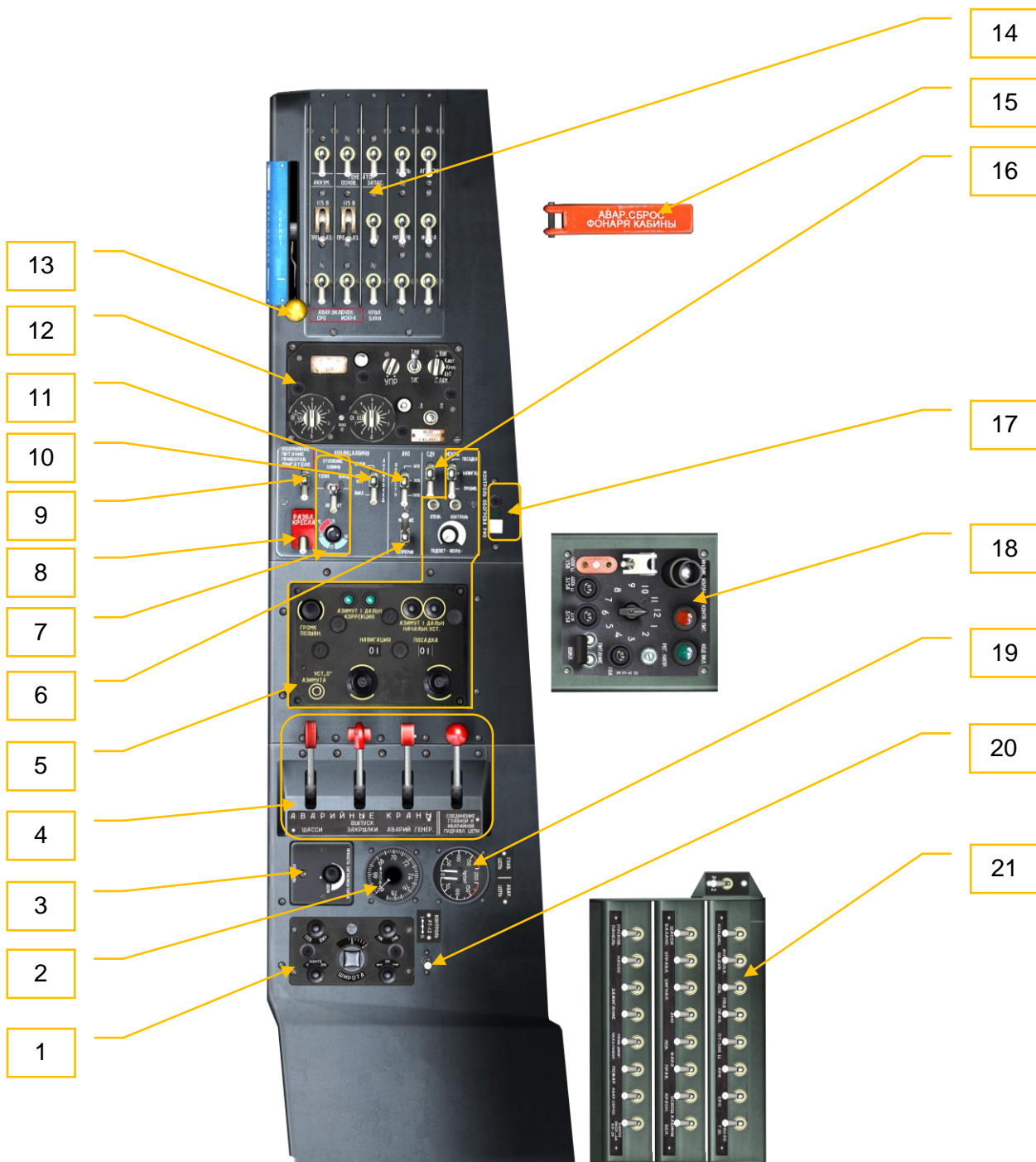
ЦЕНТРАЛЬНАЯ ЧАСТЬ



1. Средний пульт управления.
2. Указатель дальности ППД-2.
3. Акселерометр.
4. Переключатель управления шасси.
5. Переключатель «Д-Б».
6. Пилотажно – посадочный сигнализатор (ППС).
7. Радиовысотомер РВ-5М.
8. Барометрический высотомер ВД-20.
9. Указатель скорости и числа М полёта КУСМ-1200.
10. Аварийное табло.
11. Лампа аварийного освещения
12. Резервный сигнал. (в сигнализации не задействован).
13. Сигнал «ОПАСНАЯ ПЕРЕГРУЗКА».
14. Сигнал «ГОТОВ».
15. Выключатель «АВАР ОСВЕЩЕН».
16. Авиационный прицел АСП-ЗНМУ.
17. Фотоконтрольный прибор ФКП – 2 - 2
18. Сигнализатор опасных режимов.
19. Магнитный компас КИ-13.
20. Контрольно – пилотажный прибор (КПП).
21. Информационное табло.
22. Вариометр – указатель поворота и скольжения.
23. Сигнальная лампа «ЗАВАЛ ГА».
24. Кнопка «СОГЛАС. МК».
25. Навигационно – пилотажный прибор НПП.
26. Указатель оборотов двигателя ИТЭ-2.
27. Указатель температуры выходящих газов двигателя ТСТ-2
28. Радиокомпас РКЛ-41.
29. Указатель топливомера.
30. Панель регулирования температуры воздуха в магистрали индивидуальной вентиляции лётчика и в магистрали вентиляции костюма лётчика с переключателем «ТЕПЛО – ХОЛОД – АВТОМАТ» и с датчиком температуры (не задействован).
31. Насадок индивидуальной вентиляции обдува лица лётчика (не задействован).
32. Вольтамперметр.
33. Трёхстрелочный указатель давления топлива, масла и температуры масла.
34. Указатель вибрации двигателя ИВ-200.

35. Указатель высоты и перепада давления в кабине.
36. Ручка управления самолётом.
37. Педали
38. Ручка регулировки педалей по росту лётчика (не задействована).
39. Авиационные часы АЧС-1М.

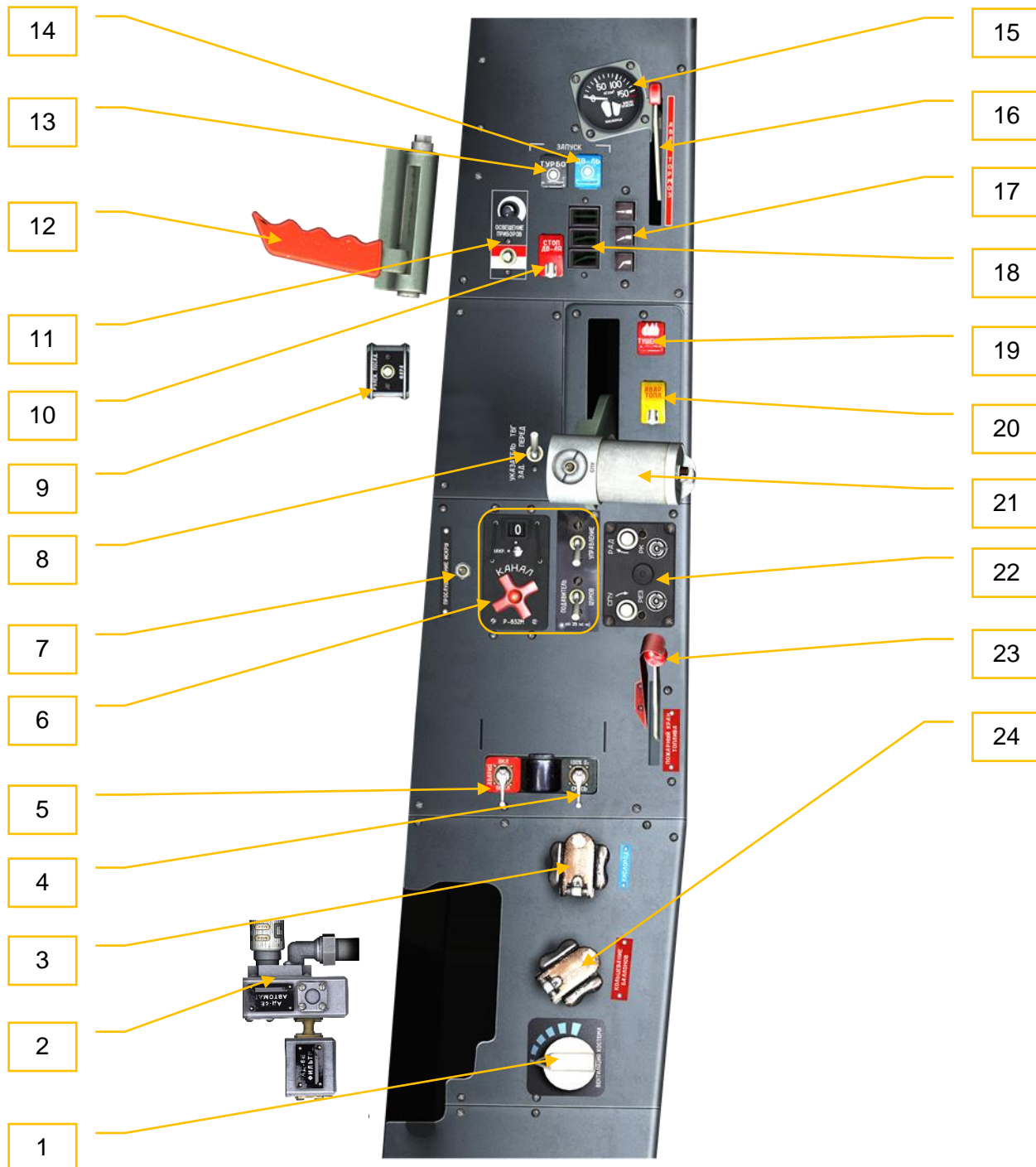
ПРАВАЯ ПАНЕЛЬ



1. Пульт управления курсовой системой ГМК – 1АЭ.
2. ЗДВ-30.
3. Кнопка «КОНТРОЛЬ» с реостатом «ЯРКОСТЬ СИГНАЛИЗАЦИИ».
4. Краны аварийной гидросистемы
5. Пульт управления РСБН-5С.
6. Переключатель АНО «МИГНИЕ – ВЫКЛ – НЕПРЕРЫВ».
7. Панель регулирования температуры воздуха в кабине с переключателем «ТЕПЛО – ХОЛОД – АВТОМАТ» с датчиком температуры (не задействован).
8. Выключатель «РАЗБЛ. КРЕСЛА» (не задействован).
9. Выключатель «АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ».
10. Переключатель антиобледенительной системы.
11. Переключатель АНО «ЯРКОСТЬ 30% - 60% - 100%».
12. Пульт управления радиоконпасам РКЛ-41.
13. Ручка «ГЕРМЕТ-КЛИМАТИЗАЦИЯ».
14. Основной распределительный электрощиток.
15. Ручка аварийного сброса фонаря.
16. Выключатель системы директорного управления (СДУ).
17. Кнопка и сигнальная лампа проверки цепи обогрева датчика индикатора обледенения РИО-3 на земле.
18. Пульт управления самолётного радиолокационного ответчика (не задействован).
19. Двухстрелочный манометр основной и аварийной гидросистемы.
20. Переключатель «КОНТРОЛЬ РТ-12».
21. Вспомогательный распределительный щиток.

ОБОРУДОВАНИЕ ЗАДНЕЙ КАБИНЫ

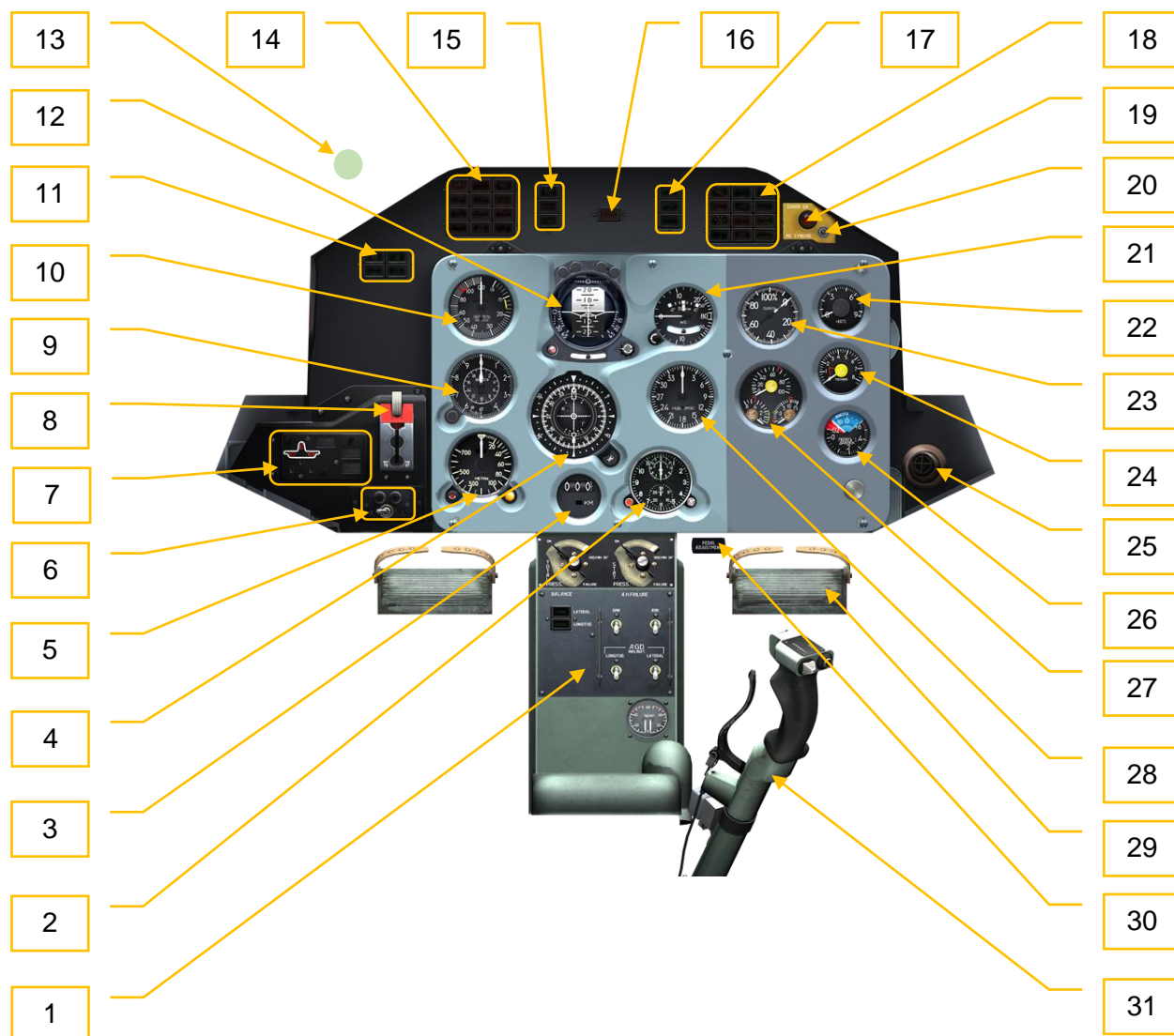
ЛЕВАЯ ПАНЕЛЬ





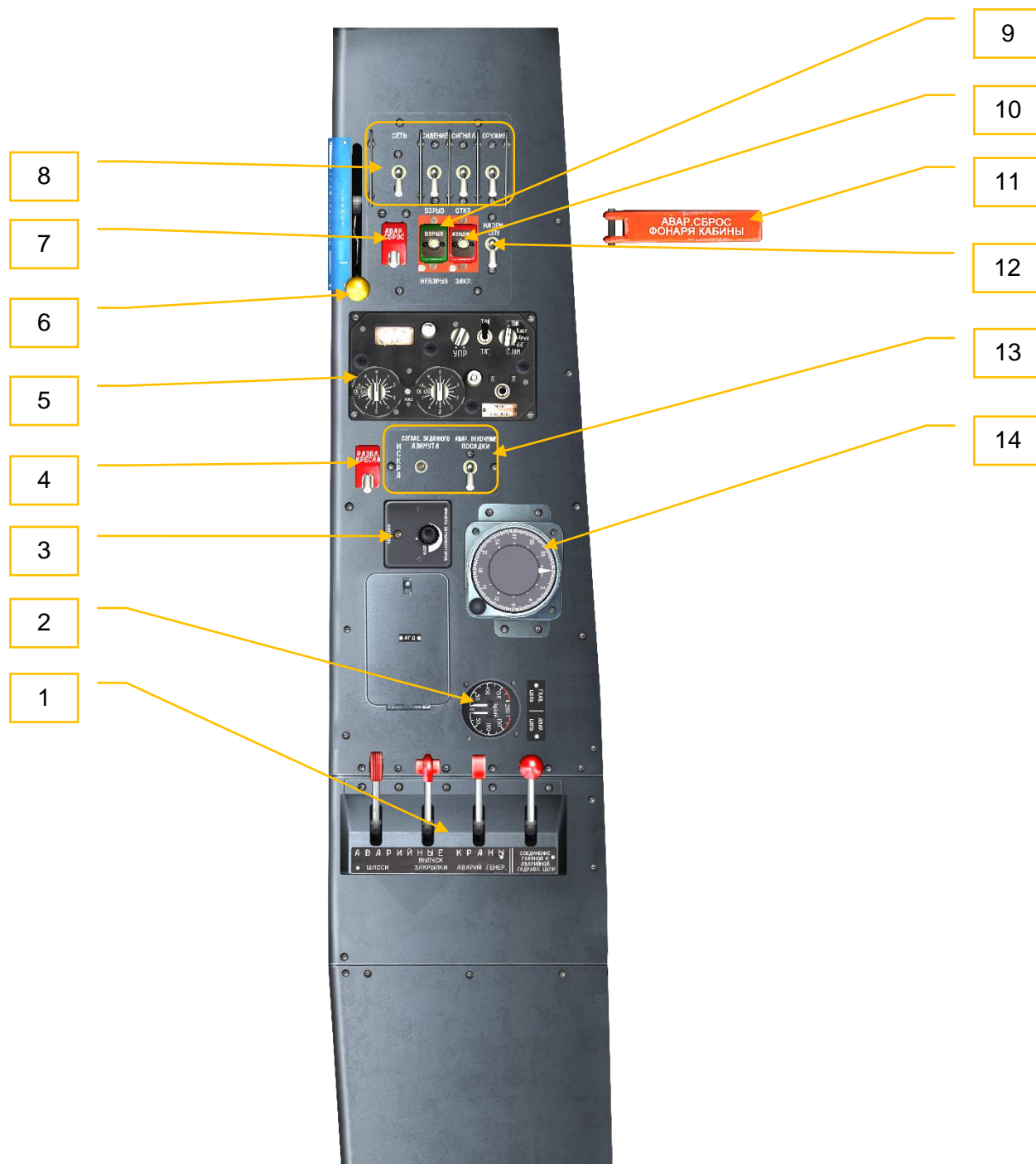
1. Кран вентиляции костюма (не задействован).
2. Автомат давления АД-6Е (не задействован).
3. Вентиль кислородной системы.
4. Регулятор подачи кислорода РПК-52 СМЕСЬ-100%.
5. Регулятор подачи кислорода РПК-52 АВАРИЯ.
6. Пульт управления радиостанцией Р-832М.
7. Кнопка «ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ».
8. Переключатель «УКАЗАТЕЛЬ ТВГ ЗАД. ПЕРЕД».
9. Переключатель фар РУЛЕЖ-ПОСАД.
10. Кнопка «СТОП ДВ – ЛЯ».
11. Панель управления подсветом приборов с переключателем с красного света на белый и реостатом регулировки яркости подсвета.
12. Ручка управления замками фонаря.
13. Кнопка «ТУРБО».
14. Кнопка «ДВ – ЛЬ».
15. Индикатор кислорода ИК-52.
16. Ручка крана аварийного торможения.
17. Кнопки управления закрылками.
18. Сигнальные табло контроля положения закрылков.
19. Кнопка «ТУШЕНИЕ».
20. «АВАР. ТОПЛИВО».
21. Рычаг управления двигателем.
22. Пульт управления самолётным переговорным устройством СПУ – 9.
23. Ручка управления пожарным краном.
24. Вентиль кольцевания кислородных баллонов.

ЦЕНТРАЛЬНАЯ ЧАСТЬ



1. Средней пульт
2. Авиационные часы АЧС-1М.
3. Указатель дальности ППД-2.
4. Навигационно – пилотажный прибор (НПП).
5. Радиовысотомер РВ-5М.
6. Переключатель Д – Б.
7. Пилотажно – посадочный сигнализатор (ППС).
8. Переключатель управления шасси.
9. Барометрический высотомер ВД-20.
10. Указатель скорости и числа М полёта КУСМ -1200
11. Табло вооружения
12. Контрольно – пилотажный прибор КПП.
13. Ручка управления шторкой.
14. Аварийное табло.
15. Табло вооружения
16. Сигнализатор аварийных режимов.
17. Табло вооружения
18. Информационное табло.
19. Сигнальная лампа «ЗАВАЛ ГА».
20. Кнопка «СОГЛАС МК»
21. Вариометр – указатель поворота и скольжения.
22. Указатель температуры выходящих газов двигателя ТСТ-2
23. Указатель оборотов двигателя ИТЭ-2.
24. Указатель топливомера.
25. Насадок индивидуальной вентиляции обдува лица лётчика (не задействован).
26. Указатель высоты и перепада давления в кабине УВПД.
27. Трёхстрелочный указатель давления топлива, масла и температуры масла.
28. Указатель радиокompаса РКЛ-41.
29. Педали
30. Ручка регулировки педалей по росту лётчика (не задействована).
31. Ручка управления самолётом.

ПРАВАЯ ПАНЕЛЬ



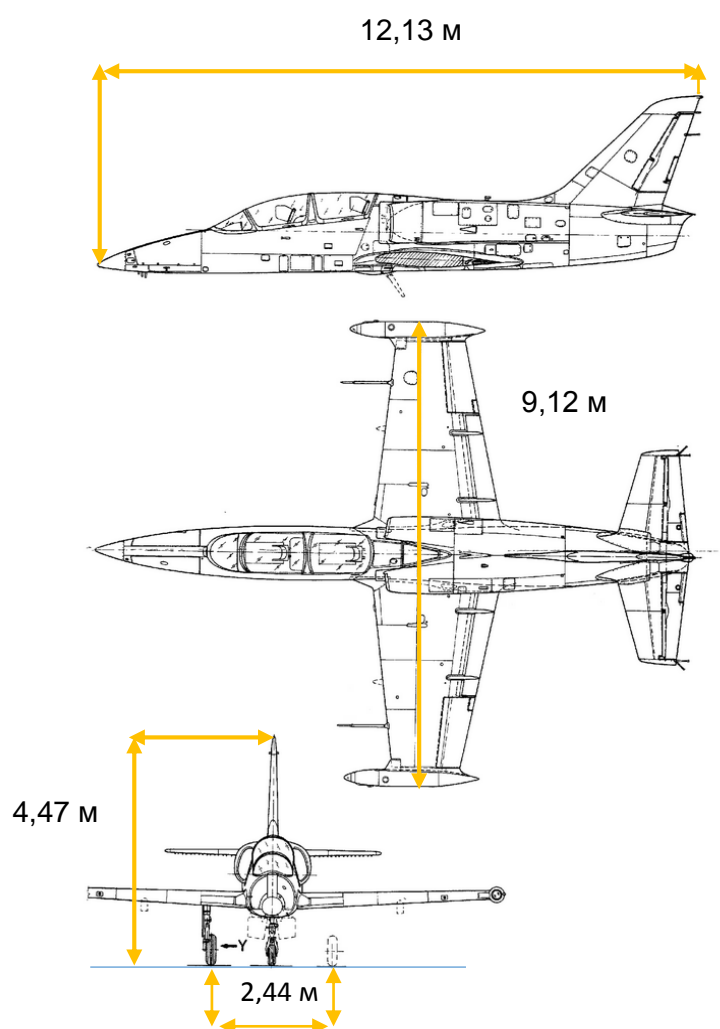
1. Краны аварийной гидросистемы
2. Двухстрелочный манометр основной и аварийной гидросистемы.
3. Кнопка «КОНТРОЛЬ» с реостатом «ЯРКОСТЬ СИГНАЛИЗАЦИИ».
4. Выключатель «РАЗБЛ. КРЕСЛА» (не задействован).
5. Пульт управления радиоконпасам РКЛ-41.
6. Ручка «ГЕРМЕТ-КЛИМАТИЗАЦИЯ».
7. Переключатель «АВАР. СБРОС»
8. Распределительный щиток.
9. Переключатель «ВЗРЫВ»
10. АЗС «КОНДИЦ»
11. Ручка аварийного сброса фонаря.
12. АЗС «НАЗЕМН. СПУ».
13. Пульт управления РСБН-5С.
14. Коррекционный механизм КМ-8.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЁТА Л-39С

Двухместный учебно-тренировочный самолёт Л-39С с двухконтурным турбореактивным двигателем АИ-25ТЛ предназначен для отработки техники пилотирования и воздушной навигации в простых и сложных метеорологических условиях днём и ночью, обучения элементам боевого применения, связанным с отработкой операций прицеливания и имитации пуска управляемых ракет по воздушным целям в условиях визуальной видимости, фотострельбе по воздушным целям, а также прицельному бомбометанию авиабомбами калибра 50-100 кг. (фотобомбометанию) с пикирования, стрельбе неуправляемыми ракетами типа С-5 (фотострельбе) по наземным целям с пикирования.

Также в модуле самолёта Л-39С реализовано применение ракет Р-3С с тепловой головкой самонаведения по воздушной цели в условиях визуальной видимости.

## ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ



## САМОЛЁТ. ОБЩАЯ КОМПОНОВКА

Самолёт Л-39С по конструктивной схеме представляет собой свободнонесущий цельнометаллический моноплан с низко расположенным крылом трапециевидной формы. Оперение самолёта состоит из трапециевидного киля с рулём направления и трапециевидного стабилизатора с рулём высоты, закреплённых на хвостовой части фюзеляжа. Шасси самолёта - трёхколёсное с носовым колесом. Основные стойки убираются в крыло, передняя стойка в носовую часть фюзеляжа.

Двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25ТЛ созданный в ОКБ под руководством В.А. Лотарёва, развивает максимальную тягу 1720 кг и размещается в средней части фюзеляжа.

Топливо для двигателя размещается в пяти резиновых фюзеляжных баках, расположенных за задней кабиной, а также в концевых крыльевых баках.

В передней части фюзеляжа расположены герметические кабины. Кабины оборудованы комплектом кислородного оборудования и системой кондиционирования воздуха, что обеспечивает нормальную работу экипажа на большой высоте и позволяет переносить допустимые эксплуатационные перегрузки при использовании лётчиками специального снаряжения.

В кабинах установлены катапультные кресла ВС1-БРИ, позволяющие членам экипажа покинуть самолёт в аварийных ситуациях.

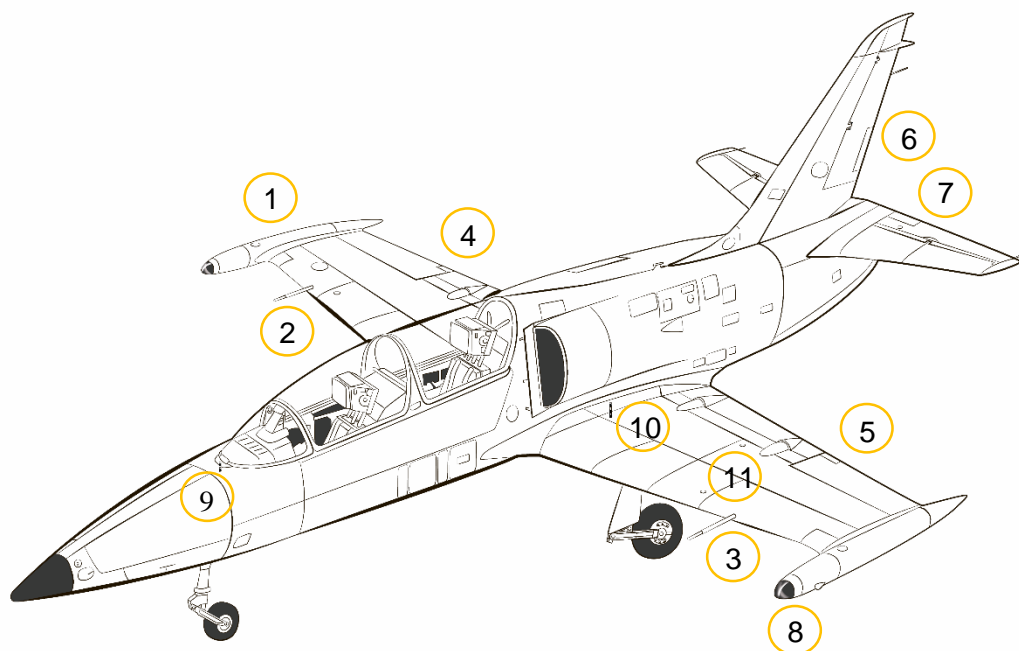
Фонарь кабины – герметичный с остеклением, откидные части при необходимости могут сбрасываться аварийно пиротехническими системами.

Крыло самолёта крепиться снизу к фюзеляжу. На крыле установлены элероны, и выдвижные двухщелевые закрылки.

Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолёта обеспечивает возможность выполнение полётов днём и ночью в простых и сложных метеоусловиях.

Самолёт имеет ракетное и бомбардировочное вооружение, а также прицельное и фотоконтрольное оборудование.

## Самолёт Л-39С



- |  |  |
|--|--|
| 1 Концевые топливные баки.               | 7 Сервокомпенсатор руля высоты.            |
| 2 Основной приёмник воздушного давления. | 8 Рулёмно – посадочные фары.               |
| 3 Запасной приёмник воздушного давления. | 9 Механический указатель передней стойки.  |
| 4 Сервокомпенсатор элерона.              | 10 Механический указатель основной стойки. |
| 5 Триммер элерона.                       | 11 Механический указатель закрылок.        |
| 6 Сервокомпенсатор руля направления.     |  |

## ПЛАНЕР САМОЛЁТА

Планер самолёта состоит из фюзеляжа, крыла и хвостового оперения.

**Фюзеляж** – полумонокок, балочной конструкции.

Для удобства эксплуатации фюзеляж разделён на две части: переднюю и хвостовую.



Передняя часть состоит из трёх технологических отсеков: носка фюзеляжа, герметического отсека - кабин экипажа и отсека где размещаются топливные баки. В носке фюзеляжа размещён отсек радиоэлектронного и специального оборудования (антенны аппаратуры РСБН-5С, блоки самолётного радиолокационного ответчика СРО-2М, радиостанции Р-832М, радиокompаса РКЛ-41, РСБН-5С, кислородные баллоны, аккумулятор 12САМ-28). В нижней части отсека сделан вырез под нишу передней стойки шасси. На нижней обшивке носка фюзеляжа установлена антенны III диапазона СРО-2М, датчик радиоизотопного индикатора обледенения РИО-3 противообледенительной системы.

В герметическом отсеке-кабин расположены блоки РСБН-5С, радиовысотомера РВ-5 и маркерного радиоприёмника МРП-56П, антенны радиокompаса РКЛ-41, радиовысотомера РВ-5, маркерного приёмника МРП-56П.

В хвостовой части размещается двигатель АИ-25ТЛ.

**Хвостовое оперение** - предназначено для обеспечения самолёту путевой и продольной устойчивости и управляемости. Классического типа с трапециевидной формой кия и стабилизатора, которые крепятся к хвостовой части фюзеляжа сверху.

Включает в себя горизонтальное и вертикальное оперение.

Вертикальное оперение – киль, и руль направления.

Киль обеспечивает путевую устойчивость самолёта, а руль направления - путевую управляемость.

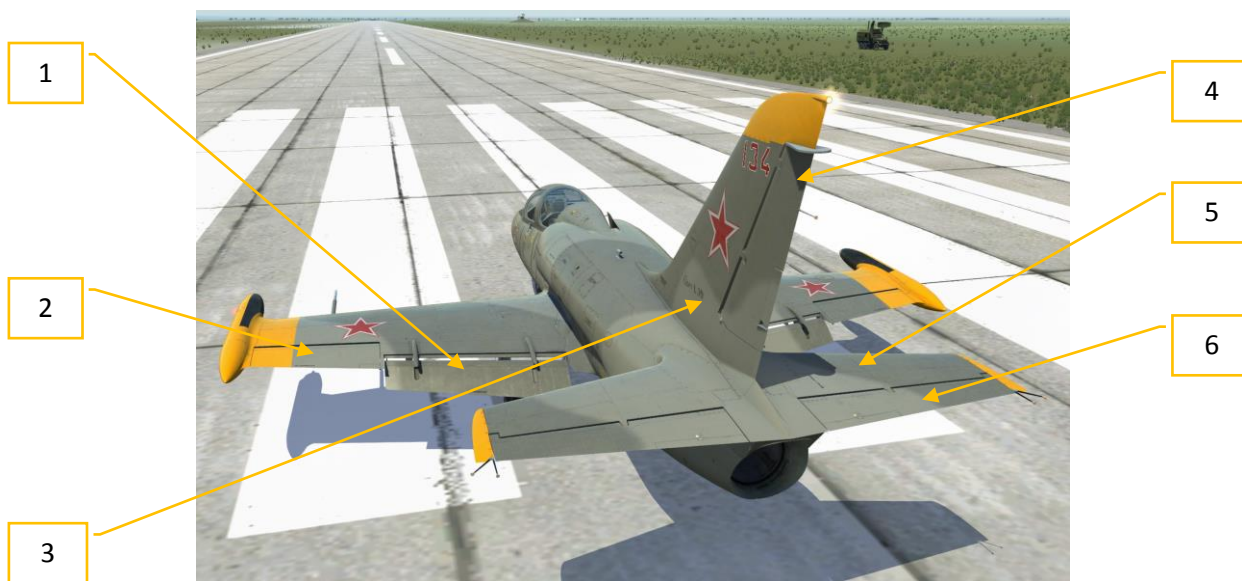
Руль направления отклоняется на  $30^{\circ}$  в обе стороны.

На киле верху - сзади установлена внешняя сигнализация, белый аэронавигационный огонь.

Горизонтальное оперения состоит из стабилизатора и руля высоты. Стабилизатор обеспечивает продольную устойчивость самолёта, а руль высоты - продольную управляемость.

Руль высоты состоит из левой и правой части. Руль высоты отклоняется вверх на  $30^{\circ}$  вниз на  $20^{\circ}$ .

**Крыло самолёта** - предназначено для создания подъёмной силы и обеспечения поперечной устойчивости и управляемости, а также для размещения агрегатов и оборудования. Крыло сквозное, не стреловидное, трапециевидной формы с несъёмными концевыми топливными баками. Крыло оборудовано элеронами и закрылками. Максимальное отклонение элеронов  $\pm 16^{\circ}$ .



1. Закрылок

2. Элерон

3. Киль

4. Руль направления

5. Стабилизатор

6. Руль высоты

Стойки основных опор шасси подвешены к крылу и убираются в крыло.



На нижней части крыла расположены тормозные щитки. Которые выпускаются лётчиком по необходимости. При достижении числа  $M=0,78 + 0,02$  тормозные щитки выпускаются автоматически. Максимальный угол отклонения тормозных щитков составляет  $55^{\circ}$ .



Также на нижней части крыла расположены узлы подвески универсальных держателей. На передней кромке крыла крепятся трубки приёмников воздушного давления (ПВД): левая (аварийная система ПВД), правая (основная система ПВД).

На концах крыла жёстко крепятся концевые топливные баки вместимостью 100 л каждый. В носовой части концевых топливных баков установлены посадочно-рулёрные фары.

На законцовках левой и правой плоскостей установлены аэронавигационные огни зелёного и красного цвета соответственно.



1. Балочный держатель
2. Концевой топливный бак
3. Посадочно – рулѐжная фара

## КАБИНА

## САМОЛѐТА

Кабина самолѐта предназначена для размещения экипажа, средств аварийного покидания самолѐта, приборов, агрегатов и устройств, обеспечивающих управление самолѐтом, двигателем и их систем. Сверху кабины закрыты фонарѐм.

Передняя и задняя кабины – герметизированы.

Фонарѐь кабины обеспечивает лѐтчикам необходимый обзор, придаѐт кабине обтекаемую форму и герметизирует её. Фонарѐь кабины состоит из четырёх частей: козырька, откидной части передней кабины, среднего щитка и откидной части задней кабины.



Чтобы предотвратить обледенение остекления козырька, на самолёте имеется антиобледенительная система.

Для тренировки лётчика в технике пилотирования по приборам, передняя кабина оборудована шторкой. Крепится шторка к откидной части фонаря передней кабины. Управление шторкой возможно, как из передней, так и из задней кабины. В практической эксплуатации Л - 39С лётчик в передней кабине закрывает и открывает шторку левой рукой (в симуляторе с помощью кнопки). В задней кабине с помощью ручки управления шторкой, установленной на левом борту кабины.



*Важно: Если шторка закрыта из задней кабины, то и поднять её можно только из задней кабины.*

Замки откидной части фонаря закрываются и открываются с помощью ручки, установленной на левом борту обеих кабин. При перемещении ручки вперёд замки закрываются, назад-открываются. Контроль закрытого положения замков откидной части фонаря осуществляется по красной метке на левом борту кабины и по сигналу **«ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ»** на аварийном табло. После закрытия, рукоятки должны находиться за красной меткой, а сигнал **«ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ»** не горит. Сигнал **«ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ»** - работает в постоянном режиме.



Откидные части фонаря обеих кабин оборудованы пиротехнической системой аварийного сброса и позволяет произвести сброс откидных частей фонаря без катапультирования и сброс откидных частей фонаря с последующим катапультированием. Для сброса без катапультирования необходимо отклонить ручку вниз, которая размещена на правом борту обеих кабин. Происходит открытие замков откидной части фонаря и отделение её от фюзеляжа. Сброс с последующим катапультированием происходит при вытягивании сдвоенной ручки на катапультином кресле.



## КАТАПУЛЬТНОЕ КРЕСЛО ВС1-БРИ

Катапультиное кресло ВС1-БРИ предназначено для размещения лётчика в кабине самолёта и для покидания самолёта в аварийной ситуации. Для катапультирования лётчик должен вытянуть сдвоенную ручку управления катапультированием расположенную на чашке кресла, после чего все системы кресла срабатывают в процессе катапультирования автоматически, вплоть до ввода в действие спасательного парашюта.

Катапультирование членов экипажа может быть выполнено в любой последовательности. Чтобы исключить возможность одновременного катапультирования из обеих кабин и столкновение при этом катапультирных кресел между собой, имеется система блокировки. Если катапультирование первого члена экипажа по какой-либо причине не произошло, второй член экипажа может выключить блокировку выключателем «РАЗБЛ. КРЕСЛА» (47). Выключатель расположен на правой панели обеих кабин. Данная функция в симуляторе не реализована.

## ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА

**Гидравлическая система самолёта состоит из основной и аварийной системы.**

**Основная гидравлическая система предназначена для:**

- уборки и выпуска шасси;
- уборки и выпуск закрылков;
- уборки и выпуска тормозных щитков;
- торможения основных колёс.

Управление основной гидросистемой осуществляется с помощью кнопок и переключателей, расположенных в обеих кабинах самолёта. Органы управления основной гидросистемой в задней кабине – являются КОМАНДНЫМИ.

**Аварийная гидравлическая система предназначена для:**

- аварийного выпуска шасси;
- аварийного выпуска закрылков в положение «ПОСАДКА»;
- аварийного выпуска воздушной турбины;
- аварийного торможения;
- аварийной уборки шасси при самовыключении двигателя.

Управление аварийной гидросистемой осуществляется с помощью механических кранов, расположенных на правой панели обеих кабин. Краны преимуществ друг перед другом не имеют.

Номинальное давление жидкости в основной и аварийной гидросистеме 150 кг/см<sup>2</sup>.

Контроль давления в аварийной и основной гидросистеме осуществляется с помощью двухстрелочных манометров со шкалой 0-200 кг/см<sup>2</sup> установленных на правой панели в каждой кабине. Левая стрелка манометра показывает давление в основной гидросистеме, правая в аварийной гидросистеме.



## ОСНОВНАЯ ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ШАССИ САМОЛЁТА

Шасси самолёта предназначено для осуществления взлёта, посадки и маневрирования самолёта по аэродрому. Передняя стойка закреплена в носке фюзеляжа и убирается вперёд по полёту в нишу передней стойки. Две основные стойки шасси закреплены в крыле и полностью убираются в крыло. В выпущенном положении ниши стоек шасси закрываются щитками.

Колеса основных стоек шасси при уборке автоматически затормаживаются. Колесо передней стойки безтормозное, свободно ориентирующееся в обе стороны на угол  $\pm 60^\circ$ .

Для предупреждения возможной уборки шасси на земле предусмотрена блокировка.

На носовой стойке шасси крепится концевой выключатель, который блокирует цепь уборки шасси при нагруженной передней стойке шасси.

*ВАЖНО: Если переключатель управления шасси, находится в положении «УБОРКА», то при нагруженной передней стойке, уборка шасси на земле не произойдёт. Но при взлёте после подъёма носового колеса блокировка снимается и шасси убирается.*

Управление уборкой и выпуском шасси осуществляется с помощью электрических переключателей, установленных в левой части приборных досок обеих кабин. В передней кабине переключатель двухпозиционный. Для уборки шасси его необходимо перевести в верхнее положение, для выпуска шасси - в нижнее положение.





В задней кабине переключатель трёхпозиционный. Кроме верхнего (уборка шасси) и нижнего (выпуск шасси) он имеет нейтральное положение.



*ВАЖНО: Переключатель управления шасси в задней кабине является командным, управление из передней кабины возможно только при нейтральном положении переключателя шасси в задней кабине.*

Сигнализация положения шасси и щитков шасси одинаковая для обеих кабин, и осуществляется с помощью пилотажно-посадочного сигнализатора (ППС) расположенного внизу левой части приборной доски обеих кабин, а также с помощью механических указателей. Механический указатель передней стойки расположен в передней части фюзеляжа перед козырьком, а механические указатели основных стоек шасси расположены в крыле. При выпущенных шасси механические указатели полностью вышли из фюзеляжа и крыла, при убранном положении шасси полностью утоплены в фюзеляж и крыло.

## СИСТЕМА ТОРМОЖЕНИЯ ОСНОВНЫХ КОЛЁС

Предназначена для одновременного торможения, отдельного торможения и автоматического растормаживания основных колёс при их юзе.

Одновременное торможение основных колёс происходит при нажатии рычага управления тормозами который расположен на ручке управления самолётом в обеих кабинах.

Раздельное торможение основных колёс осуществляется при нажатом тормозном рычаге и отклонении педали на угол от  $(18\pm 2)^\circ$  до  $(40\pm 2)^\circ$ , при отклонении педали на угол до  $(18\pm 2)^\circ$  не приводит к раздельному торможению.

Растормаживание колёс происходит после освобождения рычага управления тормозами.

*ВАЖНО: Рычаг управления тормозами в задней кабине является командным. При нажатии на рычаг управления тормозами в задней кабине отключается управление тормозами в передней кабине.*

Индикация давления в тормозах осуществляется по двухстрелочному манометру, который установлен в обеих кабинах на среднем пульте управления. Манометры будут показывать одинаковое давление в тормозе левого и правого колеса.

Двухстрелочный манометр в передней и задней кабине.

Передняя кабина



Задняя кабина



Также имеется стояночный тормоз – предназначен для затормаживания основных колёс, когда самолёт находится на стоянке. Ручка стояночного тормоза расположена на левом пульте только в передней кабине. Чтобы включить стояночный тормоз необходимо ручку переместить вперёд до упора. Для снятия со стояночного тормоза ручку переместить в среднее положение. Работа стояночного тормоза осуществляется от аварийной гидросистемы.



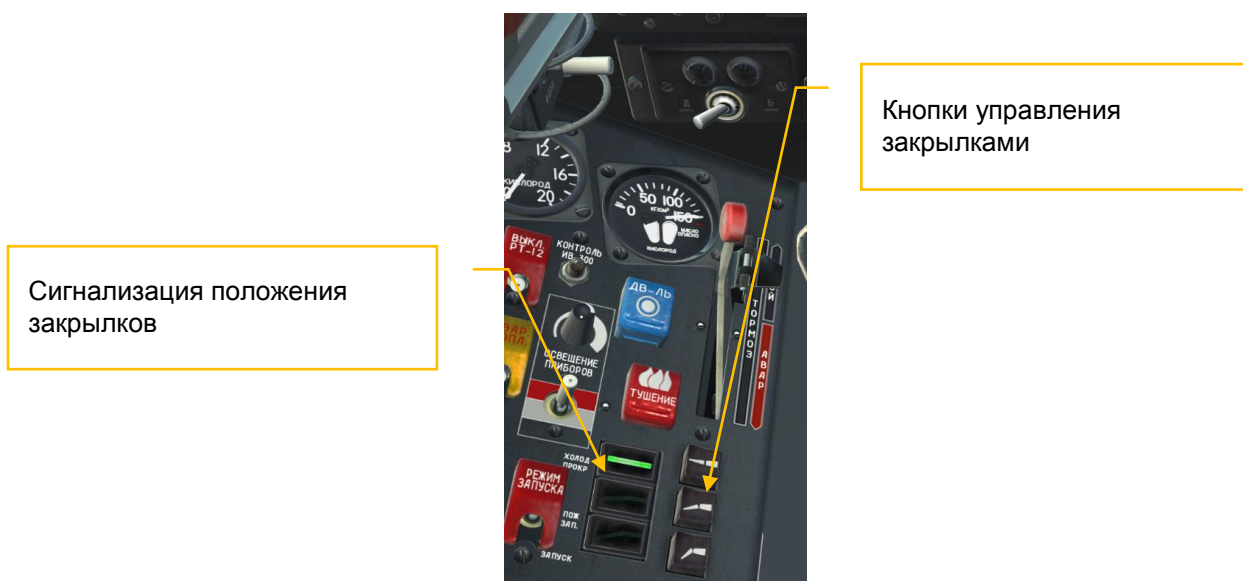
## ЗАКРЫЛКИ

Л-39С имеет мощную взлётно-посадочную механизацию - выдвижные двухщелевые закрылки. Их назначение – улучшить взлётно-посадочные характеристики самолёта за счёт увеличения коэффициента подъёмной силы и частично площади крыла.

Управление выпуском и уборкой закрылков осуществляется с помощью трёх кнопок, расположенных в обеих кабинах на левой панели. Передняя кнопка служит для установки закрылков в положение «УБРАНО» 0°, средняя - в положение «ВЗЛЁТ» 25°, задняя - в положение «ПОСАДКА» 44°.

Сигнализация положения закрылков (одинаковая для обеих кабин) осуществляется с помощью трёх табло, расположенных на левых пультах возле кнопок управления закрылками. При убранном положении закрылков горит переднее табло, после выпуска закрылков в положении «ВЗЛЁТ» горит среднее табло, и после выпуска в положение «ПОСАДКА» горит заднее табло. Пока идёт процесс выпуска или уборки закрылков, кнопка управления остаётся в утопленном положении. После достижения закрылками требуемого положения кнопка возвращается в исходное положение.

**ВАЖНО:** Кнопки управления положением закрылков задней кабины являются командными. Лётчик в задней кабине может прервать команду на управление закрылками из передней кабины и изменить её, нажав на соответствующую кнопку.



Также имеется механические указатели положения закрылков, расположенные в крыле. При убранном положении закрылков механические указатели утоплены в крыло, после выпуска закрылков в положение «ВЗЛЁТ» они выходят на половину своей длины, а при выпуске закрылков в положение «ПОСАДКА» - выходят полностью.

Время выпуска закрылков из положения «УБРАНО» в положение «ВЗЛЁТ» – (3±1) с. Время выпуска закрылков из положения «УБРАНО» в положение «ПОСАДКА» – (5±1) с. В обратное положение время тоже. Если лётчик своевременно не убрал закрылки, предусмотрена автоматическая уборка. Автоматическая уборка происходит на скорости более 310 км/ч.

## ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ

Тормозные щитки предназначены для торможения самолёта в полёте.

Управление выпуском и уборкой тормозных щитков осуществляется с помощью переключателей, расположенных в обеих кабинах на рычаге управления двигателем.

В передней кабине переключатель имеет два фиксированных положения «ВЫПУСК» и «УБОРКА». Также в передней кабине возможен кратковременный выпуск тормозных щитков, переключатель необходимо нажать как кнопку, после отпускания переключателя тормозные щитки убираются. Для выпуска тормозных щитков на длительное время переключатель необходимо установить в заднее положение, для уборки в переднее.



В задней кабине переключатель – нажимной, имеет три положения: переднее (на уборку тормозных щитков), среднее (нейтральное), заднее (на выпуск тормозных щитков).



**ВАЖНО:** Переключатель управления тормозными щитками в задней кабине является командным. Из передней кабины тормозными щитками можно управлять если переключатель управления тормозными щитками в задней кабине находится в нейтральном положении.

Сигнализация положения тормозных щитков одинаковая в обеих кабинах и осуществляется с помощью табло «ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ» расположенного на ППС в обеих кабинах.

При достижении самолётом числа  $M=0,78+0,02$  тормозные щитки выпускаются автоматически.

Органы управления и сигнализации основной гидравлической системы в передней и задней кабине.

Передняя кабина.



Задняя кабина



- |  |   |
|--|---|
| 1. Переключатель шасси   | 5. Переключатель управления тормозными щитками. |
| 2. ППС   | 6. Двухстрелочный манометр                      |
| 3. Ручка стояночного тормоза                                       | 7. Рычаг торможения.                            |
| 4. Кнопки управления закрылками и сигнализация положения закрылков |   |

## ППС

1. Три красные лампы – шасси убрано.
2. Три зелёные лампы - шасси выпущено.
3. Табло: «ЛЮКИ ОТКРЫТЫ» - горит в процессе выпуска и уборки шасси, (при аварийном выпуске шасси щитки стоек не закрываются, табло: «ЛЮКИ ОТКРЫТЫ» продолжает гореть).
4. Табло: «ВЫПУСТИ ШАССИ» - горит в случае захода на посадку с убранными шасси и выпущенными закрылками в посадочное положение (при загорании гудит электрическая сирена).
5. Табло «ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ»



## АВАРИЙНАЯ ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА

Аварийная гидравлическая система заряжается автоматически при работе двигателя и выпущенных шасси. В полёте с убранными шасси для зарядки аварийной гидравлической системы необходимо открыть кран соединения основной и аварийной гидросистемы, переместив назад рукоятку на правом пульте кабины.

В полёте необходимо периодически контролировать зарядку аварийной гидросистемы, при необходимости дозаряжать перемещая назад кран соединения основной и аварийной гидросистемы до  $150 \text{ кг/см}^2$ . При давлении в аварийной гидросистеме  $105 \text{ кг/см}^2$  обеспечивается аварийный выпуск шасси, закрылков и воздушной турбины. При уменьшении давления до  $100 \pm 5 \text{ кг/см}^2$  загорается сигнал «ПАД. ДАВЛ. ГИДРОСИСТ» на аварийном табло обеих кабин. Сигнал «ПАД. ДАВЛ. ГИДРОСИСТ» - работает в мигающем режиме.

Во избежание понижение давления в аварийной гидросистеме, в случае падения давления в основной гидросистеме, краны соединения основной и аварийной гидросистемы в обеих кабинах должны быть закрыты.



Рис. Краны аварийной гидросистемы

1. Кран аварийного выпуска шасси.
2. Кран аварийного выпуска закрылков
3. Кран аварийного выпуска воздушной турбины
4. Кран соединения основной и аварийной гидросистемы

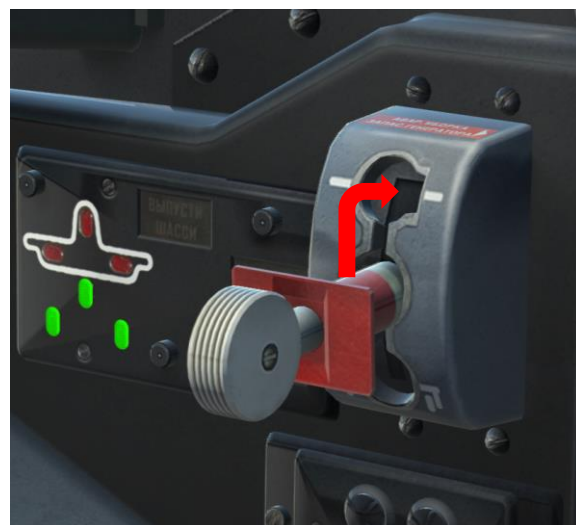
Для аварийного выпуска шасси необходимо переместить назад до упора ручку крана аварийного выпуска шасси на правой панели в передней или задней кабине. Контроль выпуска шасси осуществляется по световой и механической сигнализации. При аварийном выпуске шасси щитки стоек не закрываются, табло: «ЛЮКИ ОТКРЫТЫ» продолжает гореть.

С помощью аварийной гидросистемы закрылки выпускаются только в положение «ПОСАДКА» 44°. При аварийном выпуске закрылков не происходит автоматическое отклонение сервокомпенсатора на левой половине руля высоты.

Заход на посадку с убранными шасси при выпущенных на 44° закрылках сопровождается загоранием табло «ВЫПУСТИ ШАССИ» на ППС и звучанием sireны в кабине.

Для аварийного выпуска воздушной турбины необходимо переместить назад до упора ручку крана аварийного выпуска на правой панели в передней или задней кабине.

Для аварийной уборки шасси и воздушной турбины при самовыключении двигателя необходимо кран шасси в передней или задней кабине поставить в положение УБРАНО и вправо на 1 – 2 секунды.



## АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ОСНОВНЫХ КОЛЁС

Для аварийного торможения основных колёс необходимо переместить назад ручку крана аварийного торможения на левой панели в передней или задней кабине.

При аварийном торможении невозможно выполнить раздельное торможение (развороты) и не происходит автоматическое растормаживание при юзе.



Индикация давления в тормозах осуществляется по манометру, который установлен только в передней кабине на среднем пульте управления.

## Манометр аварийной системы торможения

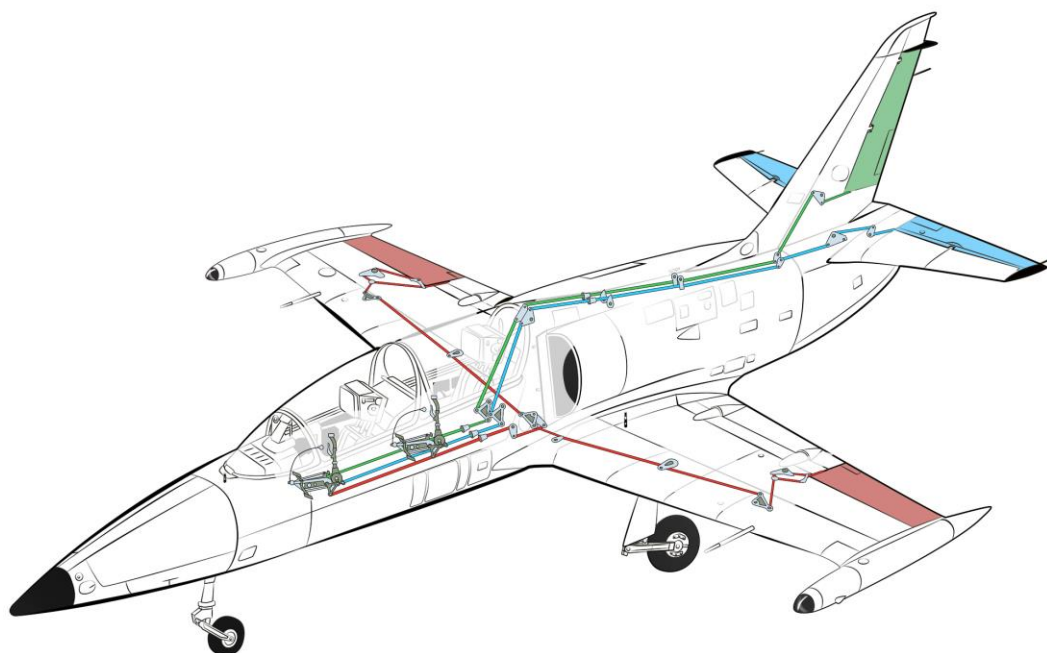




## УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ

Управление самолётом включает системы управления рулём высоты, элеронами, рулём направления, триммером руля высоты, триммером элеронов.

Управление рулём высоты и элеронами осуществляется ручками управления самолёта, установленными в кабинах самолёта. Ручки управления соединяются с рулём высоты и элеронами трубчатыми тягами, промежуточными рычагами и качалками. Управление рулём направления осуществляется педалями, соединяющимися с рулём направления посредством трубчатых тяг, промежуточных рычагов и качалок.



Все рулевые поверхности самолёта оснащены сервокомпенсаторами для уменьшения шарнирных моментов на рулевых поверхностях. Сервокомпенсатор правого элерона отклоняется в зависимости от угла отклонения элерона, электромеханизма не имеет. Сервокомпенсатор левого элерона имеет электромеханизм, который управляется дистанционно с помощью нажимного переключателя на ручках управления самолётом. Поэтому сервокомпенсатор левого элерона является триммером элерона.

Сервокомпенсатор руля направления электромеханизма не имеет и отклоняется в зависимости от угла отклонения руля направления.

Сервокомпенсаторы на правой и левой половинах руля высоты имеют электромеханизмы. Сервокомпенсатор на правой половине руля высоты управляется дистанционно с помощью нажимного переключателя на ручках управления самолётом. Сервокомпенсатор на правой половине руля высоты является триммером руля высоты.

Сервокомпенсатор на левой половине руля высоты автоматически отклоняется вниз на  $15^{\circ}$  при выпуске закрылков в посадочное положение.



- |                                      |                             |
|--------------------------------------|-----------------------------|
| 1. Сервокомпенсатор руля направления | 4. Сервокомпенсатор элерона |
| 2. Триммер элерона                   | 5. Триммер руля высоты      |
| 3. Сервокомпенсатор руля высоты      |                             |

Табло сигнализации о нейтральном положении триммера элеронов и указателя положения триммера руля высоты расположены на среднем пульте передней и задней кабины. В задней кабине вместо указателя положения триммера руля высоты, установлено табло нейтрального положения руля высоты.

### ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРАМИ В ПЕРЕДНЕЙ И ЗАДНЕЙ КАБИНЕ.

#### Передняя кабина



Задняя кабина

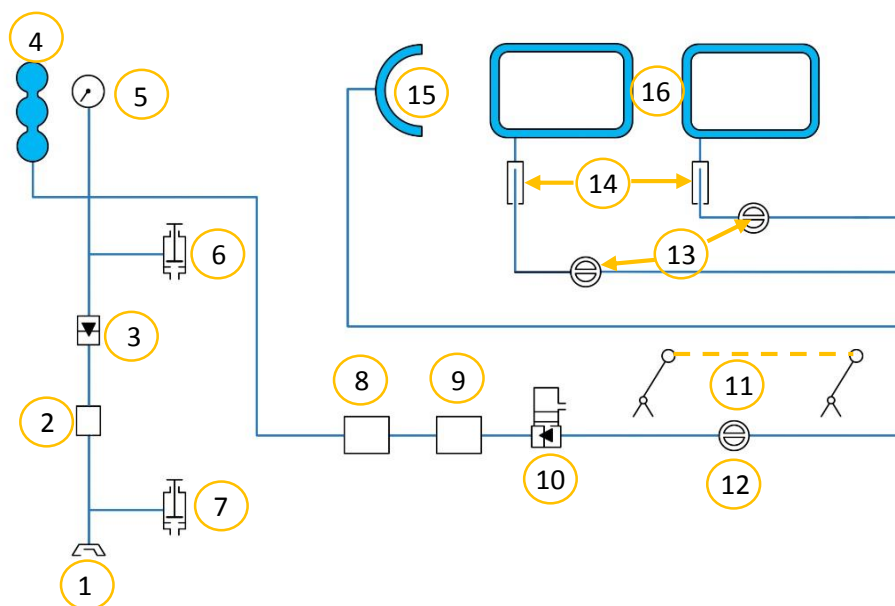
1. Нейтральное положение триммера элеронов.
2. Нейтральное положение триммера руля высоты.
3. Кнопка управления триммерами.

**ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА**

Воздушная система самолёта предназначена для герметизации козырька фонаря и откидных частей фонаря.

Герметизация откидных частей фонаря и козырька передней кабины осуществляется с помощью ручки «**ГЕРМЕТ - КЛИМАТИЗАЦИЯ**» (47). Герметизация откидных частей фонаря и козырька передней кабины происходит после закрытия откидных частей фонаря, закрытия их замков с последующим перемещением ручки «**ГЕРМЕТ- КЛИМАТИЗАЦИЯ**» вперёд до упора в передней или задней кабине. Разгерметизация производится обратным движением рукоятки. Рукоятки находятся на правой горизонтальной панели обеих кабин.

## Воздушная система.



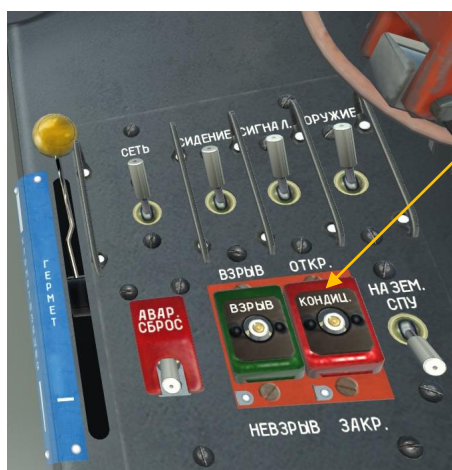
- |  |  |
|--|--|
| 1. Зарядный штуцер                               | 9. Редуктор                                    |
| 2. Фильтр  | 10. Комбинированный клапан                     |
| 3. Обратный клапан                               | 11. Ручка «ГЕРМЕТ-КЛИМАТИЗАЦИЯ»                |
| 4. Баллон  | 12. Кран герметизации                          |
| 5. Манометр                                      | 13. Краны герметизации откидных частей фонаря  |
| 6. Кран стравливания воздуха из системы          | 14. Телескопические соединения                 |
| 7. Кран стравливания воздуха из зарядного шланга | 15. Шланг герметизации козырька                |
| 8. Редуктор                                      | 16. Шланги герметизации откидных частей фонаря |

В случае открытия замков откидной части фонаря кабины без предварительной разгерметизации рукояткой или при катапультировании давление воздуха из шлангов стравливается автоматически. Открытие откидных частей фонаря без предварительного сброса давления из шлангов не рекомендуется во избежание выхода откидных частей фонаря из шарниров подвески.

## СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

Система кондиционирования предназначена для поддержания заданной температуры и требуемого давления воздуха в кабине, а также для её вентиляции. В комплекте с герметической кабиной, кислородным оборудованием, аппаратурой контроля и управления система кондиционирования составляет высотное оборудование самолёта.

Кабина самолёта - вентиляционного типа. Необходимое давление воздуха в кабине обеспечивается за счёт подачи в неё сжатого атмосферного воздуха от компрессора двигателя. Поступая в кабину, воздух вентилирует, обогревает или охлаждает её, а затем выходит наружу. Подача воздуха в кабину происходит после перевода вперёд до упора ручки «ГЕРМЕТ-КЛИМАТИЗАЦИЯ» в передней или задней кабине, при этом через 30 секунд гаснет сигнал **«КОНДИЦ. ЗАКРЫТО»** на правом информационном табло обеих кабин. Сигнал **«КОНДИЦ. ЗАКРЫТО»** - работает в мигающем режиме. Сигнал **«КОНДИЦ. ЗАКРЫТО»** информирует лётчика о положении перекрывного крана отбора воздуха. Сигнал мигает – кран закрыт, кран открыт – сигнал гаснет. Управление краном осуществляется ручкой «ГЕРМЕТ-КЛИМАТИЗАЦИЯ». Управлять перекрывным краном можно в том случае если АЗС «КОНДИЦ» в задней кабине находится в нейтральном положении.



АЗС «КОНДИЦ»

При переходе регулятора температуры в аварийный режим загорается сигнал **«КОНДИЦ АВАР»** на аварийном табло. В симуляторе Л – 39С работа регулятора температуры на аварийном режиме не реализована. Аварийный сигнал загорается только при нажатии кнопки «КОНТРОЛЬ».

Высота в кабине и перепад давления воздуха контролируется по указателям высоты и перепада давления (УВПД). УВПД установлен в обеих кабинах. При возникновении положительного или отрицательного перепада давления воздуха в кабине, а также при разгерметизации кабины на высоте более 2000 м на аварийном табло обеих кабин загорается сигнал **«ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ»**, сигнал работает в мигающем режиме.

Некоторые функции системы кондиционирования такие как автоматическое регулирование температуры воздуха в кабине, автоматическое регулирование температуры в магистрали индивидуальной вентиляции и вентиляции костюмов, а также индивидуальный обдув лица лётчика – в симуляторе не реализованы.

Панель управления температуры воздуха в кабине установлена на правом пульте передней кабины, на ней расположены переключатель «ТЕПЛО – ХОЛОД – АВТОМАТ» и датчик температуры.

Панель регулирования температуры в магистрали индивидуальной вентиляции и вентиляции костюмов установлена в передней кабине справа от приборной доски, на ней расположены переключатель «ТЕПЛО – ХОЛОД – АВТОМАТ» и датчик температуры.

Краны вентиляции служат для регулирования подачи воздуха в костюм. Находятся на левом пульте обеих кабин.

Вентиляция костюма



Краны индивидуального обдува установлены в обеих кабинах справа от приборной доски. Все органы управления анимированы.

Органы управления и сигнализации воздушной системы и системы кондиционирования в передней и задней кабине.

Передняя кабина



Задняя кабина



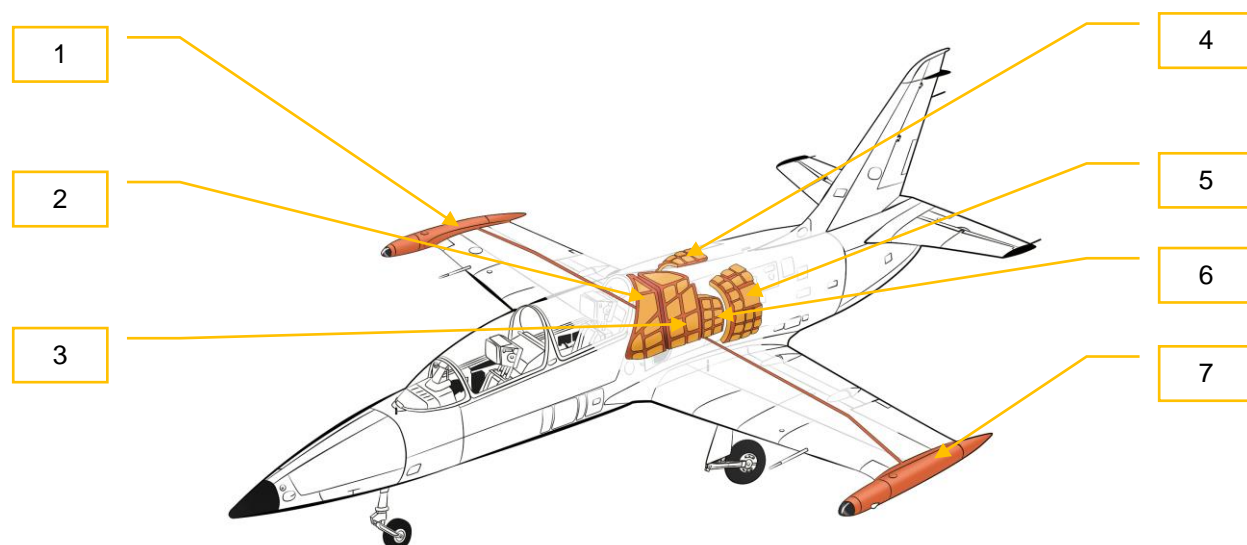
- |  |  |
|--|--|
| 1.УВПД.  | 4.Кран индивидуального обдува лица лётчика.      |
| 2.Ручка ГЕРМЕТ – КЛИМАТИЗАЦИЯ.   | 5.Панель управления температуры воздуха в кабине |
| 3.Панель регулирования температуры в магистрали индивидуальной вентиляции и вентиляции костюмов. | 6. АЗС «КОНДИЦ»                                  |

## ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА

Топливная система самолёта предназначена для размещения топлива и обеспечения бесперебойной работы двигателя во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

Топливная система состоит из основной топливной системы и системы концевых топливных баков.

Основная топливная система включает пять фюзеляжных баков общей вместимостью 1100л (825 кг). Для увеличения дальности полёта на концах крыла жёстко закреплены два топливных бака вместимостью 100 л каждый. Полная заправка 975 кг.



- |  |   |
|--|---|
| 1 Правый концевой топливный бак (100 л). | 5 Фюзеляжный бак №4 (135л).                             |
| 2 Фюзеляжный бак №1 (260л).              | 6 Фюзеляжный бак №5 (205л).<br>Является расходным баком |
| 3 Фюзеляжный бак №2 (365л).              | 7 Левый концевой топливный бак (100 л).                 |
| 4 Фюзеляжный бак №3 (135л).              |   |



Питание двигателя топливом при полётах с отрицательными перегрузками обеспечивает топливный аккумулятор. Вместимость топливного аккумулятора 10,5 л. Допускается полёт в условиях отрицательных перегрузок в течение не более 20 с. Время горизонтального полёта необходимое для заполнения топливного аккумулятора перед повторным полётом с отрицательными перегрузками - не менее 20 с.

Для перекрытия доступа топлива из баков в топливную магистраль служит пожарный кран. Управление пожарным краном осуществляется с помощью рычагов, установленных на левой панели обеих кабин. Положение вперёд - пожарный кран открыт.

[Передняя кабина](#)



[Задняя кабина](#)



## ПОРЯДОК ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА

Порядок выработки топлива должен обеспечить сохранение центровки самолёта в заданных эксплуатационных пределах. При полной заправке топливом (1300л) первоначально вырабатывается топливо из фюзеляжных топливных баков. При остатке топлива в фюзеляжных баках 575-625 кг, определяется по указателю топливомера, начинает вырабатываться топливо из концевых топливных баков. Время выработки топлива из концевых топливных баков примерно 15 мин. Топливомер показывает суммарный остаток топлива в килограммах в фюзеляжных топливных баках.

Ёмкостный топливомер предназначен для измерения количества топлива, и сигнализации резервного остатка топлива.

Для включения прибора необходимо включить выключатель «АККУМ» (101) и АЗС «ДВ - ЛЬ» (101) на основном распределительном щитке передней кабины. Стрелка указателя должна через 1-2 минуты показать фактическое количество топлива в фюзеляжных топливных баках. Приборы установлены на приборных досках обеих кабин.

## Ёмкостный топливомер (44)

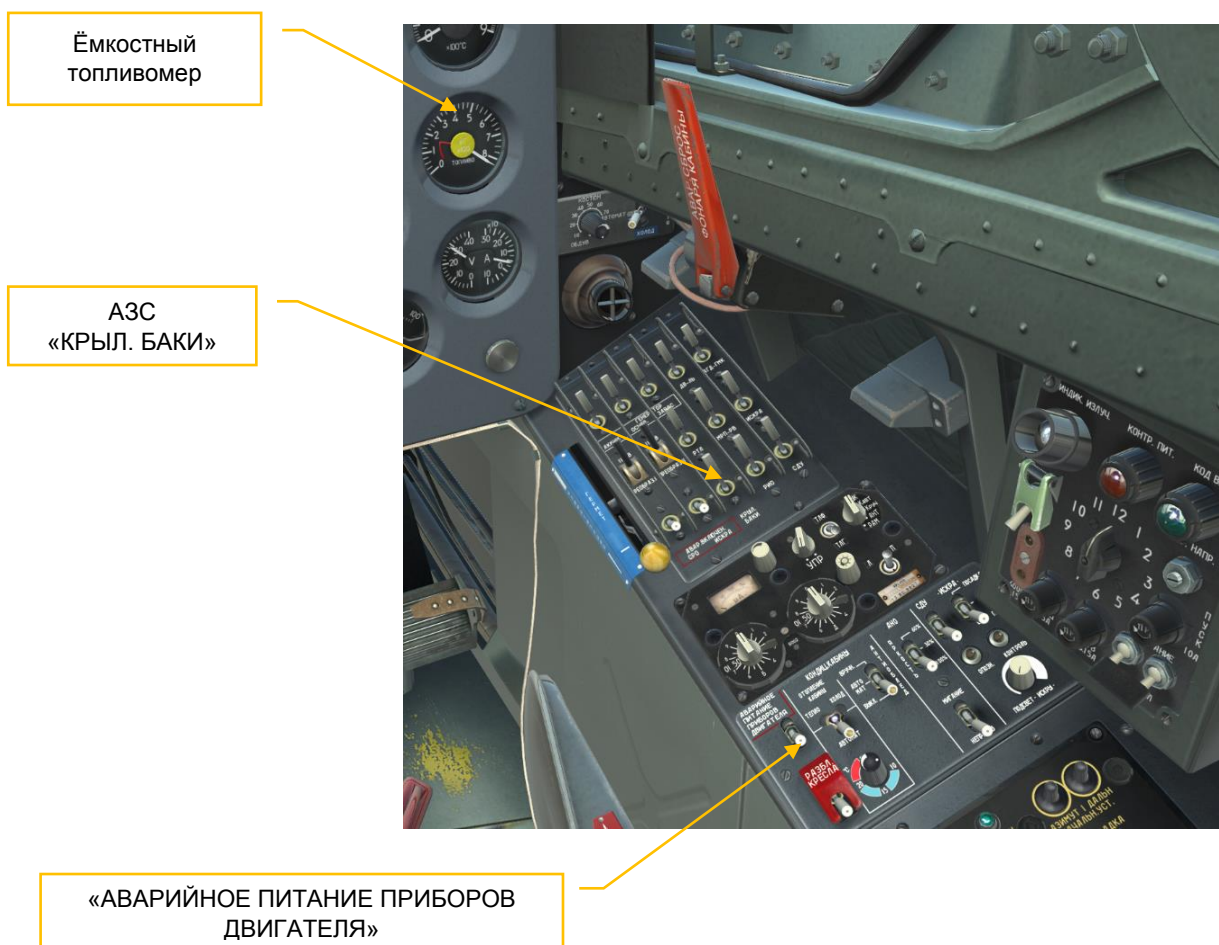


При отказе преобразователя [СПТ-40](#) указатель топливомера не работает. Для обеспечения работы топливомера включить выключатель «АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ» (47) на правой панели передней кабины. Нулевая отметка шкалы соответствует наличию в фюзеляжных баках 37 кг топлива.

«АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ  
ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ»



После выработки топлива из концевых топливных баков, дальнейшая выработка происходит из фюзеляжных топливных баков.



## СИГНАЛЫ

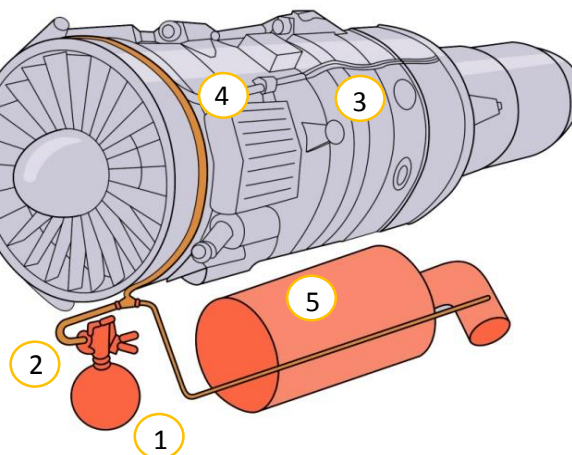
1. Сигнал **«150 кг ТОПЛИВА»** на аварийном табло обеих кабин, свидетельствующий о резервном остатке топлива в фюзеляжных баках, сигнал работает в мигающем режиме;
2. Сигнал **«НЕЗАПУСК»** на аварийном табло обеих кабин, свидетельствующий о падении давления топлива после насоса подкачки, сигнал работает в мигающем режиме;
3. Сигнал **«ФИЛЬТР ТОПЛИВА»** на информационном табло обеих кабин, свидетельствующий о перепаде давления на топливном фильтре (фильтр предназначен для очистки топлива от механических примесей), сигнал работает в постоянном режиме;
4. Сигнал **«БАКИ»** на информационном табло обеих кабин, гаснет при повышении давления в концевых топливных баках и загорается после выработки топлива из них. После выработке топлива из концевых топливных баков и загорание сигнала **«БАКИ»**, необходимо выключить **АЗС «КРЫЛ. БАКИ»** на основном распределительном щитке передней кабины. Сигнал работает в постоянном режиме.

## ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА

Противопожарное оборудование самолёта предназначено для тушения пожара в пожароопасной зоне двигателя. Эта зона включает топливные агрегаты двигателя, камеру сгорания и корпус газовой камеры.

Противопожарное оборудование.

1. Баллон.
2. Головка-затвор.
3. Двигатель АИ-25ТЛ.
4. Коллекторы.
5. Сапфир-5.



Противопожарное оборудование состоит из системы сигнализации пожара и системы пожаротушения.

Система сигнализации пожара предназначена для подачи светового сигнала о возникновении пожара. Система включает шесть термодатчиков (объединены в два контура по три датчика), сигнал **«ПОЖАР»** на аварийном табло в передней и задней кабине. Для контроля исправности термодатчиков служит нажимной переключатель «КОНТР. ССП», который установлен на среднем пульте передней кабины, имеет два положения «I» и «II» первый и второй контур соответственно. Перед полётом проверить исправность термодатчиков, для чего нажимной переключатель «КОНТР. ССП» установить вверх в положение «I» - должен загореться сигнал **«ПОЖАР»** на аварийном табло, отпустить нажимной переключатель – сигнал **«ПОЖАР»** гаснет, аналогичную информацию следует получить при установке нажимного переключателя вниз в положение «II». Сигнал **«ПОЖАР»** - работает в мигающем режиме.

Переключатель  
«КОНТР. ССП»



При возникновении пожара необходимо нажать на одну из кнопок пожаротушения в кабинах. После тушения пожара, сигнал снимается.

Органы управления и сигнализации системы пожаротушения в передней и задней кабине.

#### Передняя кабина

#### Задняя кабина

Кнопка  
«ТУШЕНИЕ»



Переключатель  
«КОНТР. ССП»

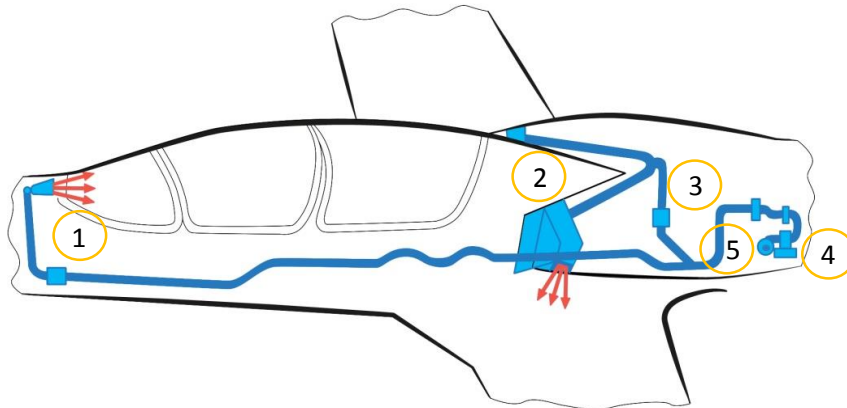


Кнопка «ТУШЕНИЕ»

## ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Противообледенительная система предназначена для защиты от обледенения входных кромок воздухозаборников и переднего козырька кабины. Горячий воздух отбирается от двигателя.

Противообледенительная система.



1. Патрубок обдува козырька фонаря.
2. Патрубки подвода воздуха на обогрев входных кромок воздухозаборников.
3. Ограничитель расхода воздуха.
4. Перекрывной кран.
5. Заборник горячего воздуха.

Управление системой - дистанционное, осуществляется автоматически и вручную только из передней кабины. Для управления системой на правой панели в передней кабине расположен переключатель «АНТИОБЛЕД», который имеет три положения «ВРУЧН. – АВТОМАТ - ВЫКЛ».

При положении переключателя в положение «АВТОМАТ» включение противообледенительной системы осуществляется от радиоизотопного индикатора обледенения РИО-3. После включения загорается сигнал **«АНТИОБЛЕД. РАБОТАЕТ»** на информационном табло в обеих кабинах. Включение индикатора РИО-3, осуществляется с помощью АЗС «РИО» (14) на основном распределительном щитке передней кабины. На правом пульте в передней кабине находятся кнопка проверки исправности цепи обогрева датчика РИО – 3 и лампа контроля цепи обогрева.

Противообледенительная система включается перед полётом при температуре наружного воздуха  $+5^{\circ}\text{C}$  и ниже, а также перед полётами в сложных метеорологических условиях (СМУ) и ночью.

При положении переключателя в положении «АВТОМАТ» и при наличии обледенения на самолёте, вначале загорается сигнал с символом снежинки, а не позже чем через 30с. после этого сигнал «АНТИОБЛЕД. РАБОТАЕТ». После прекращения обледенения система выключается автоматически, вначале гаснет сигнал с символом снежинки, а через 30с. сигнал «АНТИОБЛЕД. РАБОТАЕТ». Оба сигнала расположены на информационном табло обеих кабин. Сигнал с символом снежинки и «АНТИОБЛЕД. РАБОТАЕТ» - работают в постоянном режиме.

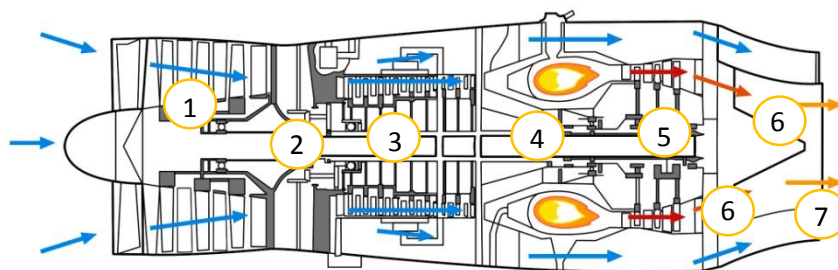
При отказе РИО-3 и наличии обледенения на самолёте противообледенительную систему включить вручную. Для этого переключатель «АНТИОБЛЕД» установить в положение «ВРУЧН» не позже чем через 30с загорается сигнал «АНТИОБЛЕД. РАБОТАЕТ». Для выключения переключатель поставить в положение «ВЫКЛ».

### ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ.



## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА, ПРИНЦИП РАБОТЫ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ – 25ТЛ

На самолёте установлен двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель АИ-25ТЛ.



- |  |                         |
|--|-------------------------|
| 1. Компрессор низкого давления (КНД).  | 5. Турбина.             |
| 2. Разделительный корпус.              | 6. Камера смешивания.   |
| 3. Компрессор высокого давления (КВД). | 7. Удлинительная труба. |
| 4. Камера сгорания.                    | 8. Реактивное сопло.    |

Воздух из атмосферы подводится через входное устройство. Входное устройство состоит из двух воздухозаборников, расположенных по бокам фюзеляжа.

Из входного устройства воздух поступает в КНД и КВД. Воздух из КВД попадает в камеру сгорания. Из камеры сгорания поступает в турбину, и далее в камеру смешивания и реактивное сопло.

Таким образом газоздушный поток, протекающий через двигатель получает значительное ускорение, что и обуславливает возникновение - силы тяги двигателя.

АИ – 25ТЛ оборудован измерителем вибрации двигателя ИВ – 300. В передней опоре двигателя установлен датчик вибрации. Величину виброскорости лётчик контролирует по указателю ИВ – 200, установленный на приборной доске передней кабины. В случае повышения вибрации двигателя более 35 мм/с на аварийном табло в обеих кабинах загорается сигнал **«ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ»**, сигнал работает в мигающем режиме.



Для проверки работоспособности ИВ - 300 на левой панели передней кабины нажать кнопку «КОНТРОЛЬ ИВ-300» при этом стрелка указателя на приборе отклоняется до отметки 75 – 100 мм/с, и загорается сигнал «ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ» на аварийном табло. Указатель ИВ – 200 в задней кабине не установлен.



Кнопка «КОНТРОЛЬ ИВ – 300»

Указатель ИВ – 200

#### Основные системы двигателя:

- система смазки двигателя;
- топливная система и автоматика двигателя;
- система защиты двигателя от перегрева;
- противообледенительная система;
- система запуска двигателя.

#### СИСТЕМА СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЯ

**Система смазки двигателя** - предназначена для подачи масла под давлением во время работы двигателя к его трущимся поверхностям с целью уменьшения трения и частичного отвода тепла. Кроме того, масло вымывает мельчайшие частицы металла, отделившиеся от трущихся поверхностей, и предохраняет детали. Система смазки определяет надёжность работы и ресурс двигателя.

Давление и температура масла на входе в двигатель замеряется датчиками. Давление масла на оборотах КВД 95% и выше должно быть не менее 3 кг/см<sup>2</sup>, на остальных режимах не менее 2 кг/см<sup>2</sup>. Температура масла должна быть не более 90°C.

Если давление масла ниже  $3 \text{ кг/см}^2$  на оборотах КВД 95% и выше, и ниже  $2 \text{ кг/см}^2$  на остальных режимах загорается сигнал **«МИН ДАВЛ. МАСЛА»** на информационном табло передней кабины. Сигнал работает в мигающем режиме. Сигнала **«МИН ДАВЛ. МАСЛА»** в задней кабине - нет.

## ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА И АВТОМАТИКА ДВИГАТЕЛЯ

**Топливная система и автоматика двигателя** - предназначена для подачи в камеру сгорания необходимого количества топлива в зависимости от режима работы двигателя. Она включает в себя: основную и аварийную систему топливопитания.

Давление топлива перед рабочими форсунками должно быть не более  $65 \text{ кг/см}^2$ . В случае частичного или полного отказа основной системы топливопитания (боевое повреждение) необходимо выполнить переход на аварийную систему топливопитания, включить «АВАР. ТОПЛИВО». Выключатель расположен на левой панели обеих кабин. Загорается сигнал **«АВАР ТОПЛИВО»** на информационном табло обеих кабин. Сигнал работает в постоянном режиме.

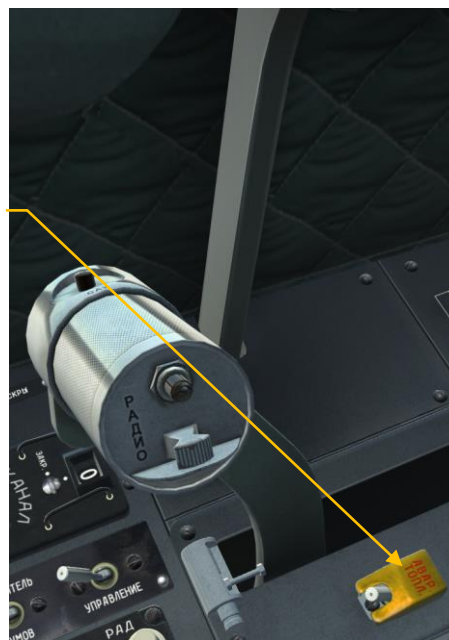
В случае засорения фильтрующих элементов и увеличения перепада давлений топлива на топливном фильтре, загорается сигнал **«ФИЛЬТР ТОПЛИВА»** на информационном табло обеих кабин. Сигнал работает в постоянном режиме.

[Передняя кабина](#)

[Задняя кабина](#)



Переключатель  
«АВАР.  
ТОПЛИВО»



Величину давления топлива, давления и температуры масла необходимо контролировать по трёхстрелочному индикатору. Прибор установлен на приборных досках обеих кабин.

Трёхстрелочный индикатор.



1. Манометр масла.
2. Манометр топлива.
3. Температура масла.

Для включения прибора необходимо включить выключатель «АККУМ» (101) и АЗС «ДВ - ЛЬ» (101) на основном распределительном щитке передней кабины. Стрелки манометра масла и топлива после включения устанавливаются на нулевые деления шкалы, а стрелка термометра масла покажет фактическую температуру масла.

В задней кабине не работает указатель температуры масла, так как в комплекте отсутствует датчик температуры.

При отказе преобразователя [СПТ-40](#) манометры топлива и масла не работают, а термометр масла продолжает работать. Для обеспечения работы манометра топлива и масла включить выключатель «АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ» (47) на правой панели передней кабины.

## СИСТЕМА ЗАЩИТЫ ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПЕРЕГРЕВА

Для защиты двигателя от перегрева предназначена система РТ-12-9. Все органы управления системой сосредоточены в передней кабине.

Она обеспечивает:

### а) при опробовании двигателя на земле и на разбеге до отрыва носового колеса:

- сигнализацию о достижении температуры выходящих газов (ТВГ)  $700\pm 15^{\circ}\text{C}$  и уменьшение подачи топлива при работе от основной системы топливопитания для предотвращения заброса температуры выше  $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ ;
- сигнализацию о достижении температуры выходящих газов (ТВГ)  $700\pm 15^{\circ}\text{C}$  при работе от аварийной системы топливопитания;
- электроостанов двигателя при достижении ТВГ  $730\pm 15^{\circ}\text{C}$ .

### б) при разбеге после отрыва переднего колеса и в полёте с выпущенными шасси или закрылками:

- сигнализацию о достижении ТВГ  $700\pm 15^{\circ}\text{C}$  и  $730\pm 15^{\circ}\text{C}$ . Если в полёте горит сигнал «ТВГ  $700^{\circ}\text{C}$ », то при уборке шасси или закрылок произойдёт частичная срезка топлива и уменьшение тяги двигателя на период горения данного сигнала;

### в) в полёте с убранными шасси и закрылками:

- сигнализацию о достижении температуры выходящих газов (ТВГ)  $700\pm 15^{\circ}\text{C}$  и уменьшение подачи топлива при работе от основной системы топливопитания для предотвращения заброса температуры выше  $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ ;
- сигнализацию о достижении температуры выходящих газов (ТВГ)  $700\pm 15^{\circ}\text{C}$  при работе от аварийной системы топливопитания;
- сигнализацию о достижении «ТВГ  $730\pm 15^{\circ}\text{C}$ » при работе на основной или аварийной системе топливопитания;
- если в полёте загорелся сигнал «ТВГ  $730^{\circ}\text{C}$ », то он горит и после снижения ТВГ, и после посадки после опускания носового колеса происходит электроостанов двигателя.

Органы управления и сигнализации системы РТ – 12 – 9.

1. «ВЫКЛ. РТ-12»



2. АЗС «РТ – 12»



3. «КОНТРОЛЬ РТ-12»

1. Выключатель «ВЫКЛ. РТ-12» - предназначен для выключения системы защиты двигателя от перегрева, установлен на левом пульте передней кабины.
2. АЗС «РТ – 12» - предназначен для подачи напряжения от бортовой сети к системе защиты двигателя от перегрева, установлен на вспомогательном распределительном щитке передней кабины.
3. Переключатель «КОНТРОЛЬ РТ- 12» - установлен на правом пульте передней кабины и предназначен для проверки исправности системы при неработающем двигателе. Необходимо последовательно нажать переключатель в положение I и II, загорится сигнал «Т.В.Г. 700С» свидетельствующий о нормальной работе системы. После запуска двигателя не рекомендуется работать переключателем, так как включается клапан ограничения топлива.

## СИГНАЛЫ.

1. Сигнал «Т.В.Г. 730°C» - о возрастании ТВГ до  $730\pm 150$ С, сигнал установлен на информационном табло передней кабины и работает в мигающем режиме.
2. Сигнал «Т.В.Г. 700°C» - о возрастании ТВГ до  $700\pm 150$ С, сигнал установлен на информационном табло передней кабины и работает в постоянном режиме.

Сигналов «Т.В.Г. 730°C» и «Т.В.Г. 700°C» в задней кабине - нет.

## ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

Служит для предотвращения обледенение деталей, расположенных на входе в двигатель (лопатки турбины и обтекатель входного направляющего аппарата). Органы управления и индикации противообледенительной системы двигателя аналогичны противообледенительной системе самолёта.

## СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Система запуска служит для обеспечения раскрутки ротора двигателя от состояния покоя до оборотов двигателя соответствующих режиму малого газа.

В запуске двигателя участвуют:

- система автоматики запуска;
- топливная автоматика двигателя;
- генератор (источник) сжатого воздуха;
- воздушный стартер.

Для запуска двигателя в качестве генератора сжатого воздуха используется вспомогательный двигатель «САПФИР-5». Он обеспечивает сжатие атмосферного воздуха и подачу его к воздушному стартеру. Воздушный стартер раскручивает ротор высокого давления двигателя АИ-25ТЛ.

Органы управления двигателем в передней и задней кабине.

Передняя кабина

Задняя кабина



1. Кнопка «ДВ – ЛБ» - для запуска двигателя АИ – 25ТЛ.
2. Выключатель «СТОП ДВ - ЛЯ» - для аварийного выключения двигателя, выдачей электрического сигнала, независимо от положения РУД.
3. Выключатель «СТОП-ТУРБО» - для выключения вспомогательного двигателя «Сапфир-5».
4. Кнопка «ТУРБО» - для запуска вспомогательного двигателя «Сапфир-5». О работе турбостартера свидетельствует сигнал **«ТУРБОСТАРТЕР»** на информационном табло в передней кабине, сигнал работает в постоянном режиме.
5. Переключатель «РЕЖИМ ЗАПУСКА - ЗАПУСК - ЛОЖ.ЗАП - ХОЛОД.ПРОКР», должен стоять в положение «ЗАПУСК».

Для установки заданных режимов работы двигателя в обеих кабинах на левой панели установлена ручка управления двигателем (РУД). РУД в передней кабине имеет маркировку режимов работы двигателя: «СТОП», отметка в виде треугольника (используется при запуске двигателя от аварийной системы топливопитания), «МГ», «КР», «НОМ», «ВЗЛ». РУД в передней кабине оборудован защёлкой «СТОП», которая предназначена для выключения двигателя.

РУД в задней кабине не имеет маркировку режимов работы и не оборудован защёлкой «СТОП». Поэтому переместить РУД в положение «СТОП», возможно только из передней кабины. РУД в задней кабине оборудован выдвижным упором, для предотвращения случайной постановки РУД в положение «СТОП» в полёте. Чтобы переместить РУД в положение «СТОП» в передней кабине, необходимо убрать упор в задней кабине. Также можно выключить двигателем с помощью выключателя «СТОП ДВ – ЛЯ» или закрытием пожарного крана.

РУД в передней кабине

РУД в задней кабине



Для АИ-25ТЛ устанавливаются следующие режимы работы двигателя:

- **Взлётный режим «ВЗЛ».** Соответствует максимально допустимому числу оборотов КВД 106,8% (стрелка  $n_1$  на приборе указателя оборотов) и наибольшей тяге двигателя. Максимальный режим используется при взлёте, наборе высоты и увеличения скорости полёта. Температура выходящих газов должна быть не более 660°C.
- **Номинальный режим «НОМ»** Соответствует оборотам КВД 103,2% (стрелка  $n_1$  на приборе указателя оборотов). Используется для длительного набора высоты и полёта на скорости, близкой к максимальной. Температура выходящих газов должна быть не более 625°C.
- **Крейсерский режим (0,85 номинального) «КР».** Соответствует оборотам КВД 99,6% (стрелка  $n_1$  на приборе указателя оборотов). Используется для полёта на максимальную дальность и продолжительность полёта, так как расход топлива наименьший. Температура выходящих газов должна быть не более 590°C.
- **Режим малого газа «МГ».** Соответствует минимальным оборотам, на которых двигатель может устойчиво работать, и составляет  $56 \pm 1,5\%$  (стрелка  $n_1$  на приборе указателя оборотов). Температура выходящих газов должна быть не более 600°C.

Обороты двигателя и температуру выходящих газов необходимо контролировать по тахометру ИТЭ-2 и термометру выходящих газов ТСТ-2.

ИТЭ – 2 ( $n_1$ - обороты КВД,  $n_2$  – обороты КНД.) и ТСТ – 2 расположены в обеих кабинах.





В задней кабине на левой панели установлен переключатель «УКАЗАТЕЛЬ ТВГ ЗАД. ПЕРЕД» в зависимости от положения переключателя, работает указатель ТСТ - 2 в передней или задней кабине.



## ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И ОГРАНИЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Параметры	Режим работы			
	Взл.	Ном.	Кр.	МГ
Тяга, кг	1720	1500	1275	Не более 135
Число оборотов	106,8%	103,2%	99,6%	56± 1,5%
Температура газов за турбиной, не более 0С				
на земле	660	625	590	600
в полёте	685 (705* с вкл. ПОС) до Н=8000м 715 на Н более 8000м	650 670*	615 635*	600
Давление топлива, кг/см <sup>2</sup>	Не более 65	Не более 65	Не более 65	Не более 65
Температура масла на входе в двигатель 0С	-5÷+90	-5÷+90	-5÷+90	-5÷+90
Максимальна высота применения, м	10 000	12 000	12 000	12 000
Максимальная продолжительность непрерывной работы, мин	Не более 20 мин	Не огр.	Не огр.	На земле не более 30 В полёте не огр.
Время приёмистости при перемещении РУД с режима МГ до МАКС, с	9-12			
Время запуска двигателя на земле и в полёте, с	Не более 50			
Максимально допустимая температура газов за турбиной при запуске двигателя, 0С				
на земле	Не более 550			
в полёте	Не более 600			

\*-при включённой противообледенительной системе температура выходящих газов увеличивается на 25-30°

## АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА Л-39С

Авиационное оборудование самолёта предназначено для обеспечения электроснабжения потребителей электрической энергией постоянным и переменным током, управления силовой установкой и контроль за её работой, определение пилотажных и навигационных параметров полёта, управление агрегатами и системами самолёта.

### Авиационное оборудование самолёта Л-39С включает:

- электрооборудование;
- приборное оборудование;
- кислородное оборудование и высотное спецснаряжение лётчика;
- бортовые средства контроля и регистрации полётных данных.

## СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПОСТОЯННЫМ ТОКОМ

- основной генератор постоянного тока ВГ-7500Я;
- запасной генератор постоянного тока ГСР-3000;
- бортовая аккумуляторная батарея 12-САМ-28.

При отказе основного генератора в работу автоматически вступает запасной генератор. При отказе основного и запасного генератора в работу включается аварийный источник – аккумуляторная батарея.

Номинальное напряжение:

- ВГ-7500Я- 28 В;
- ГСР-3000- 28 В;
- 12-САМ-28 – 24 В.

Привод ВГ-7500Я осуществляется от двигателя.

Выпуск ГСР-3000 осуществляется автоматически в поток встречного воздуха при отказе ВГ-7500Я или двигателя в полёте. Чтобы запасной генератор после выпуска включился в бортовую сеть, необходимо выдерживать скорость не менее 280 км/ч. Также возможен аварийный выпуск от крана аварийного выпуска воздушной турбины расположенного на правой панели обеих кабин. В случае вынужденной посадки с выключенным двигателем и с убранными шасси, необходимо перед посадкой убрать запасной генератор. Выключатель «ГЕНЕРАТОР ЗАПАС» (101) поставить в выключенное положение. При аварийной уборке шасси также произойдёт уборка воздушной турбины.



ГСР - 3000

Аккумуляторная батарея является аварийным источником энергии и обеспечивает питание важных потребителей при отказе основного и запасного генераторов.

#### СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННЫМ ТОКОМ

- два преобразователя (№ 1 и 2) СПО-1000 – напряжение 115 В;
- преобразователь СПТ-40 – напряжение 36 В;
- преобразователь ПТ-500Ц – напряжением 36 В.

#### СПО-1000 предназначен для обеспечения энергией:

- РСБН-5С;
- РВ-5;
- РКЛ-41;
- МРП-56П;
- Р-832М;
- Аппаратуру системы кондиционирования;
- Измерителя вибраций ИВ-300;
- РИО-3.

#### СПТ-40 предназначен для обеспечения энергией:

- электрического указателя поворота дублёра авиагоризонта;
- ёмкостного топливомера;
- манометров топлива и масла.

ПТ-500Ц предназначен для обеспечения энергией:

- АГД - 1 (дистанционный авиагоризонт);
- ГМК-1АЭ (гиромагнитный компас);
- РСБН-5С.

## РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

На самолёте Л – 39С для передачи и распределения электрической энергии в передней кабине установлены два распределительных щитка, основной распределительный щиток и вспомогательный распределительный щиток.

Также имеется распределительный щиток в задней кабине. АЗС на распределительном щитке в задней кабине являются командными.

## ОСНОВНОЙ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ

1. Выключатель «АККУМ» - для включения в сеть аккумуляторной батареи или аэродромного питания.
2. Выключатель «ГЕНЕРАТОР ОСНОВ» - для включения в сеть основного генератора.
3. Выключатель «ГЕНЕРАТОР ЗАПАС» - для включения в сеть запасного генератора.
4. АЗС «ДВ - ЛЬ» - обеспечивает запуск, работу, контроль работы двигателя и включение преобразователя 3х36 В.
5. АЗС «АГД-ГМК» - обеспечивает включение преобразователя ПТ-500Ц и подаёт постоянное напряжение к ГМК-1АЭ и АГД - 1.
6. АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-I» - для включения первого преобразователя СПО-1000.
7. АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ - II» - для включения второго преобразователя СПО-1000.
8. АЗС «РТЛ» - включает радиостанцию Р-832М и СПУ – 9.
9. АЗС «МРП-РВ» - обеспечивает включение маркерного радиоприёмника и радиовысотомера.
10. АЗС «ИСКРА» - обеспечивает включение аппаратуры РСБН-5С.
11. АЗС «АВАР. ВКЛ. СПО» - в полёте и на земле обеспечивает включение при отказе основного и запасного генератора от аккумуляторной батареи.
12. АЗС «АВАР. ВКЛ. ИСКРА» - при отказе основного генератора обеспечивает включение системы «Искра-К» от запасного генератора или аккумуляторной батареи.
13. АЗС «КРЫЛ. БАКИ» - включает систему сигнализации выработки крыльевых баков.
14. АЗС «РИО» - включает сигнализатор обледенения
15. АЗС «СДУ» - для включения системы директорного управления.

## ОСНОВНОЙ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ



## ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ

На вспомогательном распределительном щитке установлены 25 АЗС, включающие различные потребители. В практической эксплуатации самолёта Л – 39С все АЗС на вспомогательном распределительном щитке включаются техником самолёта перед полётом, а лётчик перед полётом должен убедиться, что все АЗС включены.

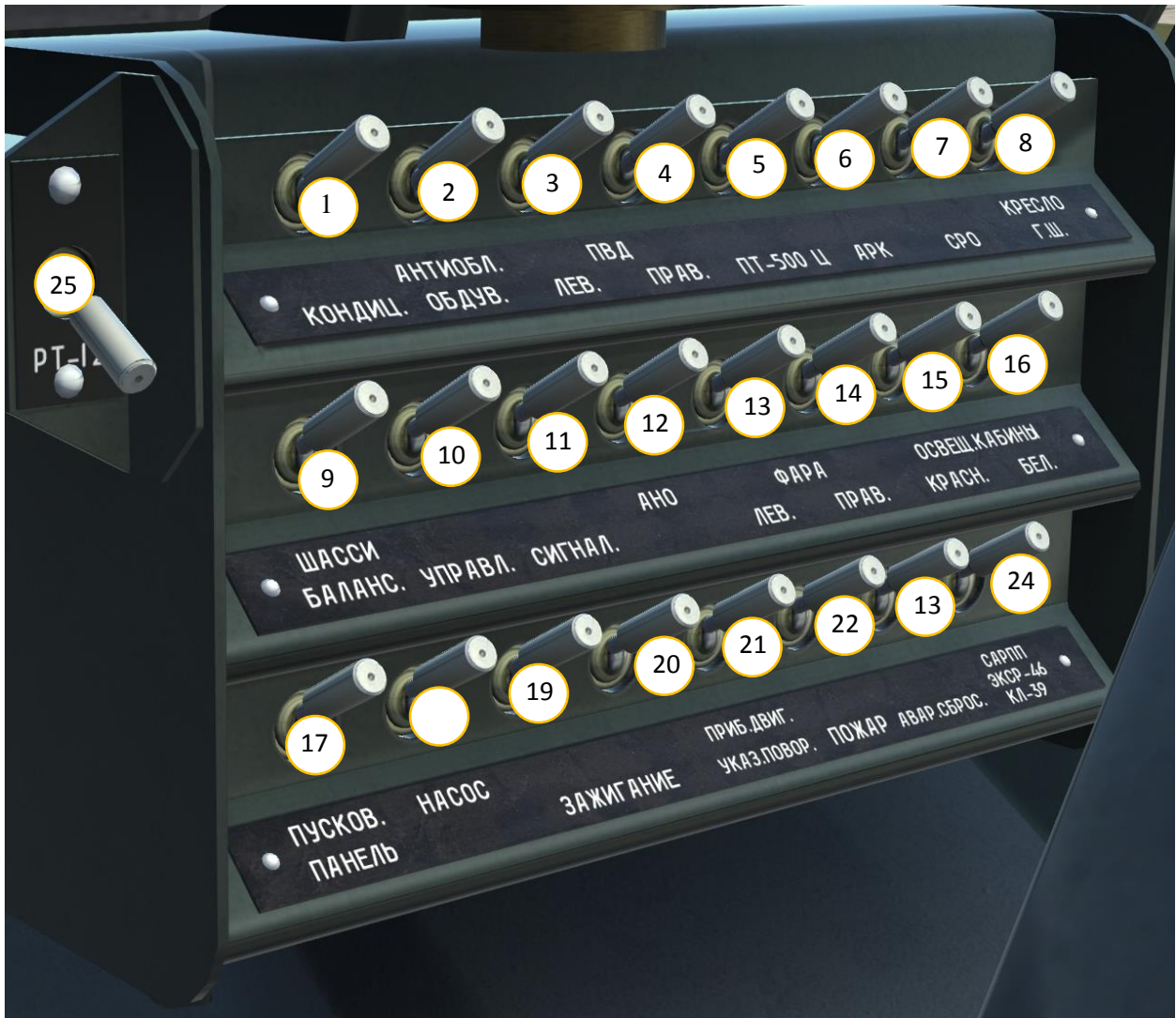
В модуле Л-39С, все АЗС на вспомогательном распределительном щитке находятся во включённом положении.

На вспомогательном распределительном щитке расположены следующие АЗСы:

1. «КОНДИЦ» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе кондиционирования воздуха в кабине;
2. «АНТИОБЛ. ОБДУВ ПИЛОТА» - для подачи напряжения от бортовой сети к противообледенительной системе. Также для подачи напряжения от бортовой сети к кранам управления вентиляцией костюма и индивидуального обдува лётчика (данная функция в симуляторе не реализована);
3. «ПВД ЛЕВ» - для подачи напряжения от бортовой сети к запасному приёмнику воздушного давления;
4. «ПВД ПРАВ» - для подачи напряжения от бортовой сети к основному приёмнику воздушного давления;
5. «ПТ-500Ц» - для включения преобразователя «ПТ- 500Ц»;
6. «АРК» - для включения РКЛ – 41;
7. «СРО» - для включения СРО – 2М;
8. «КРЕСЛО ГШ» - для подачи напряжения от бортовой сети к креслу передней кабины (для регулировки кресла по высоте). Также для подачи напряжения от бортовой сети для обогрева стекла гермошлема (данная функция в симуляторе не реализована);
9. «ШАССИ БАЛАНС» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе управления и индикации: триммеров по крену и тангажу, шасси и закрылок.
10. «УПРАВЛ» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе управления и сигнализации закрылками и тормозными щитками, обеспечивает управление тормозной системой, сигнализацию о достижении критического числа М полёта, а также подаёт питание на реле блокировки по скорости. Реле срабатывает при скорости полёта более 310 км/ч и включает сигнал «ГОТОВ», сигнализирующий о готовности системы вооружения к работе.
11. «СИГНАЛ» - для подачи напряжения от бортовой сети к сигнальным лампам всех табло передней кабины;
12. «АНО МОНТ. ЛАМПА» - для подачи напряжения от бортовой сети к лампе аварийного освещения и системе внешней световой сигнализации;
13. «ФАРА ЛЕВ» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе управления посадочно – рулёжными фарами;
14. «ФАРА ПРАВ» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе управления посадочно – рулёжными фарами;
15. «ОСВЕЩ КАБИНЫ КРАСНОЕ» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе освещения кабин красным светом;
16. «ОСВЕЩ КАБИНЫ БЕЛ» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе освещения кабин белым светом;
17. «ПУСКОВ. ПАНЕЛЬ» - для подачи напряжения от бортовой сети к пусковой панели запуска двигателя;
18. «НАСОС» - для подачи напряжения от бортовой сети к подкачивающему насосу двигателя;
19. «ЗАЖИГАНИЕ» - для подачи напряжения от бортовой сети к АЗС вспомогательного распределительного щитка обеспечивающие, запуск, работу, контроль работы двигателя;
20. «ЗАЖИГАНИЕ» - для подачи напряжения от бортовой сети к АЗС вспомогательного распределительного щитка обеспечивающие, запуск, работу, контроль работы двигателя;
21. «ПРИБ. ДВИГ.УКАЗ.ПОВОР» - для включения преобразователя «СПТ – 40»;
22. «ПОЖАР» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе пожаротушения;
23. «АВАР. СБРОС» - для подачи напряжения от бортовой сети к АЗС «АВАР. СБРОС»;

- 24. «САППП ЭКСР - 46 КЛ-39» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе управления стрельбой сигнальными ракетами, системе управления аварийного покидания самолёта и системе САППП – 12ГМ.
- 25. «РТ – 12» - для подачи напряжения от бортовой сети к системе защиты двигателя от перегрева.

Вспомогательный распределительный щиток передней кабины.

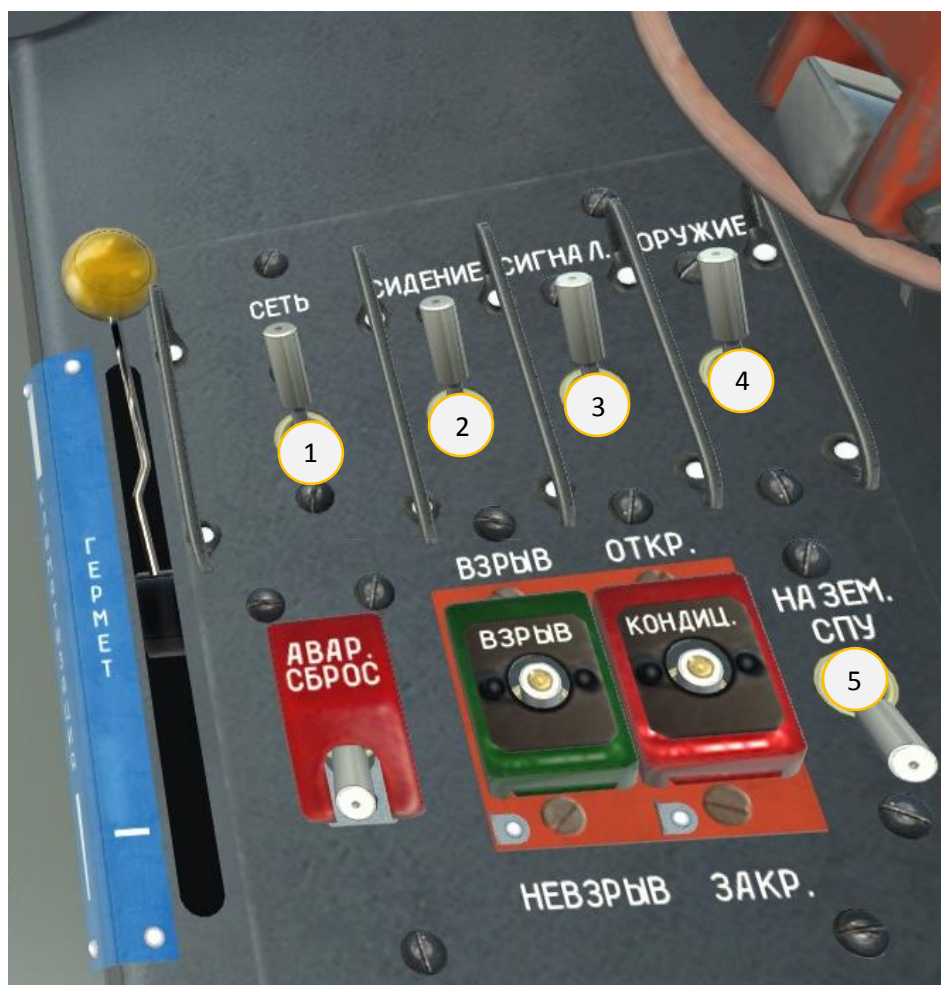




## РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ЗАДНЕЙ КАБИНЫ

1. Выключатель «СЕТЬ» - обеспечивает возможность включения в сеть любого источника постоянного тока. Должен всегда быть включён.
2. АЗС «СИДЕНИЕ» - для подачи напряжения от бортовой сети к креслу задней кабины (для регулировки кресла по высоте);
3. АЗС «СИГНАЛ» - для подачи напряжения от бортовой сети к сигнальным лампам всех табло задней кабины;
4. АЗС «ОРУЖИЕ» - для подачи напряжения от бортовой сети к АЗС управления вооружением в передней кабине, данный АЗС является командным по отношению к АЗС «ОРУЖИЕ» в передней кабине.
5. АЗС «НАЗЕМН. СПУ» - предназначен для ведения переговоров с наземным персоналом.

## РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ ЩИТОК ЗАДНЕЙ КАБИНЫ



## ВКЛЮЧЕНИЕ ИСТОЧНИКОВ ПОСТОЯННОГО И ПЕРЕМЕННОГО ТОКА В СЕТЬ И КОНТРОЛЬ ЗА ИХ РАБОТОЙ

### 1. Включение в бортовую сеть аэродромного источника питания

Контроль подключения аэродромного источника питания в кабине самолёта лётчиком контролируется по загоранию лампы с символом стартовой тележки на левой панели в передней кабине и по **вольтамперметру (44)** (напряжение 27-29 В). Вольтамперметр в задней кабине не установлен.



Сигнал подключения аэродромного источника питания.



### 2. Включение в бортовую сеть аккумулятора 12-САМ-28

Для включения в сеть аккумуляторной батареи необходимо включить выключатель **«АККУМ» (101)** на основном распределительном щитке. Контроль включения осуществляется по вольтметру и сигналам **«ГЕНЕРАТОР»** и **«ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР»** работающих в мигающем режиме на аварийном табло. Напряжение по вольтметру 24 В.

### 3. Включение в бортовую сеть основного генератора

Для включения основного генератора необходимо включить выключатель **«ГЕНЕРАТОР ОСНОВ» (101)** на основном распределительном щитке передней кабины. Основной генератор подключится к сети после запуска двигателя и отключения аэродромного источника. После включения генератора сигналы **«ГЕНЕРАТОР»** и **«ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР»** гаснут. Напряжение по вольтметру должно быть 28-29 В.

#### 4) Включение преобразователя СПО-1000

Для включения СПО – 1000 № I и II необходимо включить АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ. - I» (101) и АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ. - II» (101) на основном распределительном щитке передней кабины.

Контроль исправности осуществляется по нормальной работе указанных выше потребителей, питание которых они обеспечивают.

При отказе одного из двух преобразователей все потребители автоматически переключаются на исправный преобразователь и загорается сигнал в мигающем режиме «ПРЕОБРАЗ 115 В» на аварийном табло обеих кабин.

#### 5) Включение преобразователя СПТ-40:

Преобразователь включается с помощью АЗС «ДВ - ЛЬ» (101) на основном распределительном щитке передней кабины.

Контроль исправности осуществляется по нормальной работе указанных выше потребителей, питание которых он обеспечивает.

При отказе преобразователя загорается сигнал красного цвета «ПРЕОБРАЗ. 3x36 В» на информационном табло обеих кабин, работает в мигающем режиме.

#### 6) Включение преобразователя ПТ-500Ц:

Преобразователь включается с помощью АЗС «АГД-ГМК» (101) на основном распределительном щитке передней кабины.

Контроль исправности осуществляется по нормальной работе указанных выше потребителей, питание которых он обеспечивает.

## СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

**Светотехническое оборудование самолёта включает:**

- освещение кабин красным и белым светом;
- управление рулёжно – посадочными фарами;
- внешнюю световую сигнализацию;
- внутрикабинную световую сигнализацию.

## СИСТЕМА ОСВЕЩЕНИЯ КАБИН КРАСНЫМ И БЕЛЫМ СВЕТОМ

Предназначена для освещения приборов, приборной доски и пультов красным (основным) и белым (резервным) светом.

При отказе системы красного освещения, автоматически включается белое освещение.

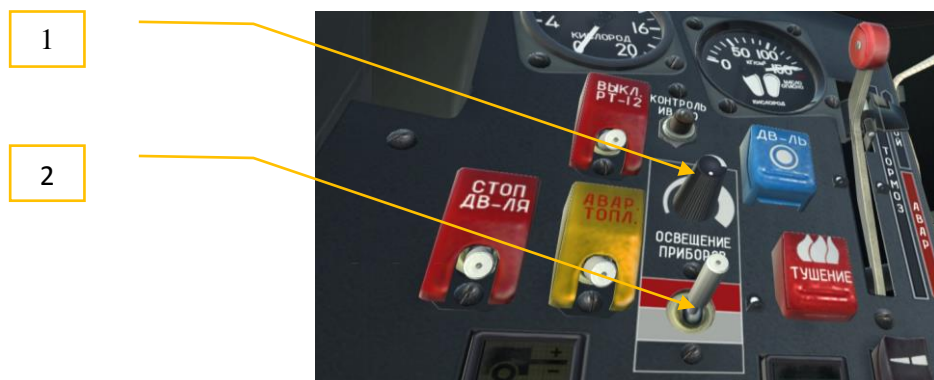
Подсвет магнитного компаса (КИ-13) осуществляется белым светом независимо от положения переключателя.

При отказе красного и белого освещения необходимо включить аварийное освещение. Аварийное освещение есть только в передней кабине.

Лампа аварийного освещения, расположенная слева от прицела, предназначена для аварийного подсвета приборной доски передней кабины.



Органы управления системой освещения в передней и задней кабине:



1. Реостат регулировки силы света, установлен на левой панели обеих кабин.
2. Переключатель «ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ» с красной и белой чертами, обозначающий положение переключателя, установлен на левой панели обеих кабин.

Белое освещение



Красное освещение



Аварийное освещение



## Красное освещение



## Белое освещение



## СИСТЕМА ВНЕШНЕЙ СВЕТОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ

Предназначена для обозначения самолёта на земле и в воздухе.

В состав системы входят:

- два бортовых аэронавигационных огня зелёного и красного цвета, установленных на правом и левом концевом баке соответственно;
- бортовой аэронавигационный огонь белого цвета, установлен в верхней части киля.
- система сигнализации выпущенного положения шасси (огни белого цвета установлены на стойках шасси);

- органы управления внешней световой сигнализацией (находятся на правом пульте, только в передней кабине).



Органы управления внешней световой сигнализации.



1. Переключатель «АНО ЯРКОСТЬ 30% - 60% - 100%».
2. Переключатель «АНО МИГАНИЕ – ВЫКЛ – НЕПРЕРЫВ»;

## СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДОЧНО-РУЛЁЖНЫМИ ФАРАМИ

Предназначена для освещения рулёжных дорожек и ВПП при полётах ночью.

Органы управления посадочно-рулёжными фарами (41)



1. Переключатель «ФАРА РУЛЕЖ. ПОСАД» для включения и выключения режима работы фар, установленный на левом борту передней и задней кабины.
2. Положение «ПОСАД».
3. Положение «РУЛЕЖ»;





При полётах ночью лётчик можем проверить выпуск шасси с помощью рулёрной фары. Для этого необходимо переключатель «ФАРА РУЛЕЖ. ПОСАД» установить в положение «РУЛЕЖ» если фары горят – шасси выпущено, если фары не горят – шасси убрано.

## СИСТЕМА ВНУТРИКАБИННОЙ СВЕТОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ

Предназначена для выдачи сигналов, свидетельствующих о нормальной работе систем самолёта и двигателя, а также для выдачи аварийных сигналов в случае аварийного или опасного состояния систем самолёта и двигателя.

### Система состоит из:

- информационного и аварийного табло;
- пилотажно – посадочного сигнализатора (значение сигналов описано в главе «Основная гидравлическая система» ППС);
- табло сигнализации положения закрылков (значение сигналов описано в главе «Основная гидравлическая система» ЗАКРЫЛКИ);
- табло сигнализации о нейтральном положении триммеров (значение сигналов описано в главе «Система управления самолётом» ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРАМИ В ПЕРЕДНЕЙ И ЗАДНЕЙ КАБИНЕ.);
- табло сигнализации о подключении аэродромного источника питания ВКЛЮЧЕНИЕ ИСТОЧНИКОВ ПОСТОЯННОГО И ПЕРЕМЕННОГО ТОКА В СЕТЬ И КОНТРОЛЬ ЗА ИХ РАБОТОЙ;
- табло сигнализации вооружения (значение сигналов описано в разделе «Боевое применение» ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ ВООРУЖЕНИЯ В ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЕ, ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ ВООРУЖЕНИЯ В ЗАДНЕЙ КАБИНЕ);

Информационное и аварийное табло установлено в правой и левой части приборной доски обеих кабин. В передней кабине информационное табло включает 16 сигналов, из которых используются 15, 16 - й сигнал – резервный (не задействован). В задней кабине информационное табло включает 12 сигналов, из которых используются 11, 12 – сигнал – резервный (не задействован).

### Информационное табло задней кабины имеет следующие отличия:

- вместо сигнала «КОНДИЦ АВАР» установлен «ПРЕОБРАЗ 3x36 В»;
- вместо «СОГЛАС. АЗИМУТА» установлен «АЗИМУТ ТОЧНО»;
- вместо «ТУРБОСТАРТЕР» установлен «ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО».

### Кроме того, отсутствуют сигналы:

- «МИН. ДАВЛ. МАСЛА»;
- «Т.В.Г. 730°C»;
- «Т.В.Г. 700°C».

Также для выдачи аварийных режимов справа от прицела АСП – ЗНМУ в передней кабине и над приборной доской в задней кабине, установлен сигнализатор аварийных режимов. Работает в мигающем режиме одновременно с выдачей аварийных сигналов:

- «ПОЖАР»;
- «150 кг ТОПЛИВА»;
- «ФИЛЬТР ТОПЛИВА»;
- «НЕ ЗАПУСКАЙ»;
- «ГЕНЕРАТОР»;
- «ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ»;
- «ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ»;

- «ПАД. ДАВЛ. ГИДРОСИСТ».

Значение каждого сигнала описано в соответствующих разделах мануала.

### АВАРИЙНОЕ И ИНФОРМАЦИОННОЕ ТАБЛО ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЫ

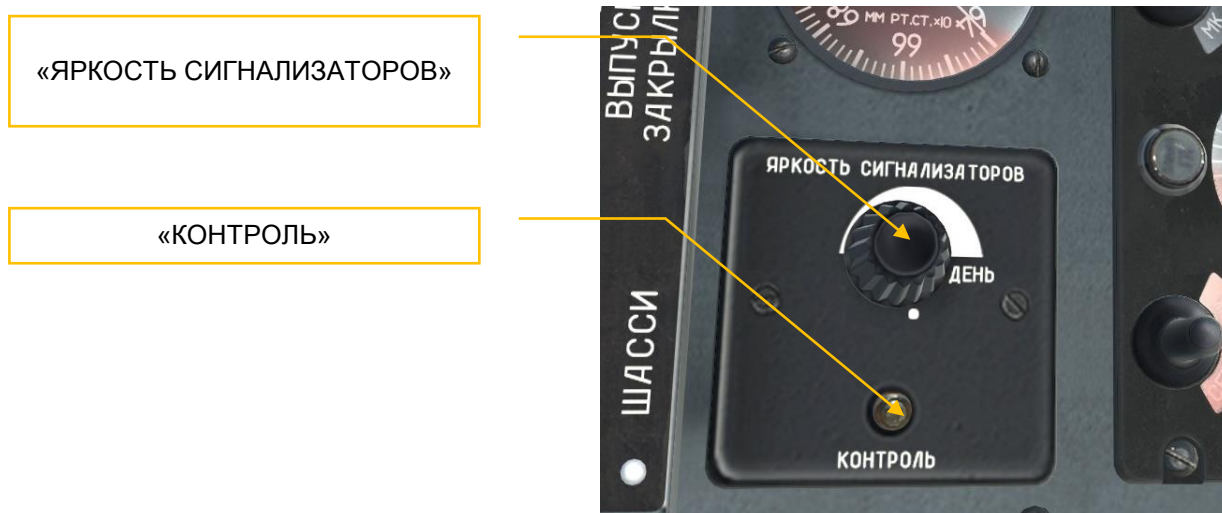


### АВАРИЙНОЕ И ИНФОРМАЦИОННОЕ ТАБЛО ЗАДНЕЙ КАБИНЫ



1. Аварийное табло.
2. Информационное табло.
3. Сигнализатор опасных режимов.

Для проверки исправности всех сигнальных ламп табло необходимо нажать кнопку «КОНТРОЛЬ» (47) и отрегулировать яркость свечения с помощью потенциометра «ЯРКОСТЬ СИГНАЛИЗАТОРОВ». Кнопка и потенциометр находятся на правой панели обеих кабин.



## ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

### ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

Пилотажно-навигационные приборы предназначены для выдачи лётчику информации о высоте и скоростях полёта, угловом положении самолёта в пространстве, наличии угловой скорости и скольжения, величине перегрузки и времени полёта.

Измерение высоты и скоростей полёта производится аэрметрическими приборами, подключёнными к системе воздушного давления самолёта.

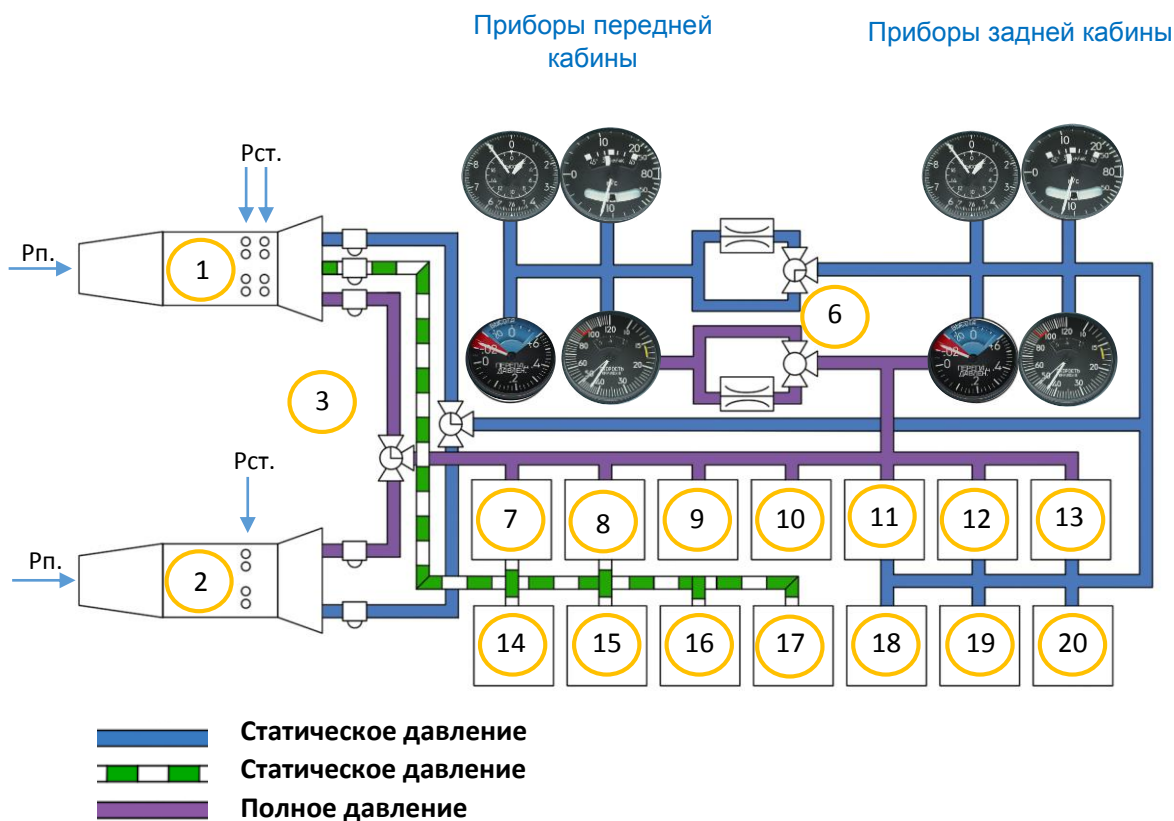
Измерение углового положения в пространстве и угловой скорости производится гироскопическими приборами.

Перегрузка измеряется акселерометром, время – авиационными часами.

На самолёте Л-39С установлена система приёмников воздушных давлений для восприятия полного и статического давления и передача этих давлений к потребителям.

Система состоит из основного и запасного приёмников воздушных давлений. Основной приёмник установлен на правой плоскости, запасной на левой. Органы управления системой приёмников воздушного давления находятся на левом пульте в передней кабине.

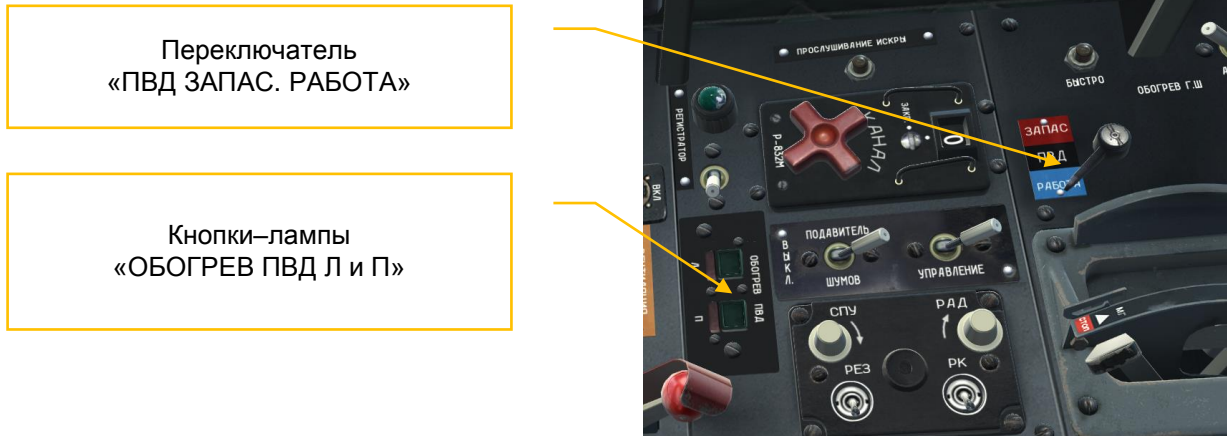
Система приёмников воздушного давления самолёта.



- |   |   |    |   |
|---|---|----|---|
| 1 | Основной приёмник воздушного давления.                                  | 11 | Датчик скорости.  |
| 2 | Запасной приёмник воздушного давления.                                  | 12 | Датчик скорости и автоматического включения САПП – 12 ГМ. |
| 3 | Кран переключения с основного на запасной приёмник воздушного давления. | 13 | Сигнализатор скорости в цепи управления закрылков.        |
| 4 | Приборы передней кабины.  | 14 | Регуляторы давления в кабине                              |
| 5 | Приборы задней кабины.  | 15 | Механизм высоты АСП – ЗНМУ.                               |
| 6 | Краны имитации отказов.   | 16 | Регуляторы давления в кабине                              |
| 7 | Датчик скорости аппаратуры «ИСКРА – К».                                 | 17 | Датчик давления аппаратуры «ИСКРА – К».                   |
| 8 | Датчик скорости аппаратуры «ИСКРА – К».                                 | 18 | Датчик высоты.  |

9	Сигнализаторы скоростного напора катапультного кресла первой кабины.	19	Датчик радиовысотомера.
10	Сигнализаторы скоростного напора катапультного кресла второй кабины.	20	Датчик сигнализации опасного давления в кабине.

## ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМОЙ ПРИЁМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ



Переключатель  
«ПВД ЗАПАС. РАБОТА»

Кнопки–лампы  
«ОБОГРЕВ ПВД Л и П»

1. Переключатель «ПВД ЗАПАС. РАБОТА» – для переключения с основного на запасной приёмник воздушного давления.
2. Кнопки – лампы «ОБОГРЕВ ПВД Л и П» – для электрического обогрева приёмников воздушных давлений.

Для ввода имитации отказа ПВД в трубопроводах статического и полного давлений передней кабины установлены два крана «ПОЛН. ДАВЛ. РАБОТА – ДРОС. 30 с. – ОТКАЗ» и «СТАТ. ДАВЛ. РАБОТА – ДРОС. 30 с. – ОТКАЗ». Краны установлены в задней кабине на среднем пульте.

При постановке крана «ПОЛН. ДАВЛ. РАБОТА» в положение «ОТКАЗ» имитируется отказ КУСМ - 1200 в передней кабине.

При постановке крана «СТАТ. ДАВЛ. РАБОТА» в положение «ОТКАЗ» имитируется отказ ВД – 20, вариометра и указателя перепада давления в кабине.

*Важно: Для исключения выхода из строя манометрических коробок приборов передней кабины, при перестановке кранов из положения «ОТКАЗ» в положение «РАБОТА» установлены дроссели. При включении приборов после ввода отказов необходимо установить краны из положения «ОТКАЗ» в положение «ДРОС. 30 сек.» и через 30 сек. поставить в положение «РАБОТА».*

Пульт ввода отказов в приборы передней кабины.



1. «ПОЛН. ДАВЛ. РАБОТА – ДРОС. 30 с. – ОТКАЗ».
2. «СТАТ. ДАВЛ. РАБОТА – ДРОС. 30 с. – ОТКАЗ».

Пилотажно-навигационные приборы подразделяются на:

- аэрометрические приборы;
- гироскопические приборы.

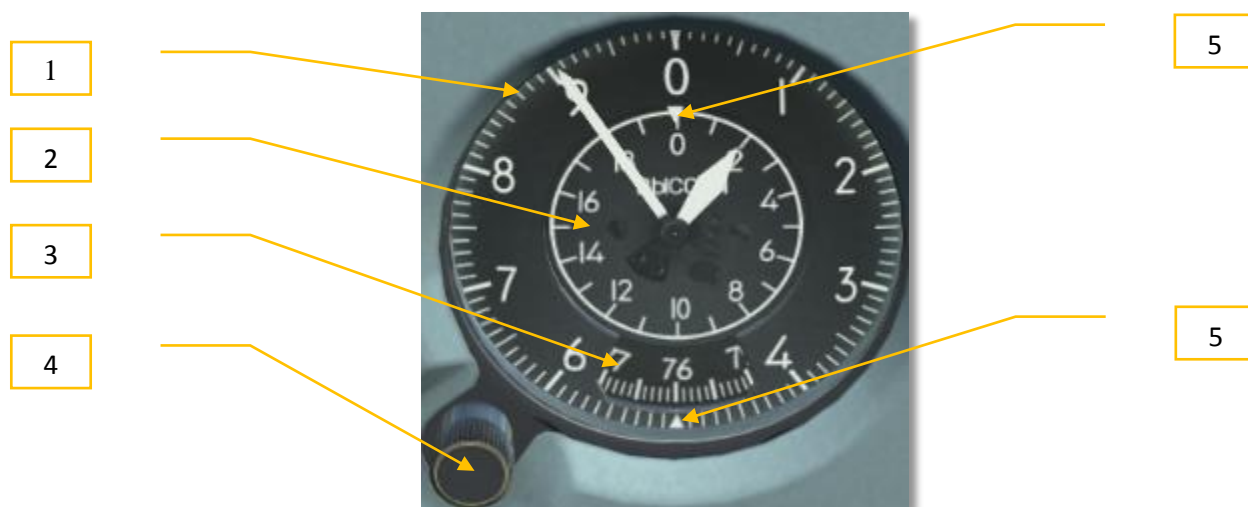
## АЭРОМЕТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

- барометрический высотомер ВД-20;
- указатель высоты и перепада давления УВПД;
- комбинированный указатель скорости и числа М полёта КУСМ-1200;
- вариометр комбинированного прибора (дублёр авиагоризонта);

## БАРОМЕТРИЧЕСКИЙ ВЫСОТОМЕР ВД-20

Предназначен для измерения относительной высоты полёта. Высотомер установлен на приборных досках передней и задней кабины.

ВД-20 (44).

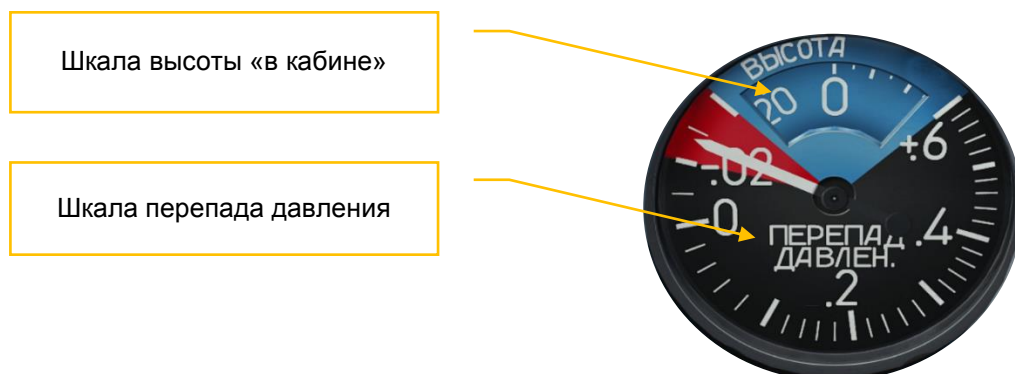


1. Внешняя шкала для отсчёта значений высоты в метрах.
2. Внутренняя шкала для отсчёта высоты в километрах.
3. Значение барометрического давления.
4. Кремальера для установки стрелок прибора на «0».
5. Индексы для ввода поправки на давление при посадке на высокогорные аэродромы, где давление меньше 670 мм рт. ст. Индексы перемещаются кремальерой.

## УКАЗАТЕЛЬ ВЫСОТЫ И ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ УВПД

Предназначен для измерения «высоты» в кабине самолёта и перепада давления между кабиной и окружающей атмосферой. Прибор является комбинированным и объединяет в одном корпусе высотомер («кабинной высоты») и манометр-измеритель перепада давления. УВПД установлен на приборных досках передней и задней кабины.

УВПД (45).





## КОМБИНИРОВАННЫЙ УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ И ЧИСЛА М ПОЛЁТА КУСМ-1200

Предназначен для измерения приборной скорости от 100-1200км/ч, истинной скорости – от 300 до 1200 км/ч, числа М полёта – от 0,5 до 1 и сигнализации о критическом значении числа М полёта равного 0,78. При достижении числа М равного 0,78, включается сигнал «М макс» на аварийном табло в обеих кабинах и автоматически выпускаются ТЩ. Сигнал «М макс» - работает в постоянном режиме. КУСМ - 1200 установлен на приборных досках передней и задней кабины.

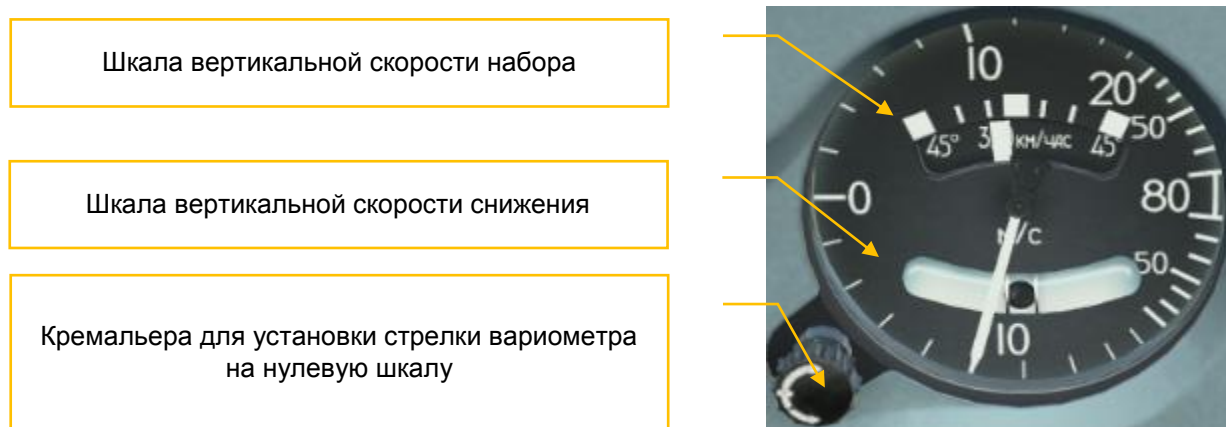
КУСМ-1200 (44).



## ВАРИОМЕТР КОМБИНИРОВАННОГО ПРИБОРА

Предназначен для измерения вертикальной скорости полёта. Вариометр установлен на приборных досках передней и задней кабины.

Вариометр комбинированного прибора (44)



## ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

- дистанционный авиагоризонт АГД - 1;
- электрический указатель поворота и скольжения (ЭУП);
- акселерометр;

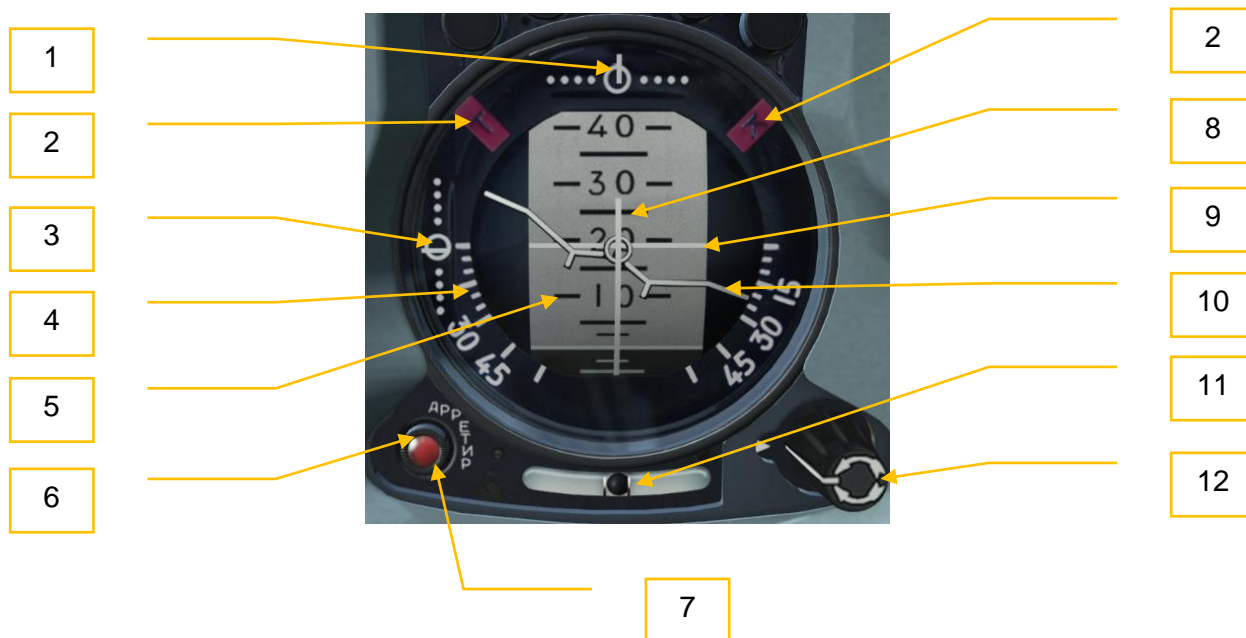
## ДИСТАНЦИОННЫЙ АВИАГОРИЗОНТ АГД - 1

Предназначен для выдачи лётчику информации о фактических углах крена и тангажа относительно плоскости горизонта, о наличии и направлении скольжения. В качестве указателя используется, командно – пилотажный прибор КПП – 1273К. Командно – пилотажный прибор представляет собой комбинацию указателя авиагоризонта с командными и дополнительными стрелочными указателями. Для использования системы директорного управления СДУ Л-39, на КПП – 1273К расположены стрелки бокового и продольного канала, а также стрелки бокового отклонения и отклонения по высоте. Перемещение стрелок происходит от сигналов поступающим из системы директорного управления. СДУ Л-39 обеспечивает полуавтоматическое управление самолётом при заходе на посадку. Включение системы производится АЗС «СДУ» (101) на основном распределительном щитке и выключателем «СДУ» на правой панели в передней кабине. Для включения КПП включить выключатель «АККУМ» (101) и АЗС «АГД-ГМК» (101) на основном распределительном щитке передней кабины. После включения загорается кнопка-лампа (АРРЕТИР) и не более чем через 15 с гаснет, КПП покажет нулевые углы крена и тангажа. Через 1,5 мин. после включения КПП должен показывать фактические углы крена и тангажа. КПП установлен на приборных досках передней и задней кабины.

Выключатель «СДУ»



КПП-1273К (44)



- |   |  |    |   |
|---|--|----|---|
| 1 | Стрелка отклонения по курсу.   | 7  | Красная лампа отказа КПП, также загорается и вовремя арретирования КПП. |
| 2 | Бленкеры для сигнализации об отсутствии питания продольного и бокового канала СДУ. | 8  | Командная стрелка бокового канала.                                      |
| 3 | Стрелка отклонения по высоте.  | 9  | Командная стрелка продольного канала.                                   |
| 4 | Шкала крена.   | 10 | Силуэт самолёта.  |
| 5 | Шкала тангажа.   | 11 | Указатель скольжения.   |
| 6 | Кнопка - лампа АРРЕТИР - для арретирования КПП.                                    | 12 | Кремальера для перемещения шкалы тангажа.                               |

Инструктор из задней кабины может ввести отказ шкалы крена и тангажа КПП-1273К передней кабины.



## ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА И СКОЛЬЖЕНИЯ

Предназначен для определения направления разворота и скольжения, а при скорости - 350 км/ч – углов крена. Предел измерения угловой скорости  $\pm 5,7$  °/с, что соответствует крену  $45^\circ$  и скорости 350 км/ч. Цена деления шкалы кренов -  $15^\circ$ . Для включения ЭУП необходимо включить выключатель «АККУМ» (101) и АЗС «ДВ - ЛЬ» (101) на основном распределительном щитке передней кабины. ЭУП установлен на приборных досках передней и задней кабины.

Электрический указатель поворота и скольжения (44)



## АКСЕЛЕРОМЕТР

Предназначен для выдачи лётчику информации о величине нормальной перегрузки и включения предупредительного сигнала о наличии недопустимой перегрузки + 7,5, - 3,5 ед. Пред полётом проверить установлены ли стрелки указателя на деление +1. Если нет, нажать кнопку возврата стрелок. В задней кабине акселерометр не установлен.

### Акселерометр (44)



1. Фиксирующая стрелка максимального значения отрицательной перегрузки за полёт.
2. Стрелка текущей перегрузки.
3. Фиксирующая стрелка максимального значения положительной перегрузки за полёт.
4. Кнопка сброса значений максимальных перегрузок.

## АВИАЦИОННЫЕ БОРТОВЫЕ ЧАСЫ АЧС – 1М

Предназначены для показания текущего времени полёта в часах и минутах, измерения времени полёта в часах и минутах, а также измерения коротких промежутков времени. АЧС-1М установлены на приборных досках передней и задней кабины.

АЧС – 1М (45)



1. Шкала ВРЕМЯ ПОЛЁТА.
2. Шкала для отсчёта времени.
3. Шкала секундомера.
4. Кнопка для завода часов, перевода стрелок, пуска, останова и возврата на 0 стрелок механизма времени полёта.
5. Кнопка для пуска и останова часов, пуска, останова и возврата на 0 стрелок секундомера.

## ИЗМЕРИТЕЛИ КУРСА

Для измерения курса полёта на самолёте Л-39С установлены:

- магнитный компас КИ-13;
- курсовая система ГМК-1АЭ.

### МАГНИТНЫЙ КОМПАС КИ-13

Предназначен для определения курса самолёта в случае отказа ГМК-1АЭ. Компас имеет индивидуальный подсвет. В задней кабине КИ – 13 не установлен.

КИ – 13.



## КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1АЭ

В симуляторе Л - 39С полёт можно выполнять с магнитным или истинным курсом.

ГМК – 1АЭ предназначена для определения курса и углов разворота. В качестве указателя курса используется навигационно - пилотажный прибор (НПП).

Для включения НПП включить выключатель «АККУМ» (101) и АЗС «АГД-ГМК» (101) на основном распределительном щитке передней кабины. НПП установлен на приборных досках передней и задней кабины. Для управления системой ГМК-1АЭ в передней кабине на правой панели установлен пульт управления ПУ-26Э, в задней кабине на правой панели коррекционный механизм КМ – 8. КМ – 8 предназначен для ввода магнитного склонения, если полёт выполняется по истинному курсу.

КМ – 8 (53)



Для быстрого согласования системы по магнитному курсу необходимо нажать кнопку «СОГЛАС. МК» в передней или задней кабине, или нажать переключатель ЗК на пульте ПУ-26Э в передней кабине. В полёте через 45 мин – 1 час производить согласование системы.

В случаи завала гироскопа на приборных досках загораются сигнальные лампы «ЗАВАЛ ГА» (возможно загорание в процессе и после энергичного маневрирования), также необходимо согласовать систему. Согласование производить в прямолинейном горизонтальном полёте с постоянной скоростью.

ЛАМПА «ЗАВАЛ ГА»

Лампа «ЗАВАЛ ГА»

Кнопка «СОГЛАС. МК»



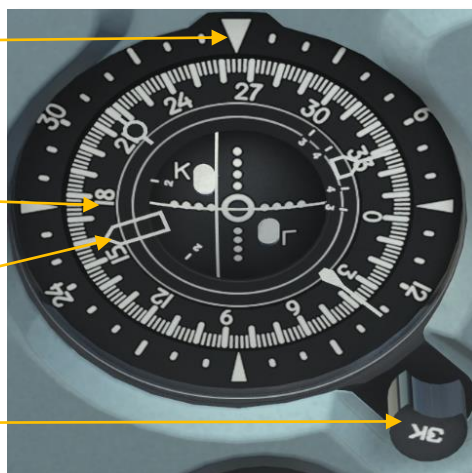
ГМК – 1АЭ (44)

Неподвижный индекс курса

Шкала курса

Стрелка курсозадатчика

Задатчик курса





ПУ – 26Э (47)



1. Лампа «ЗАВАЛ ГА»
2. Переключатель «СЕВ. ЮЖН» – для установки северного или южного полушария.
3. Ручка для установки широты аэродрома
4. Переключатель «КОНТР. 0 - 300<sup>0</sup>» для проверки системы.
5. Переключатель «МК – ГПК» (МК – режим магнитной коррекции. ГПК – режим гирополукомпас).
6. Шкала широт.
7. Переключатель «ЗК» предназначен для согласования курса.

**Инструктор из задней кабины может ввести отказ ГМК – 1АЭ передней кабины.**



## КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА

Использование кислородного оборудования в симуляторе Л-39 имеет особенности. Пилоты выполняют полёт только в защитном шлеме и кислородной маске, также можно использовать противоперегрузочный костюм. Кислородная маска всегда пристёгнута к защитному шлему. Гермошлем, высотно – компенсирующий костюм и вентиляционный костюм не используются, и органы управления по эксплуатации данного спецснаряжения не задействованы.

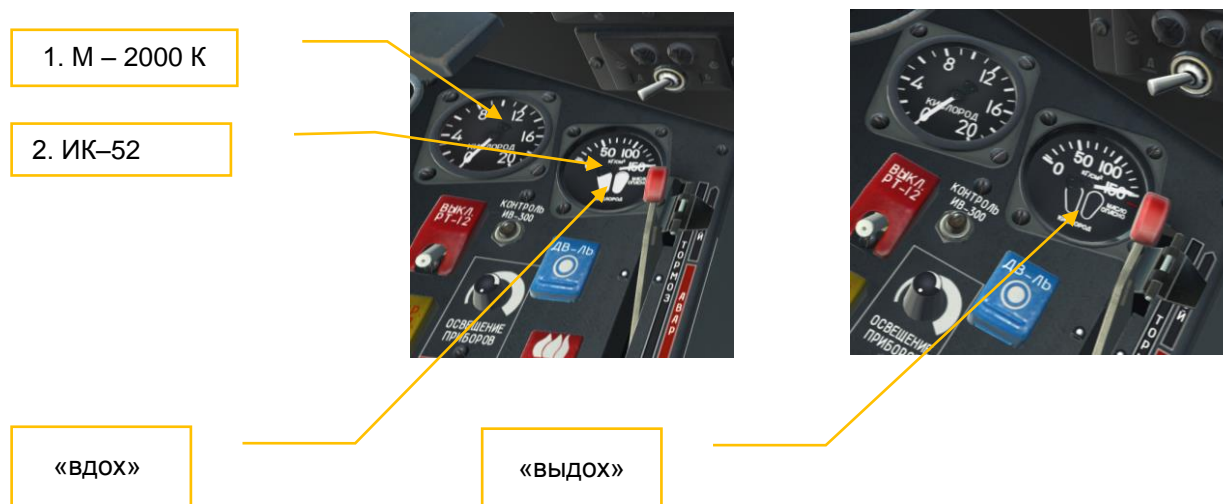
На самолёте установлен комплект кислородного оборудования ККО-5.

Он предназначен для обеспечения нормальной жизнедеятельности и работоспособности лётчика на больших высотах и обеспечения безопасного катапультирования на любых высотах. Перед полётом необходимо проверить что органы управления ККО находятся в соответствующих положениях.

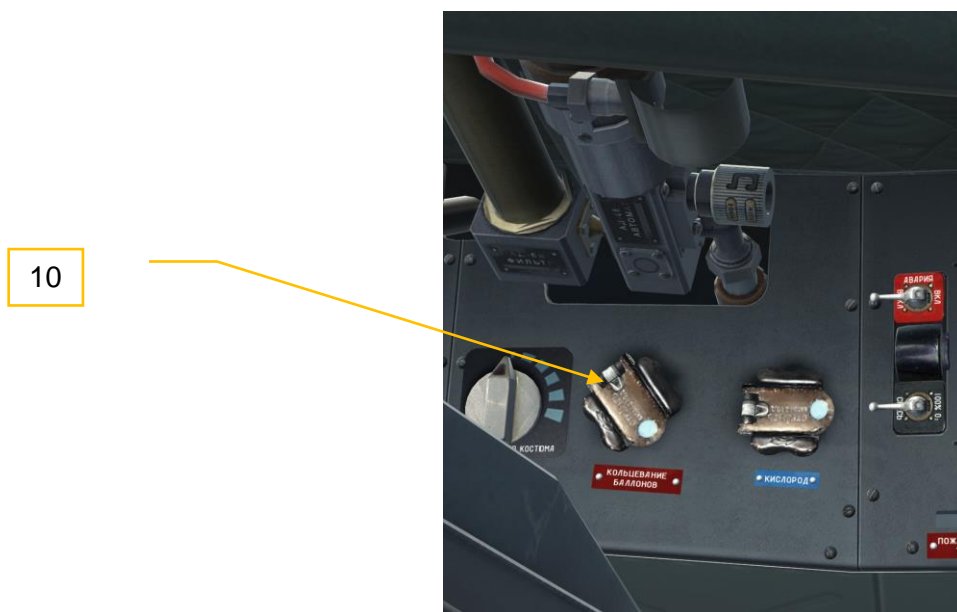
ККО-5 установлен в передней и задней кабине.

## Органы управления ККО – 5.

1. Манометр избыточного давления М – 2000К – предназначен для контроля избыточного давления в системе дыхания. Расположен на левом пульте в передней кабине. В симуляторе – не задействован.
2. Индикатор кислорода ИК – 52 – предназначен для контроля за подачей кислорода на дыхание и для измерения давления кислорода в баллонах. Установлен на левых пультах обеих кабин кабины. Флажки индикаторы при вдохе сходятся, а при выдохе расходятся.



3. Кран «ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА» - предназначен для вентиляции костюма ВК – 3М (вентилирующий костюм), расположен на левом пульте передней кабины. В симуляторе – не задействован.
  
4. Кислородный вентиль КВ – 2МС «КИСЛОРОД» – предназначены для подачи кислорода от ёмкостей к комплекту.
5. Регуляторы подачи кислорода РПК – 52. На РПК – 52 расположены, рукоятка «100% O<sub>2</sub> – СМЕСЬ» - для автоматического регулирования подачи кислорода в зависимости от высоты полёта, установлены на левом пульте обеих кабин, рукоятка
6. «АВАРИЯ ВКЛ – ВЫКЛ» - предназначена для включения непрерывной подачи кислорода.
7. Кран «ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА ВКЛ – ВЫКЛ» - предназначен для вентиляции гермошлема, установлен на левой панели в передней кабине. В симуляторе – не задействован.
8. Переключатель «АВТОМАТ - ВЫКЛ» - для электрообогрева смотрового стекла гермошлема, расположен на левом пульте передней кабины. В симуляторе – не задействован.
9. Кнопка «БЫСТРО ОБОГРЕВ ГШ» - для быстрого обогрева смотрового стекла гермошлема, установлена на левом пульте передней кабины. В симуляторе – не задействована.
10. Кислородный вентиль КВ – 2МС «КОЛЬЦЕВАНИЕ БАЛЛОНОВ» - для соединения магистралей передней и задней кабины. Расположен в задней кабине.

Передняя кабинаЗадняя кабина

Работа ККО – 5 в зависимости от высоты:

- до высоты 2 км. - дыхание лётчика только кабинным воздухом;
- с высоты 2 до 8 км - дыхание кислородно – воздушной смесью;
- с высоты 8 км до практического потолка – дыхание чистым кислородом.

На высотах до 2 км, если рукоятка РПК – 52 «100%O<sub>2</sub> – СМЕСЬ» установлена в положение «СМЕСЬ», кислород на дыхание не подаётся и флажки индикатора кислорода ИК- 52 на вдох и выдох не реагируют.

### СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА САРПП – 12 ГМ

Предназначена для записи параметров полёта, состояния отдельных систем и сохранения полученной информации в нормальных и аварийных условиях.

Включение и выключение системы производится выключателем [«АККУМ»](#) на основном распределительном щитке передней кабины и выключателем с надписью: «НАКОПИТЕЛЬ САРПП», расположенным на левой панели передней кабины. После включения системы начинает мигать лампа зелёного цвета, расположенная возле выключателя «НАКОПИТЕЛЬ САРПП». Если лётчик не включил выключатель «НАКОПИТЕЛЬ САРПП», предусмотрено автоматическое включение и выключения САРПП – 12 ГМ по достижению скорости 120 км/ч.

В модуле самолёта Л – 39С САРПП – 12ГМ реализовано следующем образом. При просмотре трека, можно вывести окно с параметрами выполненного полёта.

[Выключатель «НАКОПИТЕЛЬ САРПП» и сигнальная лампа.](#)



## РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА Л-39С

Радиоэлектронное оборудование самолёта делится на:

- радиосвязное;
- радионавигационное;
- радиолокационное.

### РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

- командная радиостанция Р-832М;
- самолётное переговорное устройство СПУ-9.

### КОМАНДНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ Р-832М

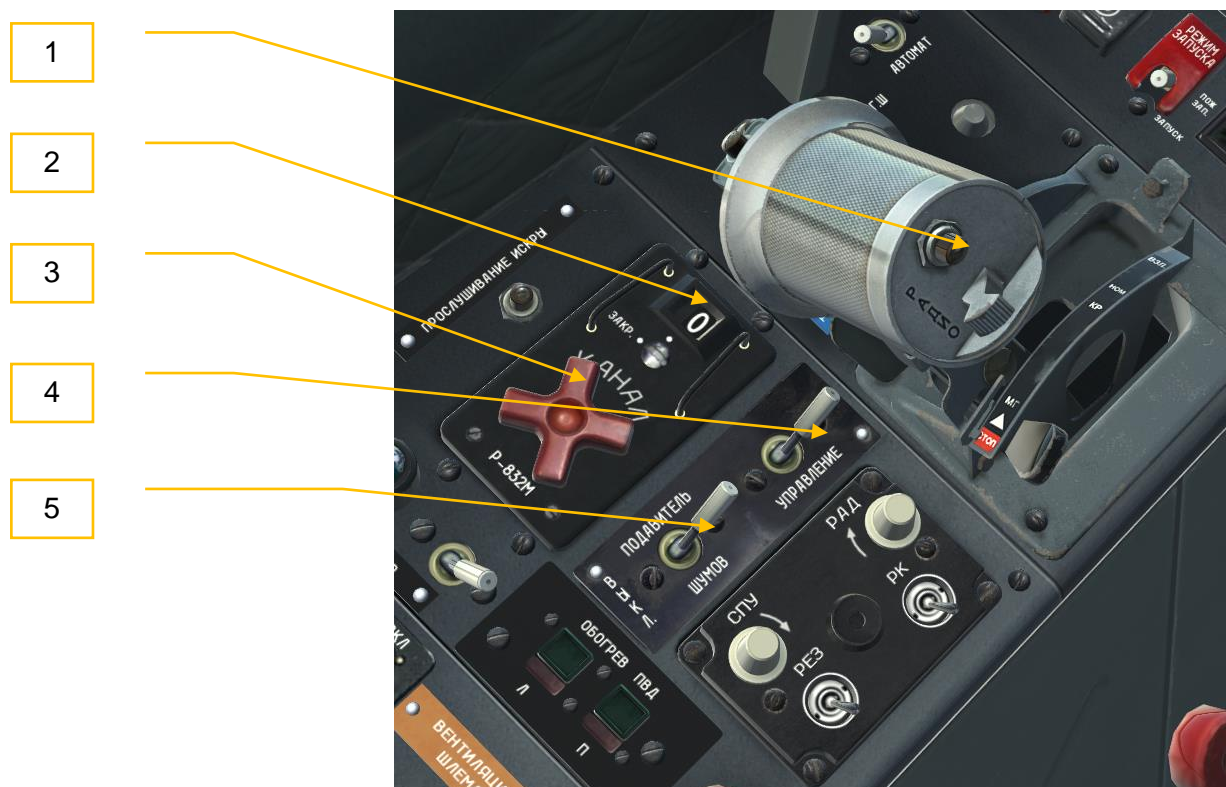
Предназначена для двухсторонней связи между самолётами и наземными пунктами управления.

Включение Р-832М производится с помощью выключателя «АККУМ» (101) и АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-I» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-II» (101), АЗС «РТЛ» (101) на основном распределительном щитке передней кабины. После включения АЗС, убедиться, что лампа подсвета номера канала загорелась. Через 2-3мин. после включения Р – 832М готова к работе.

**Органы управления Р-832М:**

- пульт управления на левой панели в обеих кабинах.
  - кнопка «РАДИО» на торцевой части РУД в обеих кабинах.
1. Кнопка «РАДИО»
  2. Номер установленного канала.
  3. Переключатель «КАНАЛ» для переключения каналов связи.
  4. Переключатель «УПРАВЛЕНИЕ» для подключения передатчика к передней или задней кабине (контроль осуществляется по подсвету номера канала).
  5. Выключатель «ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ – ВЫКЛ» – для включения подавителя шумов.

Органы управления Р – 832М



### САМОЛЁТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-9

Предназначено для ведения связи между членами экипажа, а также для прослушивания сигналов РКЛ-41, РСБН-5С, МРП-56П, РВ-5 и акселерометра.

Включение СПУ-9 производится с помощью выключателя «АККУМ» (101) и АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-I» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-II» (101), АЗС «РТЛ» (101) на основном распределительном щитке передней кабины. Для переговоров с наземным персоналом предусмотрено наземное СПУ. Для ведения переговоров с наземным персоналом необходимо чтобы в задней кабине на правой панели был включён АЗС «НАЗЕМН. СПУ» (105).

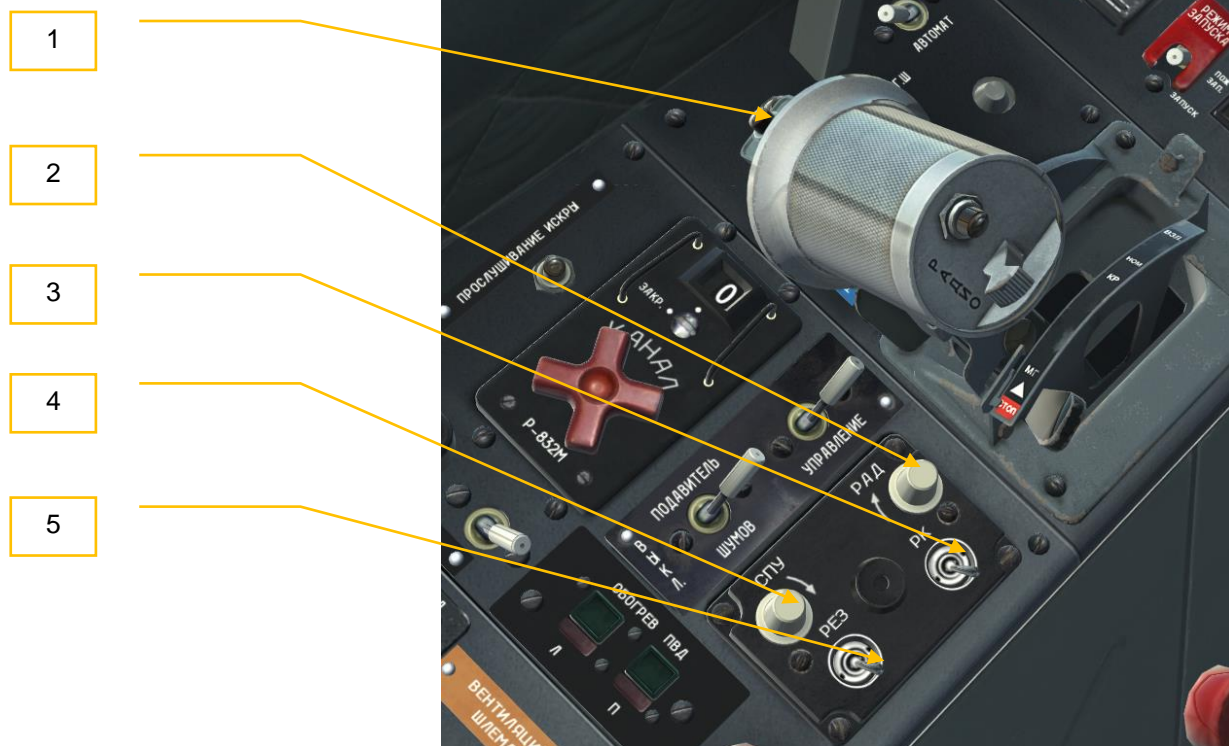
**Органы управления СПУ-9:**

- два пульта управления, которые размещаются на левой панели обеих кабин, рядом с пультом управления Р-832М;
- кнопка «СПУ» на торцевой части РУД в обеих кабинах и на РУС в задней кабине.
- АЗС «НАЗЕМН СПУ» - на правом пульте управления в задней кабине.

1. Кнопка «СПУ»
2. Регулятор громкости «РАД» – для регулировки громкости внешней радиосвязи и сигналов самопрослушивания.
3. Переключатель «РК» – для прослушивания позывных ДПРМ и БПРМ.
4. Регулятор громкости «СПУ» – для регулировки громкости СПУ.
5. Переключатель «РЕЗ» для переключения СПУ на другую кабину.



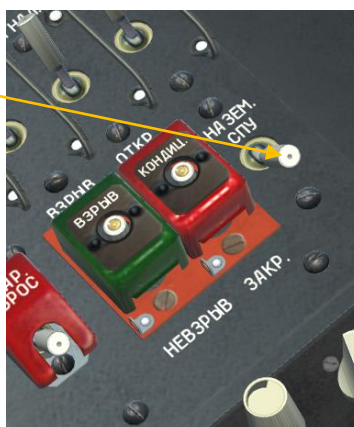
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ СПУ – 9 В ПЕРЕДНЕЙ И ЗАДНЕЙ КАБИНЕ.



Кнопка «СПУ» на РУС в задней кабине



АЗС «НАЗЕМН СПУ» - на правом пульте управления в задней кабине



## РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К радионавигационному оборудованию относятся:

- автоматический радиокompас РКЛ-41;
- бортовое оборудование радиотехнической системы ближней навигации РСБН-5С («ИСКРА»);
- радиовысотомер малых высот РВ-5;
- маркерный радиоприёмник МРП-56П.

### АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС РКЛ-41

Предназначен для определения направления на приводные радиостанции.

Включение РКЛ-41 производится с помощью выключателя «АККУМ» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-I» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-II» (101), АЗС «РТЛ» (101) на основной электроштитке передней кабины.

#### Органы управления РКЛ-41:

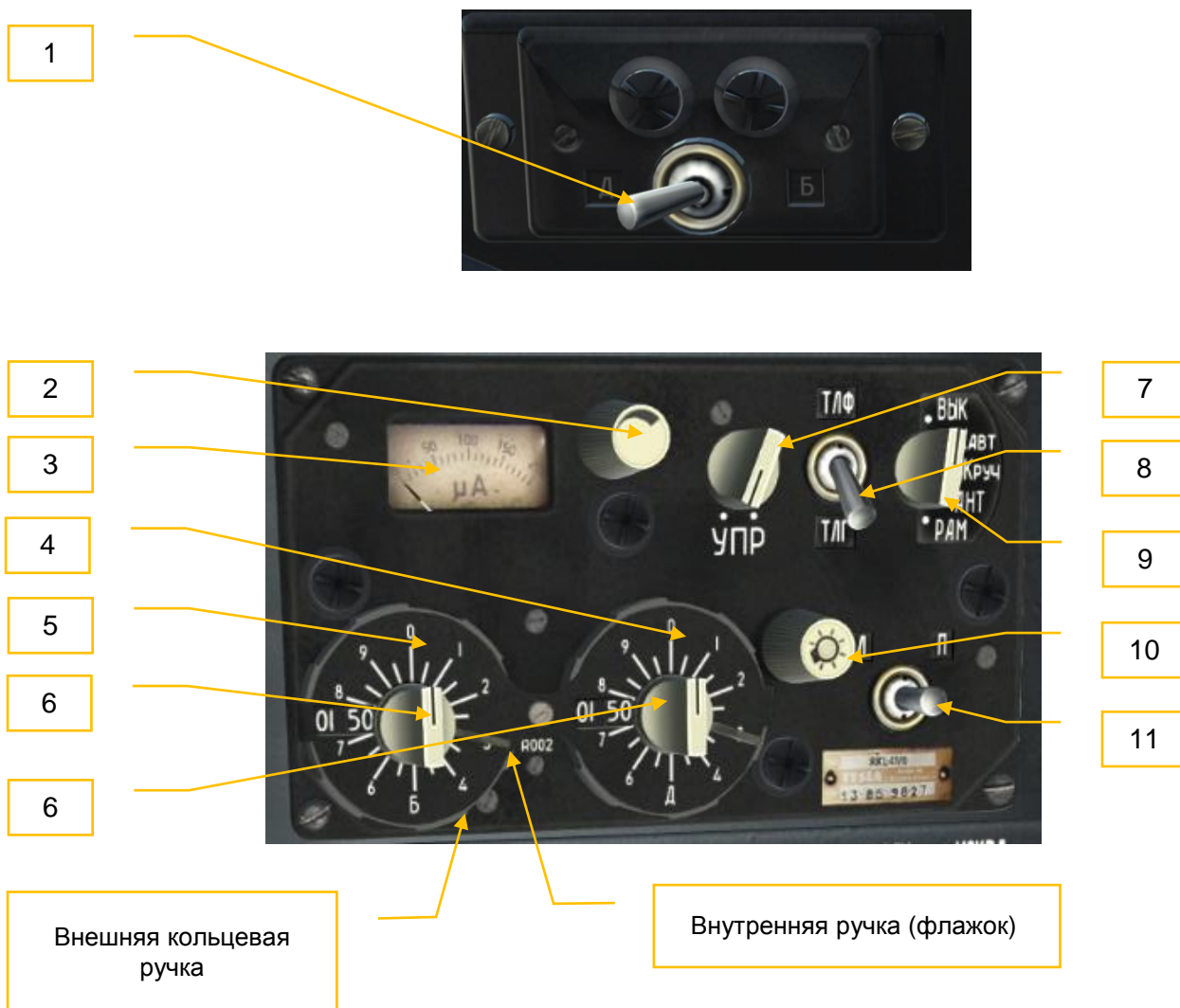
- два пульта управления, расположенные на правой панели обеих кабин;
- переключатели «Д-Б», расположены слева – внизу от приборной доски в передней и задней кабине;
- указатель РКЛ-41, установлен на приборных досках передней и задней кабины.

Указатель РКЛ-41 (44)



## ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РКЛ-41

1. Переключатели «Д-Б» (44), расположены слева – внизу от приборной доски в передней и задней кабине;



2. Ручка регулировки громкости.
3. Индикатор настройки – предназначен для точной настройки РКЛ на заданную частоту по максимальному отклонению стрелки.
4. Декадный переключатель с индексом «Д» – для установки значений частоты для дальней приводной радиостанции. Внешняя кольцевая ручка служит для установки сотен килогерц, внутренняя (флажок) для установки десятков килогерц.
5. Декадный переключатель с индексом «Б» – для установки значений частоты для ближней приводной радиостанции. Внешняя кольцевая ручка служит для установки сотен килогерц, внутренняя (флажок) для установки десятков килогерц.
6. Ручка точной настройки – для подстройки РКЛ по максимальной слышимости сигналов в режиме «ТЛФ» и по максимальному отклонению стрелки в режиме «ТЛГ».

7. Переключатель пультов управления – предназначен для переключения пультов управления. К РКЛ подключён тот пульт управления, на котором горят лампы подсвета.
8. Переключатель «ТЛФ – ТЛГ» – для подключения фильтров приёмного тракта.
9. Переключатель рода работ. «ВЫК, Кавт, Круч, АНТ, РАМ» (Кавт и Круч. являются основными режимами работы РКЛ, при этом автоматически определяется направление на приводную радиостанцию. Отличие состоит лишь в том, что в режиме Круч. не происходит автоматического переключения с дальней приводной радиостанции на ближнюю приводную радиостанцию. В режиме «АНТЕНА» направление на приводную радиостанцию не определяется. Используется для настройки РКЛ на частоты приводных радиостанций. Режим «КОМПАС» для слухового пеленгования радиостанций.
10. Ручка регулировки яркости подсвета.
11. Переключатель «Л – П» – для ручного вращения антенны.

## ПРОВЕРКА И НАСТРОЙКА РАДИОКОМПАСА РКЛ-41

Включить на основном распределительном щитке передней кабины: «АККУМ» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-I» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-II» (101), АЗС «РТЛ» (101) и выполнить следующее:

- а) на пульте управления СПУ – 9 **ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ СПУ – 9 В ПЕРЕДНЕЙ И ЗАДНЕЙ КАБИНЕ**. переключатель «РК – ВЫК» установить - в положение «РК»;
- б) на пульте управления радиоконпасом:
  - переключатель «Д — Б» на приборной доске установить в положение «Д»;
  - переключатель управления радиоконпасом поставить в положение «на свою кабину»;
  - установить максимальную громкость, повернув ручку регулятора громкости в крайнее правое положение;
  - включить радиоконпас, переведя переключатель рода работ из положения «ВЫКЛ» в положение «АНТ», при этом должен включиться подсвет пульта управления и индикатора настройки;
  - переключатель «ТЛГ — ТЛФ» установить в положение «ТЛФ»;
  - ручками настройки на декаде «Д» установить частоту дальней приводной радиостанции, ручкой подстройки добиться максимальной слышимости позывных ДПРМ;
  - перевести переключатель «ТЛГ — ТЛФ» в положение «ТЛГ» и ручкой точной настройки подстроить радиоконпас на частоту ДПРС по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки вправо;
  - переключатель «ТЛГ — ТЛФ» перевести в положение «ТЛФ»;
  - переключатель рода работ установить в положение «КАВТ» или «КРУЧ» стрелка указателя радиоконпаса должна показывать курсовой угол ДПРМ;
  - устанавливая переключатель «Л — П» поочерёдно в положения «Л и П», отвести стрелку указателя соответственно влево и вправо на 160°, при возвращении переключателя в нейтральное положение стрелка указателя должна показывать курсовой угол ДПРМ;
  - переключатель «Д — Б» установить в положение «Б», произвести настройку радиоконпаса на ближнюю приводную радиостанцию ручками настройки декады «Б» и проверить его работу в порядке, указанном для ДПРМ;
- в) после проверки установить переключатель «Д — Б» в положение «Д»;

- г) на пульте управления СПУ - 9 переключатель «РК—ВЫК» поставить в положение «ВЫК»;

**Инструктор из задней кабины может ввести отказ РКЛ - 41 передней кабины.**



### БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-5С («ИСКРА-К»)

Самолётное оборудование РСБН – 5С (литер «С» - самолётное оборудование) является составной частью угломерно – дальномерной системой ближней навигации РСБН – 4Н (литер «Н» - наземное оборудование) и позволяет совместно с наземным оборудованием определять полярные координаты самолёта азимут и дальность.

С помощью наземного оборудования системы инструментальной посадки – посадочной радиомаячной группы ПРМГ – 4, аппаратура РСБН – 5С решает задачи посадки.

Перед полётом с применением аппаратуры «Искра-К» на щитке в передней кабине необходимо установить номера каналов навигации и посадки.

Аппаратура РСБН – 5С может работать в одном из трёх режимов: «НАВИГАЦИЯ», «ПРОБИВАНИЕ ОБЛАЧНОСТИ ВНИЗ» и «ПОСАДКА».

**В режиме «НАВИГАЦИЯ» определяется:**

- азимут самолёта по прибору НПП;
- дальность относительно радиомаяка по прибору ППД – 2.

**В режиме «ПРОБИВАНИЯ ОБЛАЧНОСТИ ВНИЗ» определяются:**

- азимут самолёта по прибору НПП;
- дальность относительно наземного радиомаяка по прибору ППД – 2;
- положение линии заданного курса относительно самолёта по курсовой планке прибора НПП;
- положение программной траектории (кривой пробивания) относительно самолёта по глиссадной планке прибора НПП.

При окончании режима «ПРОБИВАНИЯ ОБЛАЧНОСТИ ВНИЗ» загорается сигнал «ПРОБИВ. ОКОНЧЕНО» на информационном табло обеих кабин, сигнал работает в постоянном режиме

**В режиме «ПОСАДКА» определяется:**

- вход самолёта в зону действия курсового (КРМ) и глиссадного (ГРМ) радиомаяков;
- положение глиссады планирования относительно самолёта по курсовой планке прибора НПП;
- положение линии курса относительно самолёта по курсовой планке прибора НПП
- удаление самолёта относительно ретранслятора дальности, входящего в состав глиссадного радиомаяка.

Порядок использования режимов работы РСБН – 5С описан в третьем разделе мануала.

Включение РСБН-5С производится с помощью выключателя «АККУМ» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-I» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-II» (101), АЗС «АГД-ГМК» (101), АЗС «ИСКРА» (101) на основном распределительном электрощитке передней кабины.

Через 3 мин после включения, приборы НПП и ППД должны показывать значения дальности и азимута относительно наземного радиомаяка, а на щитке управления РСБН – 5С загореться лампы «КОРР. ДАЛЬНОСТИ» и «КОРР. АЗИМУТА», в задней кабине «АЗИМУТ ТОЧНО». «ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО».

**Органы управления и индикации РСБН – 5С:**

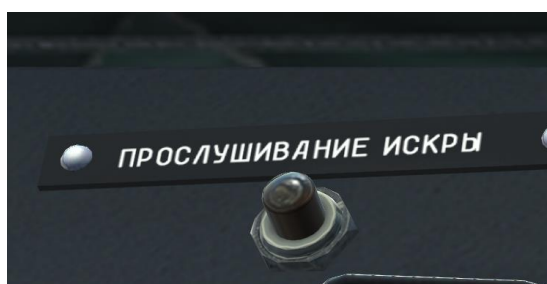
- прибор НПП, расположен на приборных досках обеих кабин;
- прибор ППД-2, расположен на приборных досках обеих кабин.
- пульт управления РСБН-5С, расположен на правой панели передней кабины;

## НПП и ППД – 2



## ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РСБН – 5С В ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЕ

1. Кнопка «ПОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ» (41) – при нажатии прослушиваются позывные наземного маяка РСБН, установлена на левом пульте в передней и задней кабине.

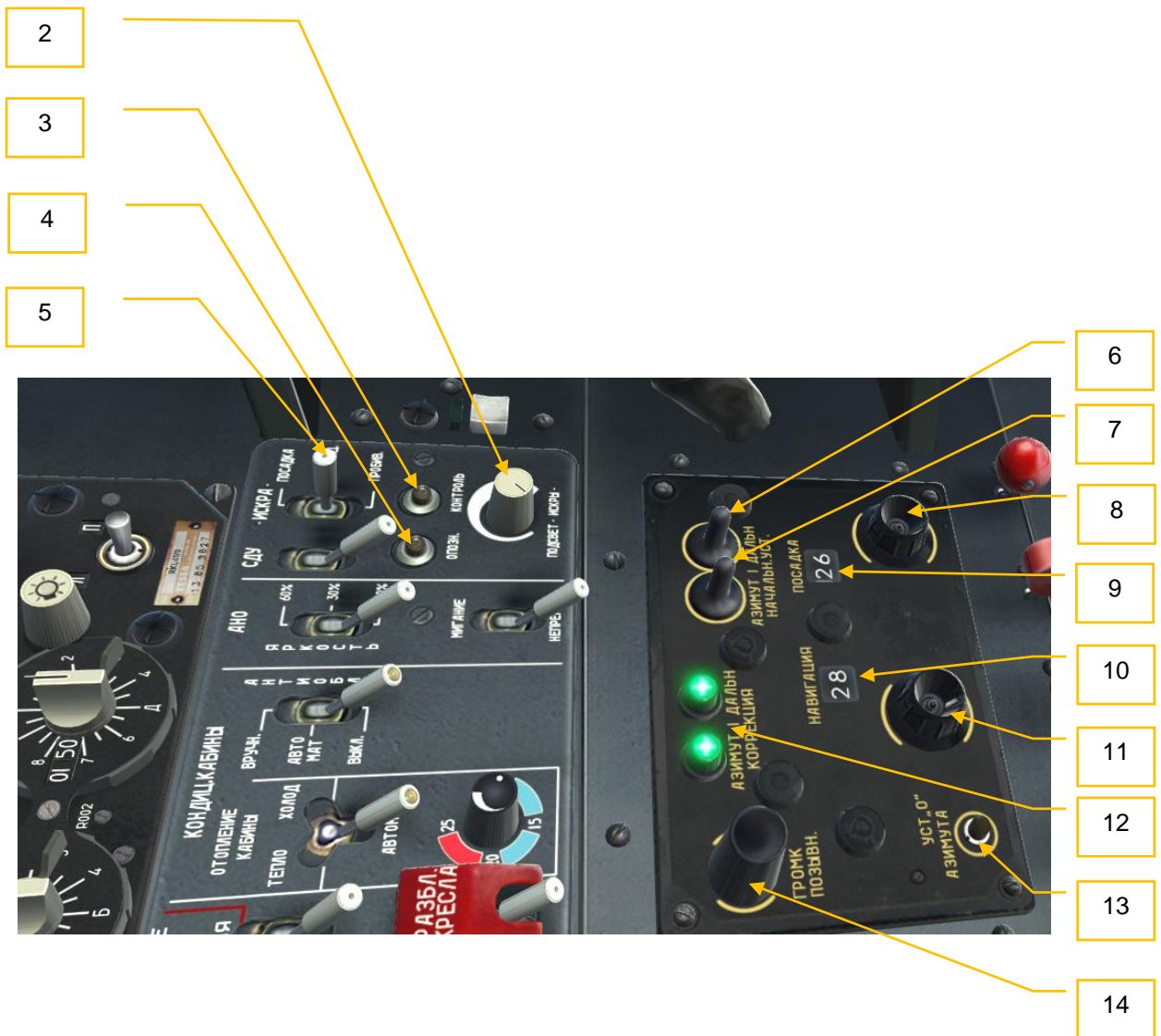


2. Ручка «ПОДСВЕТ ИСКРЫ» - для регулировки яркости.
3. Кнопка «КОНТРОЛЬ» – для проверки азимутального и дальномерного канала.
4. Кнопка «ОПОЗН» при её нажатии формируется сигнал индивидуального опознавания на индикаторе кругового обзора. Данная функция в симуляторе не реализована.
5. Переключатель режима работ «ПОСАДКА-НАВИГАЦИЯ-ПРОБИВ»;

6. Нажимной переключатель «ДАЛЬН. НАЧАЛЬН. УСТ» – позволяющий установить любое значение дальности;
7. Нажимной переключатель «АЗИМУТ НАЧАЛЬН. УСТ» – позволяющий установить любое значение азимута.
8. Переключатель «ПОСАДКА» на 40 каналов – для установки каналов посадки;
9. Индикация выбранного канала посадки
10. Индикация выбранного канала навигации.
11. Переключатели «НАВИГАЦИЯ» на 40 каналов – для установки каналов навигации;
12. Сигнальные лампы «КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТА и ДАЛЬН» – для контроля работоспособности азимутального и дальномерного канала;
13. Кнопка «УСТ. 0 АЗИМУТА» – для проверки калибровки азимутального канала.
14. Ручка «ГРОМК. ПОЗЫВН» - для регулировки громкости позывных наземных маяков РСБН;
15. «ЗДВ-30» - для установки давления аэродрома.



ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РСБН – 5С В ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЕ.



ЗДВ – 30



## УПРАВЛЕНИЕ АППАРАТУРОЙ «ИСКРА-К» ИЗ ВТОРОЙ КАБИНЫ

Управление аппаратурой «Искра-К» сосредоточено в первой кабине. В задней кабине на правом пульте установлена кнопка «СОГЛАСОВАНИЕ ЗАДАННОГО АЗИМУТА» и выключатель «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА». Для согласования заданного азимута (курса) прибора НПП второй кабины с заданным азимутом (курсом) первой кабины необходимо нажать кнопку «СОГЛАСОВАНИЕ ЗАДАННОГО АЗИМУТА» во второй кабине. На время согласования глиссадная планка НПП отключается и устанавливается в среднее положение. В передней кабине на информационном табло загорается сигнал «СОГЛАС. АЗИМУТА».

Лётчик второй кабины, взявший управление самолётом на себя и выполняющий посадку, должен включить выключатель «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА» и на приборе НПП ручкой ЗК выставить заданный курс посадки.

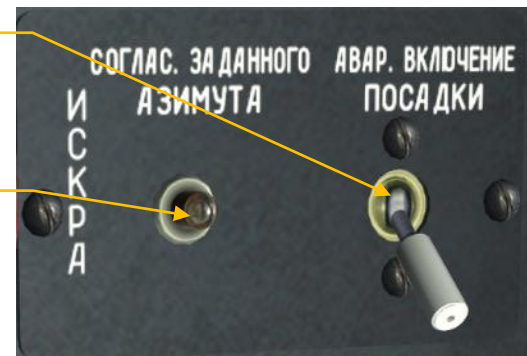
Во всех случаях возможна посадка только на тот аэродром, частотный канал ПРМГ которого выставлен на щитке управления в первой кабине.

Для контроля работоспособности азимутального и дальномерного канала предназначены сигналы на информационном табло «АЗИМУТ ТОЧНО» «ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО».

Органы управления РСБН – 5С в задней кабине (53).

Выключатель «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА»

Кнопка «СОГЛАСОВАНИЕ ЗАДАННОГО АЗИМУТА»



## РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ РВ-5

Предназначен для определения истинной высоты полёта над пролетаемой местностью в диапазоне от 0-750 м. Кроме того он позволяет выдавать лётчику информацию о снижении на опасную высоту, заранее установленную на приборе, и об отказе прибора. При достижении самолётом высоты равной установленной опасной, срабатывает сигнал «ОПАСНАЯ ВЫСОТА», сигнал работает в мигающем режиме.

При полётах на высотах выше рабочего диапазона на указателе высоты появляется бленкер отказа радиовысотомера, а стрелка указателя устанавливается за тёмным сектором шкалы.

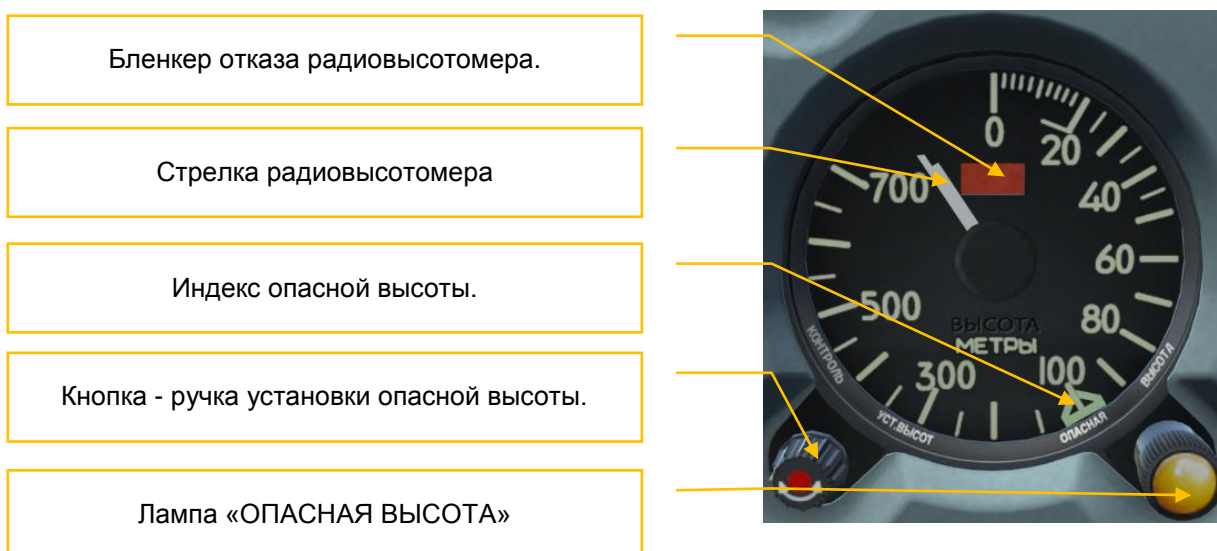
Включение РВ-5 производится с помощью выключателя «АККУМ» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-I» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-II» (101), АЗС «МРП-РВ» (101) на основном распределительном щитке передней кабины.

Через 1—2 мин после включения стрелка указателя радиовысотомера отклонится сначала вправо до отказа, а затем установится на ноль шкалы с точностью  $\pm 1$  м. При положении стрелки указателя радиовысотомера ниже индекса «ОПАСНАЯ ВЫСОТА» в телефонах лётчика должен прослушиваться непрерывный звуковой сигнал в течение 4 — 8 с и должен загореться сигнал «ОПАСНАЯ ВЫСОТА» и лампа «ОПАСНАЯ ВЫСОТА» на указателе РВ – 5.

### Органы управления и контроля РВ-5

- указатель высоты расположен на приборных досках в передней и задней кабине;
- сигнал «ОПАСНАЯ ВЫСОТА», расположен на аварийном табло обеих кабин.

#### РВ-5



### МАРКЕРНЫЙ РАДИОПРИЁМНИК МРП-56П

Предназначен для определения момента пролёта самолёта над наземными маркерными радиомаяками, установленными на дальнем и ближнем приводных радиомаркерных пунктах. В момент пролёта над радиомаркерными пунктами, срабатывает сигнал «МАРКЕР» на информационном табло обеих кабин, сигнал работает в мигающем режиме и прослушиваются сигналы радиомаркерных пунктов. Включение МРП-56П производится с помощью выключателя «АККУМ» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-I» (101), АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ-II» (101), АЗС «МРП-РВ» (101) на основном распределительном щитке передней кабины.

## РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

На самолёте установлен самолётный радиолокационный ответчик СРО-2М.

Предназначен для выдачи ответных сигналов на запросы наземных и самолётных запросчиков (СВОЙ – ЧУЖОЙ), а также выдачи наземным службам сигнала «БЕДСТВИЕ».

Включение производится сдвоенным выключателем «ПИТАНИЕ – ВЫКЛ» на пульте управления СРО-2М. После включения загораются лампы «КОД. ВКЛ» и «КОНТР. ПИТ». При наличии запросных сигналов должна мерцать лампа «ИНДИК.ОТВЕТА».

Органы управления:

- пульт управления, расположен в передней кабине на вертикальной части правой панели.

### Рис. Пульт управления СРО-2М.

1. Сдвоенный выключатель «ПИТАНИЕ – ВЫКЛ».
2. Переключатель кодов.
3. Выключатель «БЕДСТВИЕ» – для включения сигнала «бедствие» в особых случаях в полёте.
4. Лампа «ИНДИК.ОТВЕТА» – для контроля работы канала ответа.
5. Лампа «КОНТР. ПИТ» – свидетельствует о включение ответчика.
6. Лампа «КОД. ВКЛ» – предназначена для индикации включения кода.
7. Кнопка «ВЗРЫВ» – для подачи напряжения на электродетонаторы в блоке приёма - передатчика.

## 3. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТА

## ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ САМОЛЁТА Л – 39С

№ п/п	Ограничения	Чем ограничиваются
1	Максимальный взлётный вес: с бетонированной ВПП — 4700 кг. с грунтовой ВПП — 4600 кг.	Прочностью самолёта
2	Максимальный посадочный вес — 4500 кг. (в отдельных случаях — 4600 кг)	Прочностью шасси
3	Максимально допустимая скорость полёта по прибору (до высоты 1300 м) — 900 км/ч	Прочностью самолёта
4	Максимально допустимое число М полёта по прибору (на высотах более 1300 м) — 0,8	Устойчивостью и управляемостью самолёта
5	Максимально допустимые перегрузки: для полётного веса 4200 кг и менее: <ul style="list-style-type: none"> <li>• положительная — 8;</li> <li>• отрицательная — 4;</li> </ul> для полётного веса более 4200 кг: <ul style="list-style-type: none"> <li>• положительная — 7;</li> <li>• отрицательная — 3,5;</li> </ul> для полёта с выпущенными закрылками: <ul style="list-style-type: none"> <li>• положительная — 2;</li> <li>• отрицательная — не допускается</li> </ul>	Прочностью самолёта
6	Минимально допустимая скорость полёта по прибору - 200 км/ч	Запасом Су до сваливания
7	Максимально допустимые скорости полёта по прибору: с выпущенным шасси — 340 км/ч; с выпущенными закрылками (во взлётном и посадочном положении) — 310 км/ч	Прочностью щитков шасси и узлов подвески закрылков
8	Максимально допустимая скорость полёта по прибору для применения триммера руля высоты — 700 км/ч	Чрезмерной эффективностью триммера на больших скоростях полёта
9	Максимальное время перевёрнутого полёта — 20 с	Количеством топлива в топливном аккумуляторе
10	Минимальное время горизонтального полёта для повторного выполнения перевёрнутого полёта — 20 с	Продолжительностью заполнения топливного аккумулятора
11	Максимально допустимая боковая составляющая скорости ветра при взлёте и посадке — 10 м/с	Боковой устойчивостью и управляемостью самолёта
12	Максимальная скорость начала торможения колёс - 190 км/ч	Энергоёмкостью тормозов
13	Максимальная скорость руления на поворотах — 10 км/ч	Устойчивостью самолёта
14	Максимально допустимая скорость полёта по прибору со сброшенным фонарём — 350 км/ч	Воздействием воздушного потока на лётчика
15	Максимальная высота применения взлётного режима работы двигателя — 10000 м	Теплонапряженностью двигателя
16	Максимальная продолжительность непрерывной работы двигателя на взлётном режиме — 20" мин	Прочностью двигателя

№ п/п	Ограничения	Чем ограничиваются
17	Максимально допустимая температура газов за турбиной полёте: * до высоты 8000 м — 685°С (при включённой противообледенительной системе — не более 705°С); * на высотах более 8000 м — 715°С; * на малом газе и при запуске на всех высотах — 600°С	Теплонапряжённостью двигателя
18	Максимально допустимые обороты ротора КВД — 107,8%	Прочностью двигателя
19	Максимальная продолжительность работы двигателя на аварийной системе топливопитания — 40 мин	Надёжностью работы автоматики
20	Минимальные обороты ротора КВД при работе двигателя на аварийной системе топливопитания: * на высотах до 2000 м — 56%; * на высотах 2000 м и более — 60%	Запасом устойчивости работы двигателя
21	Максимальные обороты ротора КВД при работе двигателя на аварийной системе топливопитания: * на высотах до 2000 м — 103%; * на высотах от 2000 до 8000 м — не более 99%	Запасом устойчивости работы двигателя
22	Максимальная высота полёта при работе двигателя на аварийной системе топливопитания — 8000 м	Высотностью топливной системы
23	Максимальная высота полёта с выключенным подкачивающим насосом — 6000 м	Устойчивостью работы двигателя
24	Максимальная высота полёта с включённой ПОС - 8000 м	Теплонапряжённостью двигателя
25	Максимальная высота запуска двигателя полёте — 6000 м	Надёжностью запуска двигателя
26	Минимальные обороты авторотации ротора КВД при запуске двигателя полёте без использования вспомогательного двигателя «Сапфир-5» — 15%	Надёжностью запуска двигателя
27	Продолжительность работы двигателя на оборотах ротора КВД 74—78 и 86—90% — минимальная (использовать эти режимы как проходные)	Срабатыванием клапанов перепуска воздуха из компрессора
28	Максимальная скорость ветра со стороны реактивного сопла при запуске и опробовании двигателя — 10 м/с	Надёжностью запуска и устойчивостью работы двигателя

## ОСМОТР КАБИН ПЕРЕД ПОЛЁТОМ

При выполнении полёта из передней кабины, все краны, переключатели и АЗС в задней кабине находятся в соответствующих положениях необходимом для выполнения запуска и выполнения полёта.

Фонарь задней кабины закрыт.

Необходимо выполнить проверку только в передней кабине.

Если выполняется полёт двумя лётчиками, то необходимо выполнить проверку задней и передней кабины.

**В задней кабине ОБЯЗАТЕЛЬНО ПРОВЕРИТЬ**

1. *открыт ли вентиль «КОЛЬЦЕВАНИЕ БАЛЛОНОВ»*
2. *закрыт ли вентиль «КИСЛОРОД»;*
3. *выключатель «АВАР. ТОПЛ» - выключен;*
4. *включён ли переключатель «УКАЗАТЕЛЬ ТВГ ЗАД/ПЕРЕД» на переднюю кабину*
5. *выключатель «СТОП ДВ-ЛЯ» - выключен;*
6. *находится ли переключатель управления шасси в положении «НЕЙТРАЛЬНО»;*
7. *на среднем пульте выключены переключатели введения отказов «КРЕН», «ТАНГАЖ», «ГМК», «АРК», а перекрывные краны статической и динамической проводки ПВД для мембранно-анероидных приборов передней кабины находятся в положении «РАБОТА»*
8. *включены ли:*
  - *выключатель «СЕТЬ»;*
  - *АЗС «СИДЕНИЕ»;*
  - *АЗС «СИГНАЛ»*
  - *АЗС «ОРУЖИЕ»*
  - *АЗС «НАЗЕМН. СПУ»;*
9. *на коррекционном механизме «КМ-8» установить стрелку магнитного склонения на нулевую отметку шкалы если полёт выполняется по магнитному курсу или на величину магнитного склонения ( $\delta$ ) если полёт выполняется по истинному курсу;*





**В передней кабине ОБЯЗАТЕЛЬНО ПРОВЕРИТЬ**

1. находится ли рычаг управления пожарным краном в положении «ОТКРЫТО»;
2. РПК -52 «100% O<sub>2</sub> – СМЕСЬ» - «СМЕСЬ»
3. открыт ли вентиль «КИСЛОРОД»;
4. РПК – 52 «АВАРИЯ ВКЛ - ВЫКЛ» - «ВЫКЛ»;
5. находится ли флажок крана переключения основной и аварийной систем ПВД в положении «РАБОТА»;
6. находится ли переключатель «ЗАПУСК - ЛОЖ.ЗАП - ХОЛОД.ПРОКР» в положении «ЗАПУСК», предохранительный колпачок должен быть закрыт;
7. выключатель «СТОП ТУРБО» - выключен;
8. выключатель «АВАР. ТОПЛ» - выключен;
9. выключатель «СТОП ДВ-ЛЯ» - выключен;
10. находится ли рычаг аварийного торможения и стояночного тормоза в среднем положении;
11. находятся ли переключатель управления уборкой и выпуском шасси в положении «ВЫПУЩЕНО»;
12. установлены ли стрелки барометрического высотомера на нуль, при этом показания давления на шкале прибора должны совпадать с фактическим давлением у земли или отличаться от него на величину не более  $\pm 2$  мм рт. ст.
13. находится ли рукоятка ГЕРМЕТ. — КЛИМАТИЗАЦИЯ. в крайнем заднем положении.
14. включение всех АЗС на вспомогательном щитке передней кабины;



## ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ

Запуск двигателя производить из передней кабины, так, как только в передней кабине РУД оборудован защёлкой «СТОП», позволяющей перемещать РУД из положения «СТОП» в положение «МГ» и выше.

Запускать двигатель с открытым фонарём задней кабины запрещается.

На Л – 39С техник самолёта закрывает и открывает фонари кабин.

Если выполнить запуск с открыты фонарём задней кабины, то чтобы закрыть фонарь задней кабины, технику самолёта придётся близко находиться ко входному устройству запущенного двигателя, что не безопасно.

Данная особенность эксплуатации перенесена в симулятор Л – 39С.

Запускать двигатель можно от аэродромного источника питания или от бортовой аккумуляторной батареи.

### Включить:

- «АККУМ», должны загореться сигналы:
  - «МИН. ДАВЛ. МАСЛА»
  - «ГЕНЕРАТОР»
  - «ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР»
  - «НЕ ЗАПУСКАЙ»
  - «ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ»
  - «ПРЕОБРАЗ. 115 В»
  - «КОНДИЦ. ЗАКРЫТО»
  - «ПРЕОБРАЗ. 3x36 В»
  - сигнализатор аварийных режимов.

При давлении в основной гидросистеме до  $100 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup> горит сигнал «ПАД. ДАВЛ. ГИДРОСИСТ.».

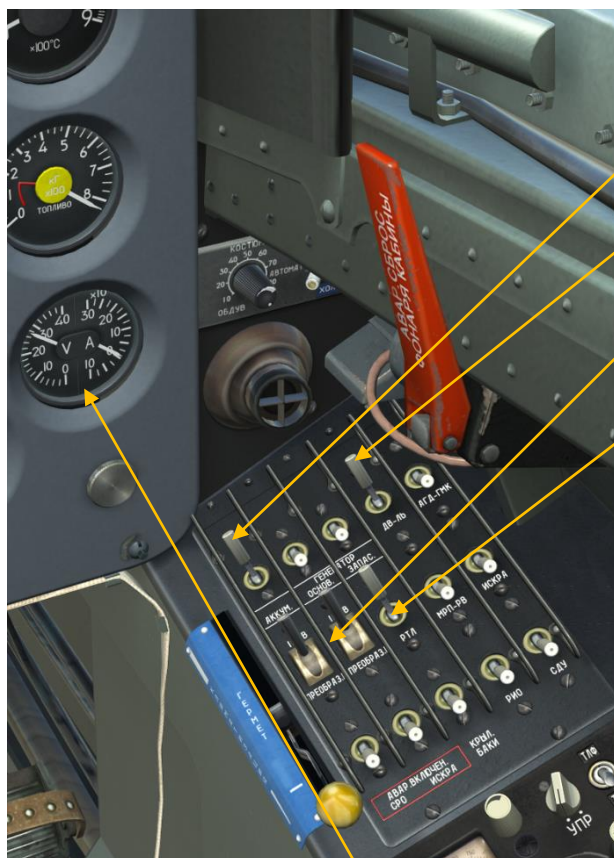
Вольтамперметр должен показывать напряжение не менее 24 В.

В случае же подключения наземного источника питания загорается сигнал с символом тележки, вольтамперметр должен показывать напряжение 27-29 В.

- АЗС «ДВ-ЛЬ» сигналы **«НЕ ЗАПУСКАЙ»** и **«ПРЕОБРАЗ. 3x36 В»** гаснут;
- АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ – I»;
- АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ – II» (сигнал **«ПРЕОБРАЗ 115В»** гаснет);
- АЗС «РТЛ»;
- «РЕГИСТРАТОР».

До запуска двигателя необходимо:

- выполнить настройку РКЛ – 41 на частоты ДПРМ и БПРМ;
- установить каналы навигации и посадки на пульте РСБН – 5С;
- установить на ЗДВ – 30 атмосферное давление аэродрома;
- установить канал связи на пульте управления Р – 832М;
- на ПУ-26Э переключатели: «МК – ГПК» установить в положение «МК», «СЕВ – ЮЖН» в положение «СЕВ», установить широту аэродрома.



1. «АККУМ»

2. «ДВ-ЛЬ»

4. 115 В ПРЕОБРАЗ – I (II)

5. «РТЛ»

V/A - 24 (27 – 29) V

Если запуск будет производится от наземного источника питания, то необходимо подать команду на его подключение.

Установить колодки под колеса основных стоек.

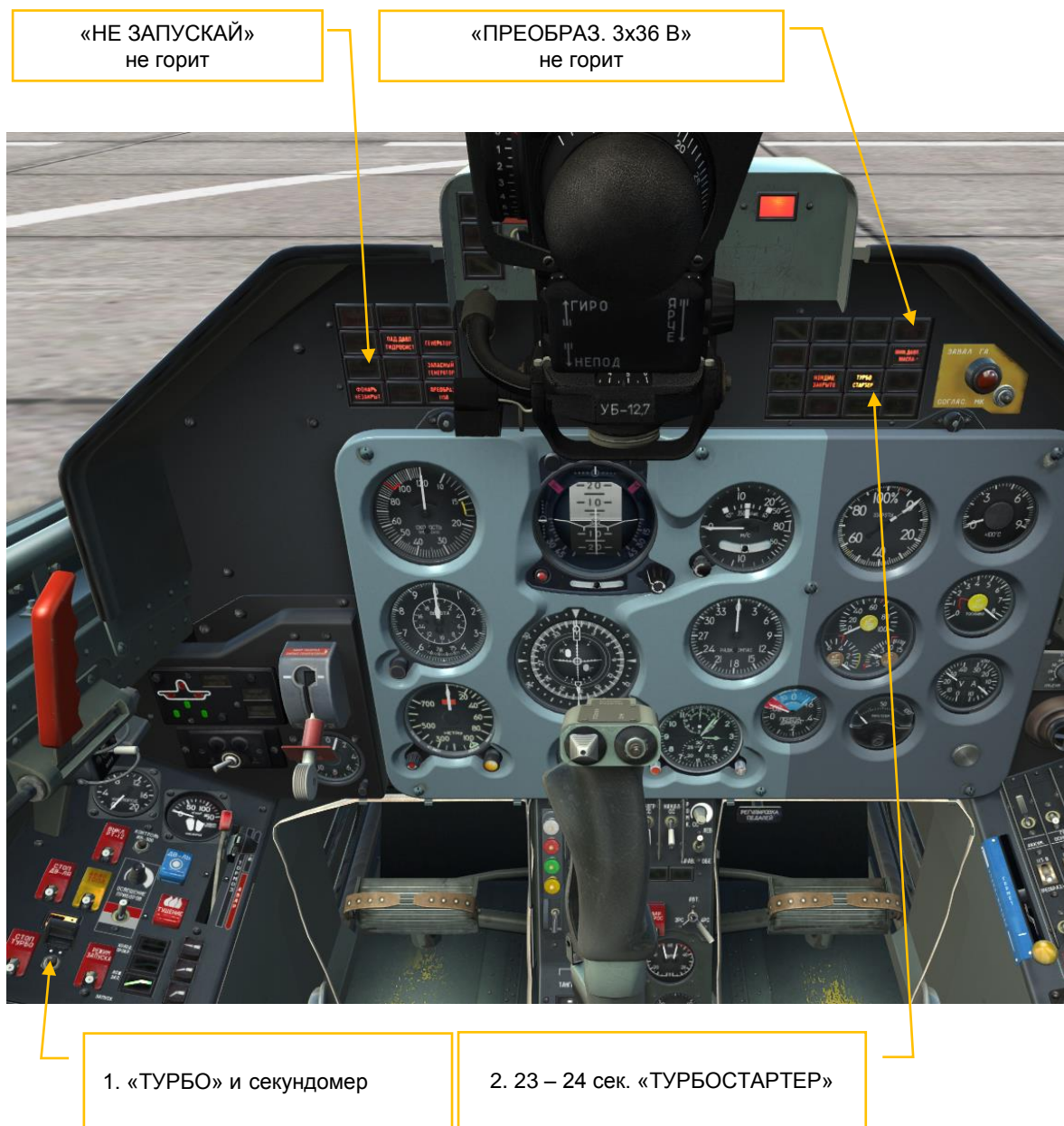
Запросить разрешение на запуск двигателя, после получения разрешения, **ВЫКЛЮЧИТЬ:**

- АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ – I»;
- АЗС «115 В ПРЕОБРАЗ – II»;
- АЗС «РТЛ»;

**Приступить к запуску двигателя.**

- убедиться, что рычаг управления двигателем находится в положение «СТОП», не горят сигналы «НЕ ЗАПУСКАЙ» и «ПРЕОБРАЗ. 3x36 В».
- произвести запуск вспомогательного двигателя «Сапфир-5», для чего нажать одновременно кнопку секундомера и на 1—2 с. кнопку «ТУРБО».

- убедившись по звуку о начале запуска вспомогательного двигателя, перевести взгляд на информационное табло, через 23—24 с. должен загореться сигнал «ТУРБОСТАРТЕР», после чего можно производить запуск двигателя.



- одновременно нажать кнопку секундомера и на 1—2 с. кнопку «ДВ - ЛЬ».

1. «ДВ – ЛЬ» и секундомер



- через 3 – 6 с. после нажатия кнопки «ДВ - ЛЬ» перевести РУД в положение «МГ».

2. Через 3 - 6 сек.  
РУД – «МГ»



- посмотреть на указатель оборотов двигателя, обороты ротора КВД (n1) должны непрерывно нарастать и на 15-й с. с момента нажатия на кнопку «ДВ – ЛЬ» должны быть не менее 20%, при этом должны начать нарастать обороты ротора КНД (n2).



КВД (n1) не менее 20%

- перевести взгляд на указатель температуры выходящих газов за турбиной, как только в процессе запуска рост температуры газов за турбиной прекратится, перевести взгляд на указатель оборотов, обороты КВД и КНД продолжают увеличиваться, и достигают значения, соответствующие режиму малого газа.



Рост ТВГ прекратился

обороты КВД и КНД увеличиваются



**После выхода двигателя на установившийся режим малого газа проверить:**

- обороты ротора КВД, должны быть  $56 \pm 1,5\%$ ;
- температуру газов за турбиной, должна быть не более  $600^\circ\text{C}$ ;
- давление масла, должно быть не менее  $2 \text{ кг/см}^2$ , сигнал «МИН. ДАВЛ. МАСЛА» не горит;
- время запуска двигателя не более 50 с.



ТВГ  $\leq 600^\circ\text{C}$

КВД (n1)  $56 \pm 1,5\%$

Рм не менее  $2 \text{ кг/см}^2$

не более 50 сек.

*ПРИМЕЧАНИЕ: При достижении ротором КВД оборотов  $41,5—44,5\%$  за время не более 45 с. вспомогательный двигатель «Сапфир-5» автоматически выключается, воздушный стартер отключается, сигнал «ТУРБОСТАРТЕР» гаснет и пусковой цикл на этом заканчивается, а двигатель самостоятельно выходит на обороты малого газа (обороты ротора КВД  $56 \pm 1,5\%$ );*

В случае неудавшегося запуска выполнить холодную прокрутку двигателя. Установить переключатель «РЕЖИМ ЗАПУСКА - ЗАПУСК - ЛОЖ.ЗАП - ХОЛОД.ПРОКР», в положение «ХОЛОД. ПРОКР». При этом не включаются агрегаты зажигания и не подаётся пусковое и рабочее топливо.



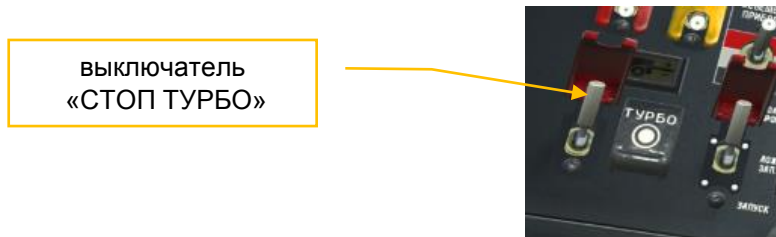
переключатель  
«РЕЖИМ ЗАПУСКА»

Холодная прокрутка применяется с целью удаления скопившегося топлива из камеры сгорания.

При холодной прокрутке РУД остаётся на упоре «СТОП».

- нажать на 1 – 2 сек. кнопку «ТУРБО»;
- после загорания табло «ТУРБОСТАРТЁР», нажать на 1 – 2 сек. кнопку «ДВ – ЛЬ»;
- воздушный стартёр в течение 45 секунд раскручивает ротор КВД и автоматически отключается, а турбостартер переходит на режим холостого хода;

- отключить турбостартер выключателем «СТОП ТУРБО»;



- после остановки турбостартера выключатель «СТОП ТУРБО» установить в исходное положение;
- переключатель «РЕЖИМ ЗАПУСКА - ЗАПУСК - ЛОЖ.ЗАП - ХОЛОД.ПРОКР», установить в положение «ЗАПУСК»;
- выполнить повторный запуск двигателя.

Также имеется ложный запуск, который применяется при консервации и расконсервации топливных магистралей. Для выполнения ложного запуска действия те же самые, что и при обычном запуске двигателя. Только переключатель «РЕЖИМ ЗАПУСКА - ЗАПУСК - ЛОЖ.ЗАП - ХОЛОД.ПРОКР», установить в положение «ЛОЖ. ЗАП». при этом отключается система зажигания, а все агрегаты запуска срабатывают в той же последовательности, что и при нормальном запуске. В симуляторе не используется.

#### После запуска двигателя включить:

- **«ГЕНЕРАТОР ОСНОВ»**
- **«ГЕНЕРАТОР ЗАПАС»**

Если запуск производился от наземного источника питания, то необходимо подать команду для его отключения.

Сигналы **«ГЕНЕРАТОР»**, **«ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР»** и наземного источника гаснут. Убедиться по вольтамперметру, что напряжение в бортовой сети 27—29 В.

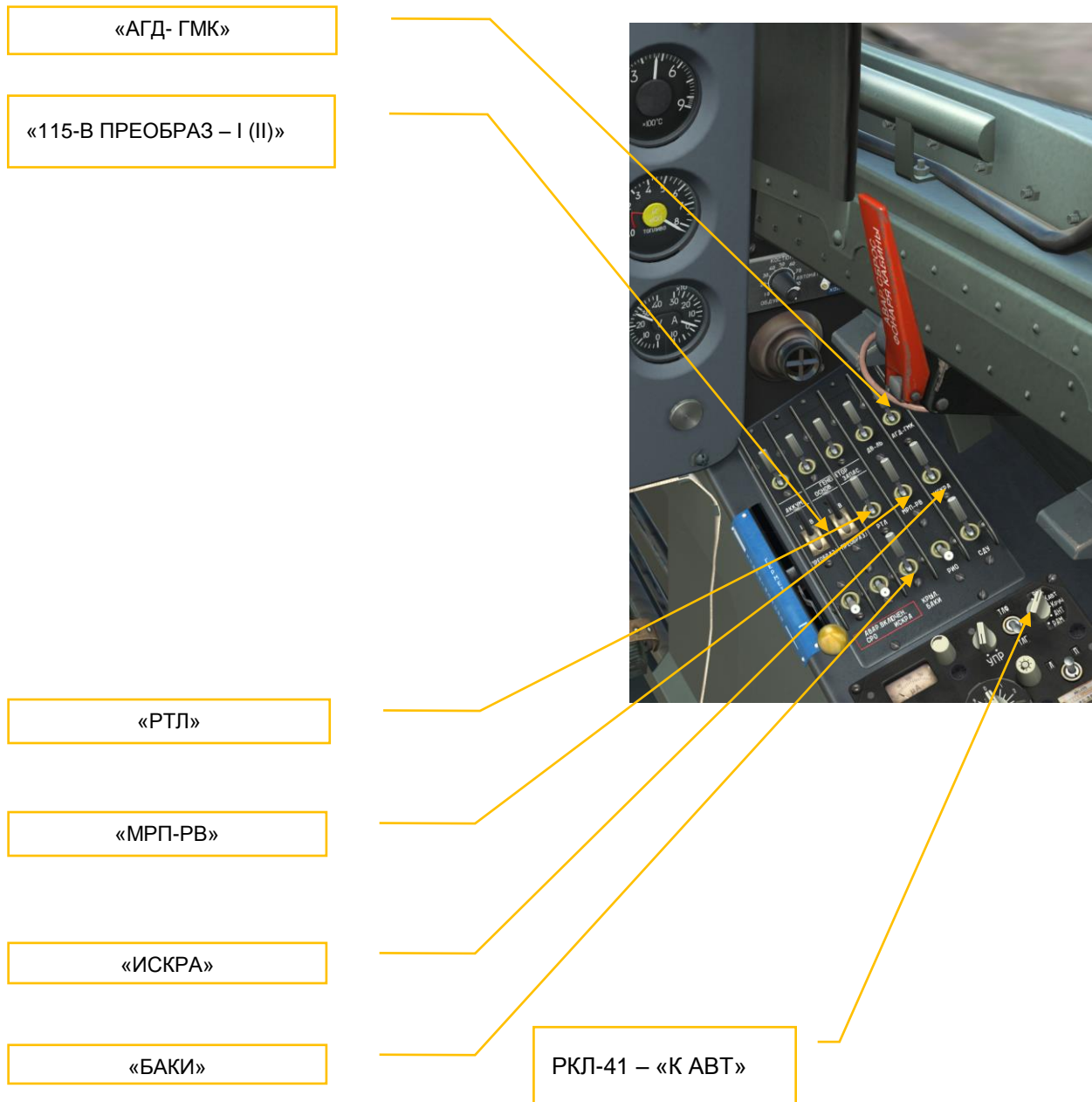


«ГЕНЕРАТОР ОСНОВ»

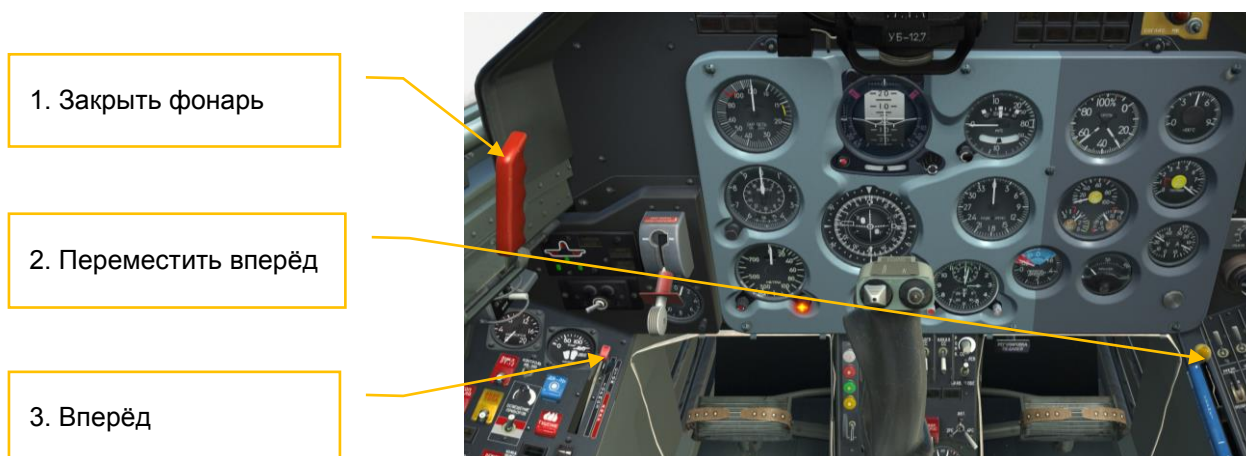
«ГЕНЕРАТОР ЗАПАС»

V/A - 27 – 29 V

- **«АГД- ГМК»;**
- **«115 В ПРЕОБРАЗ-I и 115 В ПРЕОБРАЗ II**
- **«РТЛ»**
- **«МРП-РВ**
- **«ИСКРА»**
- **«БАКИ».**
- Переключатель рода работ на пульте управления РКЛ-41 поставить в положение «Кавт» при этом должен включиться подсвет пульты управления и индикатора настройки (если подсвет пульты не горит, то необходимо переключатель управления радиоконпасом поставить в положение «на свою кабину»).



- Подать команду на закрытие фонаря, после закрытия фонаря перевести рычаг закрытия замков фонаря в крайнее переднее положение и убедиться в надёжности их закрытия по погасанию сигнала «**ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ**».
- Загерметизировать кабину, рычаг «ГЕРМЕТ. КЛИМАТИЗАЦИЯ» переместить в крайнее переднее положение, при этом через 30 секунд должен погаснуть сигнал «**КОНДИЦ. ЗАКРЫТО**». Проверить герметизацию по наличию перепада давления в кабине по УВПД (0,02-0,05).
- Установить рычаг аварийного торможения «**АВАРИЙНЫЙ ТОРМОЗ**» в крайнее переднее положение (стояночный тормоз),



<b>ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ПРОВЕРИТЬ:</b>
✓ КПП- показывает стояночные углы крена и тангажа, кнопка лампа «АРРЕТИР» не горит;
✓ ГМК-1АЭ – показывает курс самолёта. Установить задатчик курса на выбранный курс посадки.
✓ Р-832М, СПУ - 9 – горит подсвет надписей на пульте СПУ - 9 и номера канала на пульте управления Р-832М.
✓ РВ-5М - ручкой установки высоты на указателе радиовысотомера установить индекс <b>«ОПАСНАЯ ВЫСОТА»</b> напротив риски шкалы указателя, соответствующей опасной высоте. Нажать лампу-кнопку <b>КОНТРОЛЬ</b> на указателе радиовысотомера, стрелка указателя должна установиться на отметке $15 \pm 1,5$ м, после отпускания кнопки стрелка установится на ноль шкалы с точностью $\pm 1$ м;
✓ РКЛ-41 – указатель показывает курсовой угол на ДПРМ. ✓ РСБН-5С («Искра-К») Нажать кнопку <b>«ПОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ»</b> и прослушать позывные наземного маяка РСБН. Переключатель «ПОСАДКА-НАВИГАЦИЯ-ПРОБИВ» находится в положение «НАВИГ». Проверить правильность установки каналов «НАВИГАЦИИ» и «ПОСАДКИ». Нажать на правой панели передней кабины кнопку <b>«КОНТРОЛЬ»</b> , при этом контрольные значения азимута и дальности на НПП и ППД должны установиться соответственно на $177 \pm 2^\circ$ и $291,5 \pm 0,3$ км и должны гореть лампы <b>«КОРР. ДАЛЬНОСТИ и КОРР. АЗИМУТА»</b> , в задней кабине сигналы <b>«АЗИМУТ ТОЧНО»</b> , <b>«ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО»</b> . Отпустить кнопку «КОНТРОЛЬ», при этом показания азимута и дальности должны вернуться к исходным значениям, т. е. значениям азимута и дальности до наземного радиомаяка.

При температуре наружного воздуха  $+5^\circ\text{C}$  и ниже, и также перед полётами в сложных метеоусловиях и ночью, включить **«ОБОГРЕВ ПВД Л и П»**, **АЗС «РИО» переключатель «АНТИОБЛЕД»** поставить в положение **«АВТОМАТ»**.

## ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И ВЫРУЛИВАНИЕ

- Выпустить закрылки на  $25^\circ$ ;
- Зажать тормозной рычаг, снять со стояночного тормоза;
- Подать технику команду «Убрать колодки»;
- Убедившись, что колодки убраны, осмотреться влево, вправо и убедиться, что не выруливает одновременно другой самолёт, нет ли препятствий впереди самолёта;
- Плавно увеличить обороты двигателя настолько, чтобы самолёт начал движение. Если переднее колесо было развёрнуто в момент движения с места, начавшийся разворот парировать тормозами;
- На прямолинейных участках скорость руления не должна превышать 30 км/ч без внешних подвесок и 15 км/ч с внешними подвесками. Перед выполнением разворота и в процессе разворота на рулении скорость не должна превышать 10 км/ч.

Перед вырубанием на ВПП необходимо осмотреться и убедиться:

- нет ли препятствий и самолётов на взлётной полосе;
- нет ли самолётов, планирующих на посадку или уходящих на второй круг.

Запросить разрешение для вырубания на ВПП, получив разрешение, вырубить на ВПП, прорубить по прямой 10 — 15 м. для установки переднего колеса по линии взлёта. Затормозить колеса. Проверить, что триммеры руля высоты и элеронов находятся в нейтральном положении, правильность показаний компаса ГМК-1АЭ (при необходимости согласовать его) и радиокompаса РКЛ-41, аварийных сигналов нет за исключением сигнала «ОПАСНАЯ ВЫСОТА».

Увеличить обороты до 90%, и запросить у руководителя полётов разрешение на взлёт.

## ПОЛЁТ ПО КРУГУ

*Применяется для отработки техники выполнения взлёта, разворотов, захода на посадку и посадки. Также применяется для визуального захода на посадку на аэродромах, не оборудованных ПРМГ. Высота полёта по кругу для стандартного захода на посадку 600 м.*

*При выполнении посадки на незнакомом аэродроме, лётчик самостоятельно выполняет заход, и посадку, используя базовые параметры.*

### Взлёт

После получения разрешения на взлёт, переместить РУД вперёд до упора в положение «ВЗЛ», убедившись в том, что обороты двигателя вышли на взлётный режим, растормозить колеса и начать разбег.

В первой половине разбега прямолинейность движения самолёта выдерживать с помощью тормозов колёс, при достижении скорости 100 км/ч. с помощью руля направления. Ручку управления удерживать в нейтральном положении.

По достижении скорости 150 км/ч. плавным движением ручки управления на себя поднять переднее колесо до взлётного положения и сохранять это положение до отрыва самолёта. При правильно поднятом переднем колесе линия горизонта проецируется через подушку прицела.

На скорости 190 — 200 км/ч. самолёт плавно отделяется от земли.





На высоте 20 м. и скорости не менее 250 км/ч убрать шасси, для чего переключатель шасси переставить в верхнее положение. Уборку шасси проверить по загоранию красных сигнальных ламп и механическим указателям они должны быть в утопленном положении.

#### Набор высоты

На высоте 50 – 70 м. и скорости не менее 280 км/ч убрать закрылки. Уборку закрылков контролировать по загоранию сигнальной лампы и возвращению кнопки уборки закрылков в исходное положение.

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.* На скорости полёта 310 км/ч по прибору закрылки убираются автоматически.

После уборки закрылков, на высоте 100 м установить обороты двигателя 100% и продолжать набор с увеличением скорости до 350 км/ч.

#### Первый и второй разворот

Первый и второй разворот выполняются слитно, на курс обратный посадочному.

На высоте 300 м. с креном 20° на скорости 350 км/ч. выполнить первый и второй разворот с набором высоты.

За 50-70 м. до заданной высоты (600 м.) начать уменьшение угла набора и оборотов двигателя до 90% с сохранением скорости 350 км/ч, оставшуюся часть разворота выполнить в горизонтальной плоскости на скорости 350 км/ч и высоте 600 м.

Вывод из второго разворота произвести на курс обратно посадочному (ОПК) с учётом угла сноса.

## Полет от второго к третьему развороту

До момента выпуска шасси полёт выполнять на скорости 350 км/ч, высота 600 м, К=ОПК±УС.

На траверзе маяка РСБН КУРМ=90° (270°) проконтролировать боковое удаление по ППД-2, должно быть 5,5-6 км.



Рис. Траверз ВПП.

На траверзе начало ВПП установить обороты 80% и уменьшить скорость полёта до 330 км/ч, выпустить шасси, убедиться в полном выпуске по световой и механической сигнализации, после выпуска шасси установить скорость 300 км/ч. (обороты 90%).



Рис. Траверз начало ВПП

### Третий разворот

Третий разворот начинать после пролёта траверза ДПРМ при КУР = 120° (240°). Третий разворот выполнить на угол 120° на скорости 300 км/ч. с креном 30°, перед вводом в разворот установить обороты 92 % для сохранения заданной скорости.

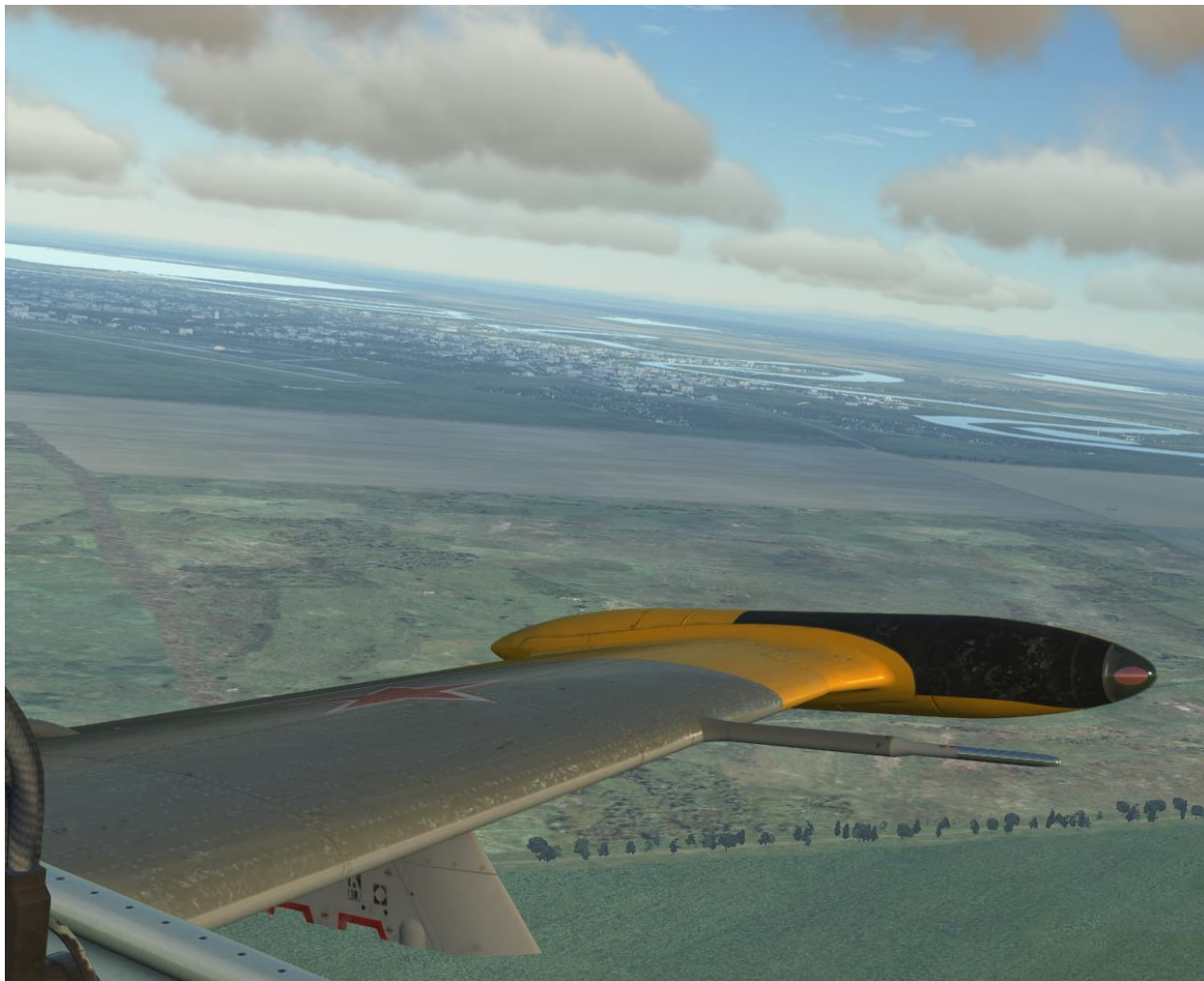


Рис. Угол визирования на ВПП перед выполнением 3-го разворота.

Как правило, место выполнения третьего разворота остаётся постоянным и не зависит от скорости и направления ветра, если скорость его не более 10 м/с. При скорости ветра более 10 м/с рекомендуется вносить поправку на ветер, выполняя третий разворот несколько раньше с учётом сноса самолёта.

Вывод из третьего разворота произвести на КУР = 20° (340°) в направлении места четвёртого разворота. Линия пути самолёта до четвёртого разворота должна проходить под углом 65—70° к оси ВПП.

### Полет от третьего к четвёртому развороту

После выхода из третьего разворота, уменьшить обороты до 85%, установить скорость 280 км/ч. и выпустить закрылки на 25°, перевести самолёт на планирование с вертикальной скоростью 4-5 м/с.

На планировании до четвёртого разворота выдерживать направление полёта относительно ВПП, сохранять скорость полёта 280 км/ч. и вертикальную скорость снижения 4-5 м/с, следить за высотой, определяя начало ввода в четвёртый разворот.

Снижение производить с таким расчётом, чтобы высота полёта перед вводом в четвёртый разворот была 400— 420 м.

#### Четвёртый разворот

Ввод в четвёртый разворот начинать в момент, когда угол визирования на ВПП будет равен 15—20°.



Разворот выполнять на скорости 280 км/ч с креном 30°. Точность захода в процессе разворота корректировать изменением крена.

После выхода из четвёртого разворота самолёт должен находиться на продолжении оси ВПП, на удалении 5—5,5 км от её начала, на высоте 320—330 м.



**V=280 км/ч H=320 м.**

При выполнении четвёртого разворота основное внимание уделять сохранению скорости, правильному выходу в створ посадочной полосы и высоте вывода из четвёртого разворота. Если в процессе разворота самолёт снизится до высоты 300 м, увеличить обороты двигателя (вплоть до максимальных) и оставшуюся часть разворота выполнить в горизонтальной плоскости.

После выхода из четвёртого разворота выпустить закрылки на 44°, проконтролировать их выпуск. После выпуска закрылков увеличить обороты до 90%.

Продолжить снижение самолёта с вертикальной скоростью 4—5 м/с, с таким расчётом, чтобы пройти ДПРМ в режиме снижения на высоте 260 м. и скорости 260 км/ч.

На планировании убедиться в том, что посадочная полоса свободна, заход выполнен точно, шасси и закрылки выпущены.



**V=260 км/ч H=260 м.**

### Снижение после четвёртого разворота

Снижение после прохода ДПРМ выполнять в начало ВПП с плавным уменьшением скорости с таким расчётом, чтобы пройти БПРМ на высоте 60 – 80 м. и скорости 230 км/ч



**V=230 км/ч H=60 м.**

Момент пролёта ДПРМ и БПРМ определяется по звуковому сигналу и миганию сигнала «МАРКЕР».

Точность расчёта определять по направлению глиссады планирования относительно точки начала выравнивания. При правильном расчёте самолёт должен снижаться в точку начала выравнивания, отстоящую от начала ВПП на 50—70 м.

Недолёт исправляется подтягиванием, для чего обороты двигателя увеличиваются настолько, чтобы самолёт, сохраняя заданную скорость, снижался в точку начала выравнивания с постоянным углом.

Небольшой перелёт исправляется уменьшением оборотов двигателя. При расчёте с перелётом, который не может быть исправлен уменьшением оборотов, выполнить уход на второй круг.

### Посадка

С высоты 50 м. убедиться в точности расчёта, правильности захода по ВПП и отсутствии препятствий на полосе.

На высоте 30 м. проконтролировать скорость планирования 230 км/ч. и перевести взгляд на землю вперёд в направлении снижения самолёта и влево под углом 10—15°.



**V=230 км/ч H=30 м.**

На высоте 8—10 м. плавным движением ручки управления на себя начать выравнивание с таким темпом, чтобы подвести самолёт к земле на высоте 1 м. В конце выравнивания плавно убрать обороты двигателя.



В процессе выравнивания взгляд должен скользить по земле и быть направлен вперёд на 35—40 м. и под углом 15—20° влево от продольной оси самолёта. По окончании выравнивания определить, что выравнивание закончено на нормальной высоте.

По мере приближения к земле движением ручки управления на себя создавать самолёту посадочное положение с таким расчётом, чтобы приземление произошло без парашютирования на два основных колеса. Самолёт приземляется на скорости 180 км/ч.





После того как переднее колесо опустится на землю, начать торможение плавным нажатием на тормозной рычаг при нейтральном положении педалей. После окончания пробега освободить ВПП, убрать закрылки, зарулить на стоянку.

## УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

**Уход на второй круг выполнять в следующих случаях:**

- при сокращении дистанции до впереди летящего самолёта;
- при наличии препятствий на ВПП;
- при грубой ошибке в заходе по ВПП;
- когда не обеспечена безопасность планирования и посадки.

**Уход на второй круг возможен с любой высоты.**

**При уходе на второй круг с высоты более 50 м лётчик должен:**

- не изменяя угла планирования, увеличить обороты двигателя до взлётных, переместив РУД в крайнее переднее положение;
- не допуская скорости менее 210 км/ч, вывести самолёт из снижения;
- убрать шасси;
- на скорости 230—250 км/ч перевести самолёт в набор высоты;
- на высоте 50—70 м убрать закрылки вначале на 25°, а потом полностью, выполнить повторный заход на посадку.

**При уходе на второй круг с высоты выравнивания лётчик должен:**

- не отрывая взгляда от земли и продолжая производить посадку, увеличить обороты двигателя до взлётных, переместив РУД в крайнее переднее положение за 2—3 с;
- на скорости 230—250 км/ч. перевести самолёт в набор высоты;
- на высоте 20 м. убрать шасси, на высоте 50—70 м. убрать закрылки вначале на 25°, потом полностью и выполнить повторный заход на посадку.

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: После уборки шасси сработает звуковая сирена, а на ППС загорится табло «ВЫПУСТИ ШАССИ». После уборки закрылков в положение 25°, сирена прекращает работу, а табло гаснет.*

## ВЗЛЁТ И ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

При боковой составляющей скорости ветра до 5 м/с. техника выполнения взлёта и посадки не усложняется. При боковой составляющей более 5 м/с. взлёт и посадка имеют некоторые особенности и требуют повышенного внимания.

На разбеге кренящее воздействие бокового ветра парировать отклонением ручки управления в ту сторону, откуда дует ветер. По мере нарастания скорости и увеличения эффективности элеронов ручку необходимо постепенно возвращать к нейтральному положению. Стремление самолёта развернуться против ветра парировать в первой половине разбега тормозами колёс, во второй рулём направления.

После уборки шасси и закрылков снос самолёта компенсировать введением поправки в курс, равной величине угла сноса.

При планировании на посадку снос самолёта устранять путём исправления курса на величину угла сноса.

Выравнивание выполнять обычным способом, не убирая поправки в курс. Перед приземлением отклонением педалей развернуть самолёт по оси ВПП. После приземления опустить переднее колесо, отклонением ручки управления против ветра парировать

кренящий момент, отклонением педалей по ветру, парировать стремление самолёта к развороту против ветра.

## ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

### После заруливания на стоянку:

- установить РУД на упор малого газа;
- рукоятку «ГЕРМЕТ - КЛИМАТИЗАЦИЯ» перевести в крайнее заднее положение.
- переключатель рода работ на пульте управления РКЛ-41 поставить в положение «ВЫК».
- выключить все АЗС, оставив включёнными только АЗС «ДВ – ЛЬ» и выключатели «АККУМ» и «РЕГИСТРАТОР».
- установить РУД в положение «СТОП».
- открыть замки фонаря.
- подать команду на открытие фонаря.
- после того как, стрелки на указатели оборотов установились на ноль, выключить оставшиеся на основном распределительном щитке АЗС и выключатель «РЕГИСТРАТОР».

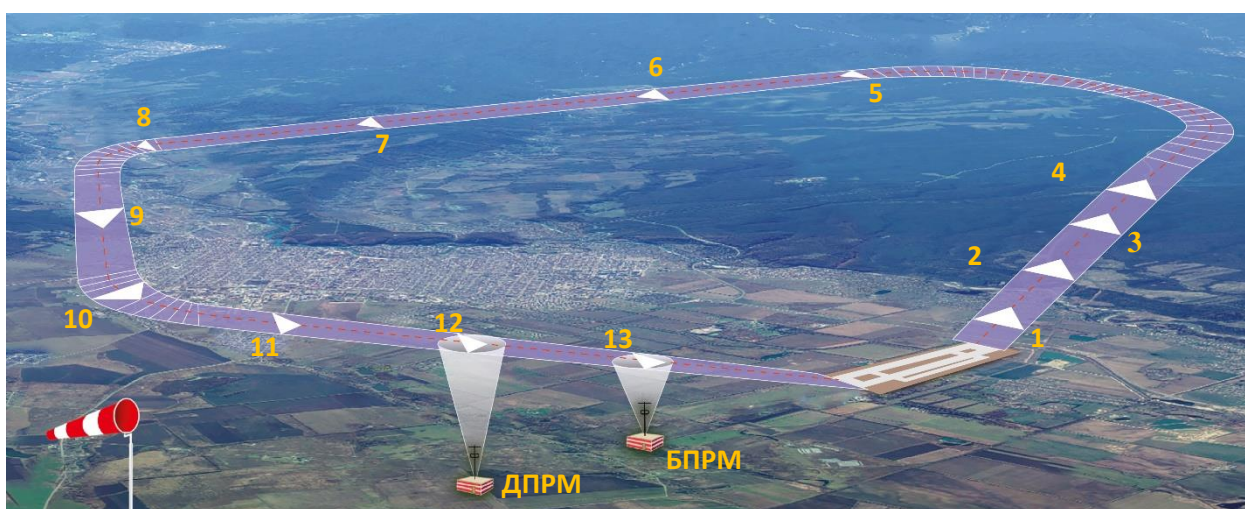


Рис. Схема полёта по кругу.

1.  $H = 20$  м.  $V = 250$  км/ч. - убрать шасси.
2.  $H = 50 - 70$  м.  $V = 280$  км/ч. - убрать закрылки.
3.  $V = 300$  км/ч.  $n_1 = 100$  %.
4.  $H = 300$  м.  $V = 350$  км/ч. крен  $= 20^\circ$  - ввод в разворот на ОПК.
5.  $H = 600$  м.  $V = 350$  км/ч.  $K = \text{ОПК} \pm \text{УС}$ .
6.  $H = 600$  м.  $V = 350$  км/ч. траверз маяка РСБН КУРМ  $= 270^\circ$  ( $90^\circ$ ) ППД  $= 5,5 - 6$  км.
7. Траверз начало ВПП,  $n_1 = 80$  %.  $V = 300$  км/ч. – выпустить шасси.
8.  $H = 600$  м.  $V = 300$  км/ч. КУР  $= 240^\circ$  ( $120^\circ$ ), крен  $= 30^\circ$  – ввод в 3-й разворот.
9.  $n_1 = 85$  %.  $V = 280$  км/ч. выпустить закрылки на  $25^\circ$ , перевод на планирование с  $V_y = 4 - 5$  м/с.
10.  $H = 420 - 400$  м.  $V = 280$  км/ч. крен  $= 30^\circ$  - ввод в 4 -й разворот.
11.  $H = 330 - 320$  м. – вывод из 4 –го. разворота, выпустить закрылки на  $44^\circ$ .

12.  $H = 260$  м.  $V = 260$  км/ч. – проход ДПРМ.

13.  $H = 60 - 80$  м.  $V = 230$  км/ч. – проход БПРМ.

## ПИЛОТАЖ. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

На всех высотах минимально допустимая скорость полёта — 200 км/ч, на этой скорости самолёт достаточно устойчив и управляем.

При создании отрицательных и околонулевых перегрузок возможно загорание сигналов **«НЕ ЗАПУСКАЙ»**, **«150 кг ТОПЛИВА»**, **«МИН. ДАВЛ. МАСЛА»** и изменение показаний топливомера. В этих случаях разрешается продолжать полет на этих режимах.

Перевернутый полет разрешается выполнять в течение не более 20 с, при этом допускается падение давления масла ниже  $2 \text{ кг/см}^2$ .

Повторно перевернутый полет можно производить только после горизонтального полёта продолжительностью не менее 20 с (указанное время необходимо для заполнения топливного аккумулятора) и только после восстановления давления масла в двигателе до нормальной величины, которая должна быть не менее  $3 \text{ кг/см}^2$  на режимах с оборотами ротора КВД 95% и выше и не менее  $2 \text{ кг/см}^2$  на остальных режимах.

Для предотвращения сваливания самолёта при выполнении фигур пилотажа необходимо выдерживать перегрузки, значения которых для высоты 4000 м составляют:

Впр. км/ч.	$n_y$	Впр. км/ч.	$n_y$
200	1,25	400, 500	4,0 5,0
300	2,5	600	6,0

В случае возникновения тряски самолёта необходимо немедленно отдать ручку от себя до прекращения тряски, при этом обратить особое внимание на приборы контроля режима работы двигателя (температуру газов за турбиной и обороты двигателя).

В процессе пилотажа необходимо избегать потери скорости менее 200 км/ч по прибору. Это особенно важно при выполнении вертикальных фигур пилотажа. В случае потери скорости менее 200 км/ч не допускать перетягивания ручки и действовать рулями координировано.

Для ускорения ввода в фигуры пилотажа разгон и торможение самолёта следует производить не в горизонтальном полете, а соответственно на снижение и в наборе высоты. Для более интенсивного торможения необходимо применять тормозные щитки.

Чтобы быстрее набрать скорость для выполнения очередной восходящей фигуры пилотажа, необходимо на нисходящей части предыдущей фигуры (вторая половина петли Нестерова, переворот и др.) не допускать оборотов двигателя менее 90%.

Начинать увеличение оборотов на снижении при угле пикирования  $80 - 70^\circ$  с таким расчётом, чтобы ввод в очередную восходящую фигуру начинался с горизонтального полёта по достижении заданной скорости и при оборотах двигателя от номинальных до взлётных.

Выполнение вертикальных фигур (петля, полупетля) на высотах более 6000 м. запрещается, так как потребная скорость ввода превышает ограничение по числу М.

Для контроля за правильностью выполнения фигур пилотажа (особенно при плохой видимости естественного горизонта) использовать КПП, который в сочетании с указателем скольжения позволяет:

- точно устанавливать величины заданных кренов, углов пикирования, кабрирования и контролировать их при выполнении фигур пилотажа;
- контролировать координацию движений ручкой управления и педалями при вводе в фигуру, в ходе её выполнения и при выводе;
- определять положение самолёта в пространстве относительно естественного горизонта.

### НАБОР ВЫСОТЫ ПРИ ПОЛЁТЕ В ЗОНУ ПИЛОТАЖА (ЗАДАННЫЙ РАЙОН)

После взлёта, уборки шасси и закрылков установить номинальный режим работы двигателя и с постепенным набором высоты разогнать самолёт до скорости 400 км/ч. После набора заданной высоты сбалансировать самолёт в горизонтальном полёте на скорости 400 км/ч по прибору и приступить к выполнению задания.

### ХАРАКТЕРНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ФИГУР ПИЛОТАЖА

В данном разделе даны параметры для выполнения фигур пилотажа на малых и средних высотах.

#### ВИРАЖ С КРЕНОМ ДО 45°

Виращ с креном до 45° выполнять на скорости по прибору 400 км/ч,  $n_1=95-100\%$ ,  $n_y=1,4$ .

#### ВИРАЖ С КРЕНОМ 60°

Виращ с креном 60° выполнять на скорости по прибору 400 км/ч, режим работы двигателя номинальный,  $n_y=2$ .

#### БОЧКА

Бочка выполняется на скорости не менее 400 км/ч, режим работы двигателя номинальный

Перед вводом самолёта в бочку установить скорость 400 км/ч. Создать угол кабрирования 10-15° и зафиксировать самолёт в этом положении незначительным отклонением ручки управления от себя, затем плавным движением ручки в сторону выполнения бочки равномерно вращать самолёт вокруг продольной оси.

За 40-30° подхода самолёта к положению горизонтального полёта начать перемещать ручку управления самолётом к нейтральному положению, одновременно оценивая темп уменьшения угловой скорости. При подходе крена к нулю коротким двойным движением ручки против вращения остановить крен. При выполнении бочки следить за темпом и равномерностью вращения и определением момента начала вывода. Разницы в выполнении левой и правой бочки практически нет.

#### Пикирование с $Q$ 30° – 60°.

Ввод в пикирование выполнять на скорости 300 км/ч, оборотах двигателя 90% с углом разворота 60-90°. Координированным движением ручки управления ввести самолёт в разворот с креном 60-120°. Крен на вводе зависит от угла пикирования. При пикировании с  $Q=30^\circ$  крен на вводе 60 – 80°. При пикировании с  $Q >30^\circ$  крен на вводе 120°.

К моменту окончания разворота угол пикирования должен быть заданным. Величину угла пикирования контролировать по КПП.

При достижении скорости 400 км/ч. увеличить обороты двигателя до взлётных.

По достижении заданной скорости (высоты) плавным движением ручки управления на себя начать вывод самолёта из пикирования с заданной перегрузкой.

Вывод закончить на скорости 650 км/ч

**ВАЖНО:** При выполнении маневрирования на малой высоте необходимо учитывать **потерю высоты на выводе из фигуры**. Вывод начинать на **ВЫСОТЕ** обеспечивающий выход в горизонтальный полёт на безопасной высоте с учётом рельефа местности. При выполнении вывода из пикирования по высоте, скорость к концу вывода из маневра может быть незначительно меньше.

Таблица. Скорость начала вывода и потеря высоты на выводе из пикирования в зависимости от угла пикирования и перегрузки на выводе.

Q=30°	Q=45°	Q=60°
Vвыв. = 600 км/ч, Ny =3 -3,5 ед.	Vвыв. = 580 км/ч, Ny =3 -3,5 ед.	Vвыв. = 500 км/ч. Ny =3 -3,5 ед.
Потеря высоты на выводе 300 м.	Потеря высоты на выводе 400 м.	Потеря высоты на выводе 500 м.
Vвыв. = 600 км/ч, Ny =5 ед.	Vвыв. = 580 км/ч, Ny =5 ед.	Vвыв. = 500 км/ч. Ny =5 ед.
Потеря высоты на выводе 150 м.	Потеря высоты на выводе 200 м.	Потеря высоты на выводе 250 м.

**Пример:** Пикирование с Q=60°, вывод необходимо закончить на высоте 100 м.

Высота начало вывода с Ny = 3 -3,5 ед. – 600 м.

Высота начало вывода с Ny = 5 ед. – 350 м.

### Горка с Q 30° – 60°.

Ввод в горку выполнять на скорости 650 км/ч и взлётном режиме работы двигателя.

Плавным движением ручки управления на себя, с перегрузкой 3 ед, создать заданный угол и зафиксировать его, незначительным отклонением ручки от себя.

По достижении заданной скорости вывести самолёт из горки с одновременным уменьшением оборотов двигателя до 90%. В зависимости от угла горки вывод выполнять разворотом или двумя последовательными полубочками.

**Вывод разворотом.** По достижении заданной скорости создать заданный крен и ввести самолёт в разворот с одновременным уменьшением угла горки и последующим опусканием носа самолёта до линии естественного горизонта, с таким расчётом, чтобы при угле тангажа 10°, скорость была не менее 300 км/ч. Убрать крен и установить обороты двигателя 90%.

**Вывод двумя последовательными полубочками.** По достижении заданной скорости создать самолёту вращение вокруг продольной оси с таким темпом, чтобы он оказался в положении «вверх колёсами» за 2-3 сек. (выполнить полубочку). Как только самолёт окажется в положении «вверх колёсами» плавными движениями ручки управления прекратить вращение и плавно выбирая ручку на себя подвести самолёт к линии естественного горизонта, с таким расчётом, чтобы к углу тангажа 10°, скорость была не менее 300 км/ч, зафиксировать данный угол тангажа незначительным отклонением ручки от себя и выполнить вторую полубочку, установить обороты двигателя 90%.

**ВАЖНО:** Скорость начала вывода из горки, зависит от угла горки. Чем больше угол, тем раньше необходимо начинать вывод из горки.

**Important:** Speed of exit start depends on climb angle. The bigger the angle the earlier exit should be started.

Вывод из горки закончить на скорости 300 км/ч, оборотах двигателя 90%.

Таблица: Скорость начало вывода из горки и способ вывода в зависимости от угла горки.

Q=30°	Q=45°	Q=60°
V <sub>выв.</sub> =350 км/ч	V <sub>выв.</sub> =400 км/ч	V <sub>выв.</sub> =450 км/ч
Крен на выводе 60°-80°	Крен на выводе 120°	Вывод двумя последовательными полубочками.

### Боевой разворот.

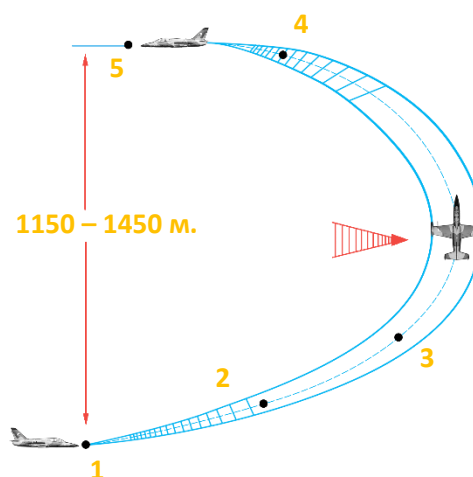
Боевой разворот выполнять на режиме работы двигателя не менее номинального на высотах до 5000 м. Ввод в боевой разворот производить на скорости не менее 600 км/ч.

За боевой разворот, выполненный на взлётном режиме работы двигателя, при скорости ввода 600 км/ч по прибору самолёт набирает 1150—1450 м (высота ввода 2000 м). При номинальных оборотах набор высоты на 150 – 300 м. будет меньше.

Плавным движением ручки управления на себя перевести самолёт на кабрирование. По достижении угла кабрирования 10 - 15° создать самолёту крен 10 - 15° и координированными движениями ручки управления ввести самолёт в разворот с набором высоты с перегрузкой 3-3.5 ед.

В процессе боевого разворота плавно увеличивать крен и угол кабрирования с таким расчётом, чтобы после разворота на 90° крен был не более 60°, а угол кабрирования 30°.

По достижении скорости 350 км/ч. начать уменьшение угла кабрирования с последующим опусканием носа самолёта до линии естественного горизонта, с таким расчётом, чтобы при угле тангажа 10°, скорость была не менее 300 км/ч. Убрать крен и установить обороты 90%.



1. Ввод в боевой разворот – скорость не менее 600 км/ч. РУД в положении не ниже «НОМ»;
2. КПП - крен 15°, угол тангажа 15°, перегрузка 2,5 – 3 ед;
3. КПП - крен 60°, угол тангажа 30°, скорость 500 – 450 км/ч, перегрузка 2,5 – 3 ед;

4. Скорость 350 км/ч. - начало вывода из боевого разворота;
5. Окончание вывода скорость 300 км/ч, обороты двигателя 90%.

### Переворот.

Ввод в переворот выполнять на скорости 300—400 км/ч. до высоты 5000 м. и на скорости 300 км/ч. на высотах более 5000 м. Потеря высоты за переворот составляет 1100—1300 м. с высот ввода 4000—5000 м. и 1500—1700 м. с высот ввода 6000—8000 м.

Рассмотрим выполнение переворота на скорости ввода 300 км/ч.

В горизонтальном полете установить скорость 300 км/ч, обороты 90%. Плавным движением ручки управления на себя создать угол кабрирования  $15^{\circ}$ - $20^{\circ}$  и зафиксировать его незначительным отклонением ручки от себя.

После этого координированными движением ручки в сторону переворота создать самолёту вращение вокруг продольной оси с таким темпом, чтобы он оказался в положении «вверх колёсами» за 2-3 сек. (выполнить полубочку).

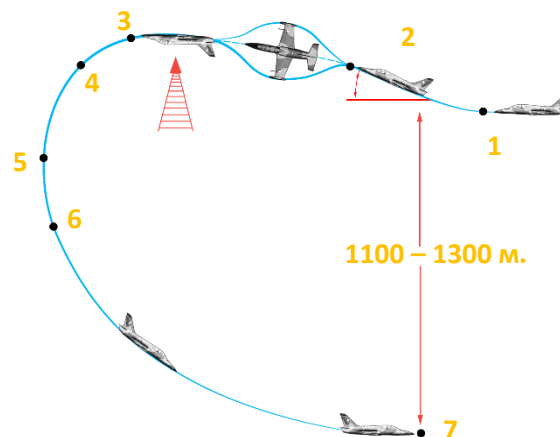
Как только самолёт окажется в положении «вверх колёсами» плавными движениями ручки прекратить вращение и плавно выбирая ручку на себя, перевести самолёт в пикирование. В угле пикирования  $80^{\circ}$  -  $70^{\circ}$  скорость должна быть  $V= 450$  км/ч, увеличить обороты двигателя до взлётных. Плавным движением ручки на себя с перегрузкой 3-3,5 ед. вывести самолёт в горизонтальный полет.

Табл. Соответствие скорости и угла тангажа по КПП на выводе из переворота.

$\Theta = 80 - 70^{\circ}$	$V= 450$ км/ч
$\Theta = 60^{\circ}$	$V= 500$ км/ч
$\Theta = 50^{\circ}$	$V= 550$ км/ч
$\Theta = 40^{\circ}$	$V= 580$ км/ч
$\Theta = 30^{\circ}$	$V= 600$ км/ч

Вывод закончить на скорости 650 км/ч.

При выводе из пикирования не допускать перетягивания ручки на себя, т.к. при перетягивании начинается тряска самолёта, а при дальнейшем выборе ручки на себя самолёт выходит на режим сваливания. При возникновении тряски необходимо отклонить ручку от себя до прекращения тряски, затем плавно выводить самолёт из пикирования.





1. Ввод в переворот - скорость 300 км/ч, обороты двигателя 90%;
2. КПП - создание угла кабрирования 15°-20° и выполнение полубочки;
3. Положение «вверх колёсами», перевод в пикирование с перегрузкой 3 ед;
4. Угловое вращение относительно земли, отсутствие крена;
5. КПП – угол пикирования 90° и переворачивание силуэта на 180°, скорость 400 - 420 км/ч, перегрузка 3 – 3,5 ед;
6. Угол пикирования 80 - 70° по КПП, скорость 450 км/ч, перегрузка 3 – 3,5 ед, увеличить обороты двигателя до взлётных;
7. Окончание вывода скорость 650 км/ч.

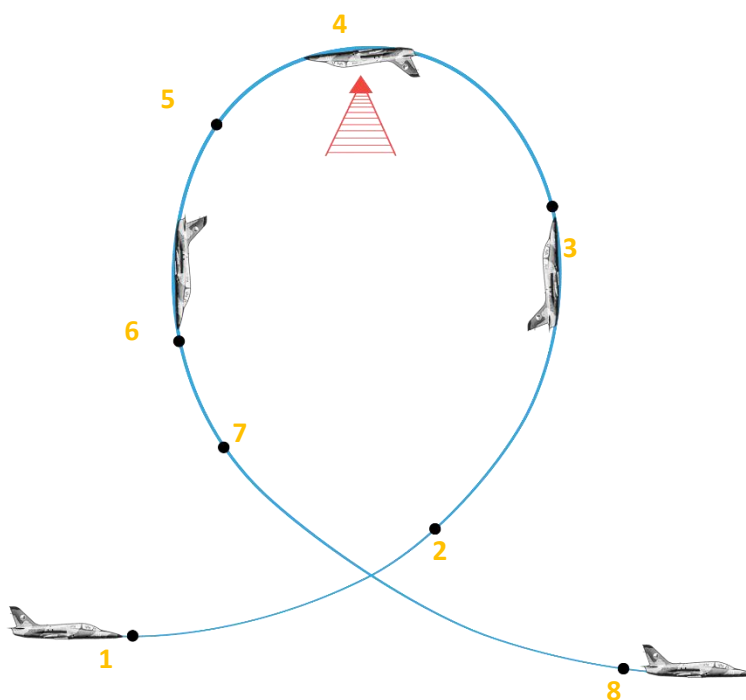
### Петля Нестерова.

Ввод в петлю Нестерова выполнять на скорости ввода 650 км/ч при работе двигателя на взлётном режиме.

Плавным движением ручки управления на себя перевести самолёт на кабрирование.

Достигнув угла кабрирования 25-30° темп движения ручки на себя постепенно увеличивать с таким расчётом, чтобы при угле кабрирования 50-60° перегрузка была 4-5ед. Далее выбирать ручку управления на себя следует так, чтобы угловая скорость самолёта оставалась примерно постоянной, а скорость при выходе в верхнюю точку петли (самолёт в положении "вверх колёсами") была не менее 200 км/ч.

В верхней точке петли уточнить, положение самолёта и, когда верхний обрез приборной доски подойдёт к горизонту, плавно уменьшить обороты двигателя до 90%, затем незначительным выбиранием ручки управления на себя перевести самолёт в пикирование. Нисходящая часть петли аналогична перевороту. Набор высоты к верхней точки петли составляет 1200 – 1400 м.



1. Ввод в петлю – скорость 650 км/ч, РУД в положении «ВЗЛ»;
2. КПП – угол кабрирования 50 – 60°, перегрузка 4,5 – 5 ед;
3. КПП – угол кабрирования 90° и переворачивание силуэта на 180°, скорость 400 км/ч, перегрузка 3,5 – 4 ед;
4. Самолёт в положении «вверх колёсами» - контроль скорости не менее 200 км/ч, установить обороты двигателя 90%, перегрузка 1,2 ед;
5. Угловое вращение относительно земли, отсутствие крена;
6. КПП – угол пикирования 90° и переворачивание силуэта на 180°, скорость 380 - 400 км/ч, перегрузка 3 – 3,5 ед;
7. Угол пикирования 80 - 70° по КПП, скорость 450 км/ч, перегрузка 3 – 3,5 ед, увеличить обороты двигателя до взлётных;
8. Окончание вывода скорость 650 км/ч.

### Полупетля.

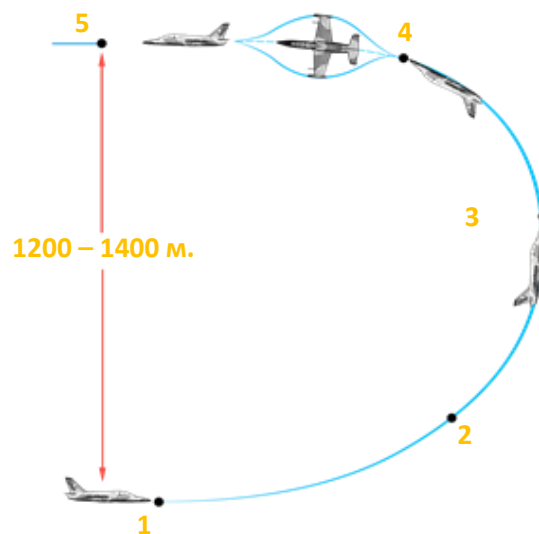
Полупетлю выполнять на скорости ввода 650 км/ч и при работе двигателя на взлётном режиме.

Плавным движением ручки управления на себя перевести самолёт на кабрирование.

Достигнув угла кабрирования 25-30° темп движения ручки на себя постепенно увеличивать с таким расчётом, чтобы при угле кабрирования 50-60° перегрузка была 4,5-5 ед. Далее выбирать ручку управления на себя так, чтобы угловая скорость самолёта оставалась примерно постоянной, а скорость при выходе в верхнюю точку полупетли (самолёт в положении "вверх колёсами") была не менее 200 км/ч.

При подходе к верхней точке полупетли, когда нос самолёта не дойдёт до линии горизонта 10°, отклонением ручки управления повернуть самолёт вокруг продольной оси на 180° (выполнить полубочку). При этом темп отклонения рулей должен быть таким, чтобы полубочка была выполнена за 2 - 3сек, уменьшить обороты двигателя до 90%.

Если, скорость в верхней точке полупетли будет менее 200 км/ч, не уменьшая оборотов двигателя и не перетягивая ручку, плавно опустить нос самолёта ниже горизонта и при достижении скорости 200-210 км/ч выполнить полубочку, установить обороты двигателя 90%.



1. Ввод в полупетлю – скорость 650 км/ч, РУД в положении «ВЗЛ»;
2. КПП – угол кабрирования 50 – 60°, перегрузка 4,5 – 5 ед;
3. КПП – угол кабрирования 90° и переворачивание силуэта на 180°, скорость 400 км/ч, перегрузка 3,5 – 4 ед;
4. Выполнение полубочки, скорость 210 – 220 км/ч;
5. Окончание вывода – скорость не менее 200 км/ч, уменьшить обороты двигателя до 90%.

## ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЁТА НА МИНИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЁТА

Минимальная приборная скорость (скорость сваливания самолёта при перегрузке, равной 1) с убранными шасси и закрылками при работе двигателя на режиме малого газа равна 180 км/ч, с выпущенными шасси и закрылками 25° (44°) — 165 (155) км/ч.

С увеличением перегрузки срыв самолёта наступает раньше, т. е. на больших скоростях.

При приближении к скорости на 5—10 км/ч больше минимальной возникает предупредительная тряска самолёта и подёргивание ручки управления от элеронов.

Дальнейшее уменьшение скорости сопровождается увеличением тряски самолёта и появлением колебаний по крену. По достижении скорости 160—165 км/ч при полностью взятой ручке управления на себя самолёт, как правило, опускает нос и переходит на режим парашютирования с постепенным увеличением скорости до 200—220 км/ч.

Сваливание на крыло происходит значительно реже с медленным плавным накрениванием самолёта, преимущественно вправо. В этих случаях после отклонения ручки управления от себя за нейтральное положение (элероны нейтрально) скорость увеличивается, самолёт без запаздывания выходит на управляемый режим. Элероны эффективны вплоть до момента сваливания самолёта.

Отклонение педали в момент сваливания может привести к срыву самолётам в штопор причём как в сторону отклонённой педали, так и в противоположную.

## ШТОПОР

Самолёт Л-39С непреднамеренно может сорваться в штопор только при грубых ошибках в технике пилотирования, связанных с чрезмерным отклонением ручки управления в продольном отношении и некоординированным перемещением педалей более половины их хода от нейтрального положения.

Потеря высоты за один виток равна 300—400 м, время одного витка 6—7 с. Общая потеря высоты от момента ввода в штопор до вывода из штопора и перехода в горизонтальный полет составляет 500—650 м. Общая потеря высоты при выполнении двух и трёх витков штопора соответственно составляет 1050—1200 и 1400—1700 м.



## НОРМАЛЬНЫЙ ШТОПОР

Ввод самолёта в штопор выполнять в такой последовательности:

- установить в горизонтальном полете на высоте 4000 м. скорость 300 км/ч.
- перевести РУД в положение «МГ» и убедиться, что режим работы двигателя соответствует режиму «МГ»;
- перевести самолёт в набор высоты с углом  $20^\circ$  и уменьшить скорость до 170 км/ч;
- отклонить педаль полностью в сторону штопора, а ручку управления — полностью на себя и удерживать их в этом положении в процессе всего штопора, элероны при вводе и во время штопора должны находиться в нейтральном положении.

Вывод самолёта из штопора:

- отклонить педаль полностью против штопора, а затем отдать ручку управления от себя в нейтральное или несколько за нейтральное положение;
- после прекращения вращения самолёта установить педали нейтрально и по достижении скорости 400 км/ч увеличить обороты двигателя до взлётных и вывести самолёт из пикирования с перегрузкой 2,5—3. ед.

Вывод самолёты из штопора при непреднамеренном срыве в штопор выполнять в такой последовательности:

- оценить высоту;
- определить направление вращения (по «набеганию» земли слева или справа);
- перевести РУД в положение «МГ»;
- поставить рули по штопору, т. е. педаль отклонить полностью в сторону вращения самолёта, а ручку управления — полностью на себя (элероны нейтрально);

- отклонить педаль полностью против штопора, а затем отдать ручку управления от себя в нейтральное или несколько за нейтральное положение;
- после прекращения вращения самолёта установить педали нейтрально и по достижении скорости по прибору 400 км/ч увеличить обороты двигателя до взлётных и вывести самолёт из пикирования с перегрузкой 2,5—3. ед.

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: Если до высоты 1500 м. самолёт из штопора не выходит — экипажу катапультироваться.*

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АППАРАТУРЫ РСБН – 5С («ИСКРА-К») ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ САМОЛЁТОВОЖДЕНИЯ

Перед полётом с применением аппаратуры РСБН – 5С («ИСКРА-К») необходимо установить номера каналов навигации и посадки в передней кабине.

### РЕЖИМ «НАВИГАЦИЯ»

Режим «НАВИГАЦИЯ» является основным режимом работы РСБН – 5С («ИСКРА-К»). Значение азимута самолёта в полёте считывается с прибора НПП по внутренней шкале против стрелки с кружком. Значение дальности снимается с прибора ППД-2. По значениям азимута и дальности в любой момент полёта определяется место самолёта относительно того аэродрома номер канала навигации, которого установлен.

Для быстрого определения направления полёта на аэродром используется острый конец стрелки на приборе НПП. Указанная стрелка так же, как и стрелка РКЛ-41, показывает направление для полёта на аэродром.

Рис. НПП.



В режиме «НАВИГАЦИЯ» можно выполнять полёт по заданному азимуту.

**Для выполнения полёта от радиомаяка РСБН:**

- на НПП курсозадатчиком установить курс, равный заданному азимуту;
- при полете от радиомаяка дальность на ППД - 2 увеличивается.

**Для выполнения полёта на радиомаяк РСБН:**

- на НПП курсозадатчиком установить курс, отличающийся от заданного азимута на 180°;
- при полете на радиомаяк дальность на ППД - 2 уменьшается.

Для выполнения полёта по линии заданного азимута (заданного пути) достаточно удерживать курсовую планку прибора НПП в центре кружка.

## ВЫХОД НА АЭРОДРОМ ПОСАДКИ И ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППАРАТУРЫ РСБН – 5С («ИСКРА-К»)

В симуляторе Л – 39С на аэродромах Краснодар – Центральный, Майкоп, Крымск и Моздок установлена РСБН и оборудование посадочно радиомаячной группы (ПРМГ) в состав которого входят курсовой радиомаяк (КРМ) и глиссадный радиомаяк с ретранслятором дальности (ГРМ).

Оборудование посадочно радиомаячной группы на аэродроме Краснодар – Центральный установлено только с посадочным курсом 86°, а на аэродроме Майкоп только с посадочным курсом 50°.

На аэродроме Крымск и Моздок оборудование ПРМГ установлено с обоих направлений посадки.

Расположение маяка РСБН и оборудование ПРМГ на аэродромах необходимо знать, и учитывать это, при выходе на аэродром посадки и выполнении захода на посадку. Также необходимо помнить, что выбор посадочного курса зависит от того какое направление ветра установлено в редакторе миссий.

Чтобы было легко ориентироваться при выходе на аэродром посадки и для выполнения захода на посадку, зону в районе аэродрома представим в виде двух условных секторов.

Сектор «А» - при выходе на аэродром с посадочным курсом, а также если направление выхода отличается от посадочного курса на угол  $\pm 15^\circ$ .

Сектор «В» - при выходе на аэродром с других направлений.

**После выполнения задания, необходимо:**

- развернуться на маяк РСБН;
- определить в каком секторе находится самолёт относительно аэродрома посадки (в помощь для определения места самолёта используйте карту («клавиша F10»);
- выполнить маневр по выходу на аэродром.

**Если принято решение выполнить посадку не на аэродроме вылета, необходимо:**

- установить задатчик курса на значение курса посадки;
- на пульте управления РСБН установить номер канала навигации и посадки;
- убедится, что на приборах НПП и ППД - 2 индицируются значения азимута и дальности относительно выбранного аэродрома и горят лампы «АЗИМУТ ДАЛЬН. КОРРЕКЦИЯ» и сигналы «АЗИМУТ ТОЧНО», «ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО»;

- установить частоту ДПРМ и БПРМ аэродрома посадки, стрелка указателя РКЛ – 41 должна показывать направление на ДПРМ.
- развернуться на маяк РСБН;
- определить в каком секторе находится самолёт относительно аэродрома посадки;
- выполнить маневр по выходу на аэродром.

#### 1. Самолёт находится в секторе «А»:

Если самолёт находится на высоте 5000 - 8000 метров и на удаление от 50 – 132 км, то целесообразно использовать режим «ПРОБИВАНИЕ ОБЛАЧНОСТИ ВНИЗ». Если удаление 12 – 30 км, и высота 600 – 1500 м, используйте режим «ПОСАДКА».

*Режим «ПРОБИВАНИЯ ОБЛАЧНОСТИ» - предназначен для привода самолёта в зону аэродрома со снижением по определённой программе до безопасной высоты, принятой равной 600 м. по любому заданному азимуту на радиомаяк РСБН или по курсу посадки. Программа снижения определяется траекторией пробивания облачности, лежащей в вертикальной плоскости под углом 4—5° к горизонту. Траектория пробивания облачности вниз лежит в пределах 132—21 км.*

*На удалении свыше 132±5 км. глиссадная планка в режиме пробивания облачности показывает положение самолёты относительно крейсерской высоты, принятой равной 8000 м.*

*На удалении от 132±5 до 21 ±3 км. глиссадная планка показывает положение самолёты относительно траектории пробивания облачности.*

*На удалении менее 21 ±3 км глиссадная планка показывает положение самолёты относительно безопасной высоты, равной 600 м.*

*По достижении дальности 21 ±3 км в первой и второй кабинах загорится сигнал «ПРОБИВ. ОКОНЧЕНО» и глиссадная планка будет показывать положение самолёты относительно высоты 600 м. Для перехода на глиссаду планирования включить режим «ПОСАДКА».*

#### Для выполнения полёта в режиме «Пробивания облачности вниз», необходимо:

- проверить установку задатчика курса на значение курса посадки;
- переключатель рода работ «ПОСАДКА-НАВИГАЦИЯ-ПРОБИВ» установить в положение «ПРОБИВ».
- курсовая планка на приборе НПП и стрелка отклонения по курсу на КПП покажет положение самолёта относительно маяка РСБН.
- глиссадная планка на приборе НПП, и стрелка отклонения по высоте на приборе КПП покажет положение самолёта относительно траектории пробивания облачности,
- прибор ППД - 2 индицирует дальность до маяка РСБН.

*ПРИМЕЧАНИЕ: Глиссадная и курсовая планка прибора НПП, стрелка отклонения по высоте и стрелка отклонения по курсу прибора КПП дублируют друг друга.*

*Для удобства пилотирования следует сосредоточиться на планках прибора НПП. Также необходимо следить за скоростью и высотой полёта. Скорость на траектории пробивания облачности 400 – 500 км/ч.*

- произвести вертикальный и горизонтальный маневр для совмещения глиссадой и курсовой планки с центральным кружком.
- кружок в центре прибора НПП символизирует самолёт. Для полёта по траектории пробивания облачности необходимо удерживать глиссадную и курсовую планку в пределах центрального кружка прибора НПП.

- при нахождении самолёта ниже траектории пробивания облачности вертикальный маневр можно не выполнять, так как при выполнении горизонтального полёта самолёт приближается к траектории пробивания облачности, глиссадная планка будет плавно отходить от верхнего упора прибора НПП и приближаться к центральному кружку.
- по достижении дальности  $21 \pm 3$  км в первой и второй кабинах загорится сигнал «ПРОБИВАНИЕ ОКОНЧЕНО», а глиссадная планка на НПП будет показывать положение самолёта относительно высоты 600 м, установить скорость 350 км/ч.
- для перехода на радиоглиссаду переключатель рода работ «ПОСАДКА-НАВИГАЦИЯ-ПРОБИВ» установить в положение «ПОСАДКА»

*ВАЖНО: Для использования режима «ПОСАДКА» задатчик курса на приборе НПП должен установлен на заданный курс аэродрома посадки.*

#### **Включение режима «ПОСАДКА»:**

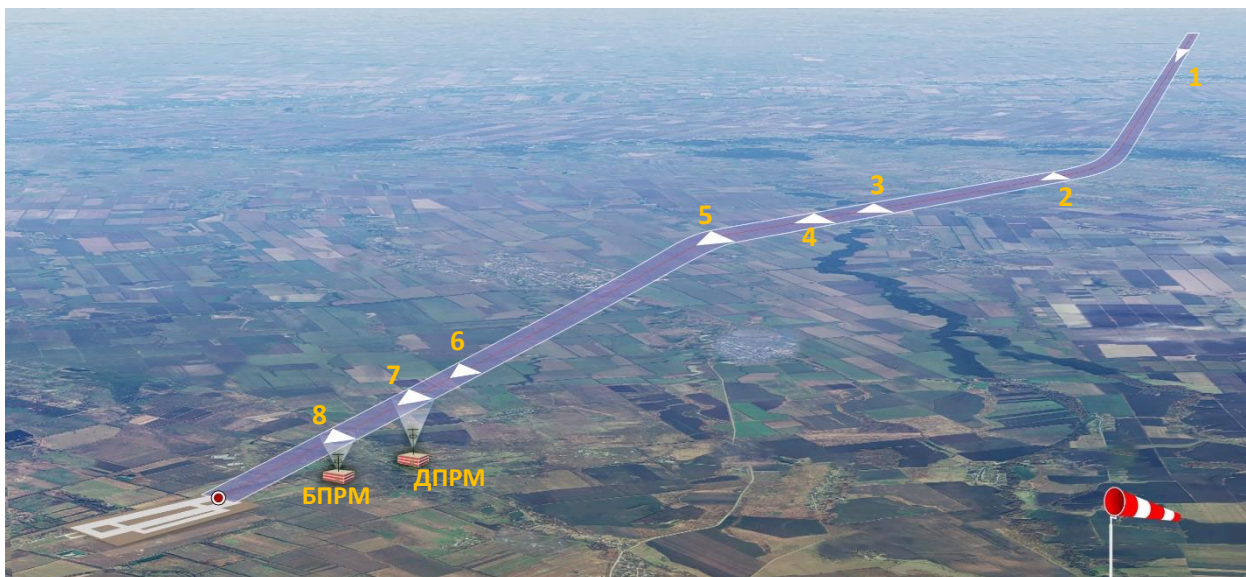
- глиссадная планка НПП уйдёт вверх;
- закроются бленкеры курса и глиссады;
- прибор ППД - 2 индицирует дальность до точки установки ГРМ.

#### **Снижение на посадочном курсе:**

- продолжить горизонтальный полёт на высоте 600 метров;
- выполнить доворот на курсовую планку НПП;
- $D = 15$  км уменьшить обороты двигателя до 80% установить скорость 330 км/ч, выпустить шасси;
- продолжить гасить скорость до 280 км/ч и выпустить закрылки на  $25^\circ$ ;
- увеличить обороты двигателя до 90 % и далее выдерживать скорость 280 км/ч, сохранять высоту 600 м;
- по мере подхода к радиоглиссаде ( $D = 12$  км.) глиссадная планка НПП будет приближаться к центральному кружку.
- $D = 12$  км. высота 600 м. перевод на снижение по радиоглиссаде, удерживать глиссадную и курсовую планку в пределах центрального кружка прибора НПП, выдерживать скорость 280 км/ч,  $V_y - 3 - 4$  м/с;
- $D = 6$  км. что должно соответствовать высоте 300 метров выпустить закрылки на  $44^\circ$ , установить скорость 260 км/ч;
- продолжая снижение по радиоглиссаде, удерживать глиссадную и курсовую планку в пределах центрального кружка прибора НПП, сохранять скорость 260 км/ч;
- пролёт ДПРМ скорость 260 км/ч, высота 200 метров, момент пролёта ДПРМ определяется по звуковому сигналу и миганию сигнала «МАРКЕР».
- после пролёта ДПРМ контролировать уменьшение скорости, чтобы к пролёту БПРМ скорость была не менее 230 км/ч;
- пролёт БПРМ выполнить на  $H=80-60$  м и скорости 230 км/ч, момент пролёта БПРМ определяется по звуковому сигналу и миганию сигнала «МАРКЕР».
- после пролёта БПРМ установить визуальный контакт с посадочной полосой, уточнить положение самолёта относительно посадочной полосы и произвести посадку.



Рис. Схема захода на посадку с использованием режимов «ПРОБИВАНИЯ ОБЛАЧНОСТИ» и «ПОСАДКА».



1. Снижение в режиме пробивание облачности.
2. Высота 600 м. Д = 21±3 км. окончание режима пробивания облачности;
3. Высота 600 м. Д = 15 км. скорость 330 км/ч – выпустить шасси;
4. Скорость 280 км/ч – выпустить закрылки на 25°.
5. Высота 600 м. Д = 12 км. вход в радиоглиссаду.
6. Высота 300 м. Д = 6 км. скорость 280 км/ч – выпустить закрылки на 44°.
7. Проход ДПРМ, скорость 260 км/ч, высота 200 м.
8. Проход БПРМ, скорость 230 км/ч, высота 60 – 80 м.

Самолёт Л – 39С оборудован системой СДУ, которая значительно облегчает заход на посадку.

После устойчивого захвата курсового радиомаяка включить [АЗС «СДУ»](#) и [выключатель «СДУ»](#).

На КПП убираются флажки-сигнализаторы «Т» и «К».

Дальнейший полёт выполнять по командным стрелкам КПП. Выдерживание командных стрелок в центре обеспечивает снижение самолёты по заданной глиссаде. На приборе ППД-2 индицируется дальность до точки установки ГРМ.

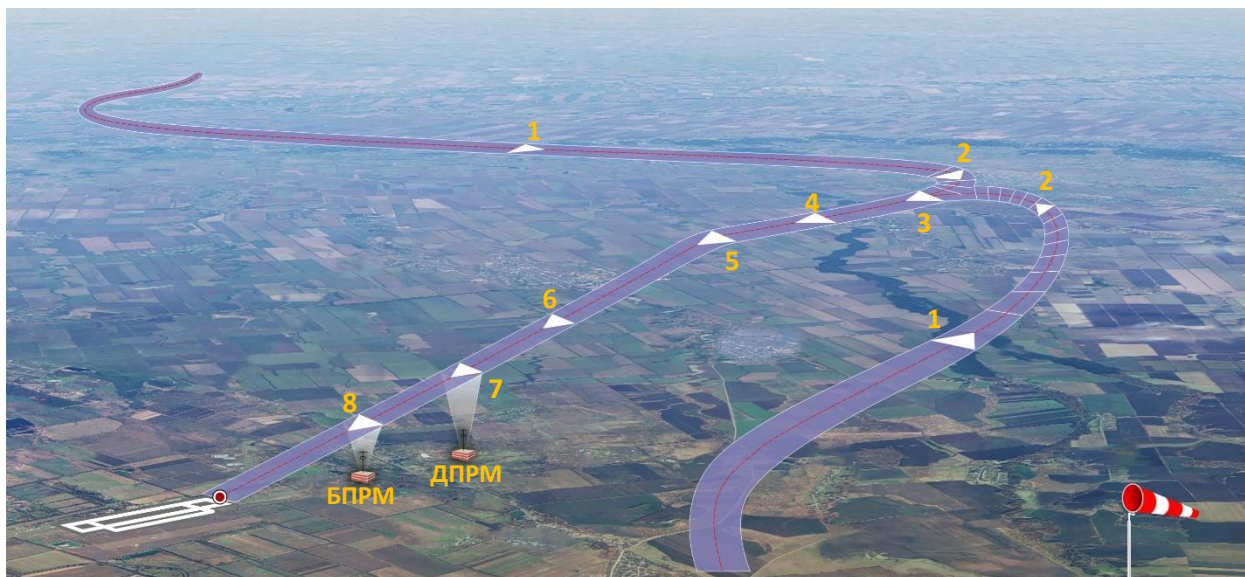
## 2. Самолёт находится в секторе «В»:

Если после окончания задания вы оказались в другой точке «воздушного пространства» игры, то необходимо выполнить маневр для выхода в створ ВПП на дальности 15 - 21 км. по ППД – 2 (в помощь для определения направления полёта используйте карту).

При подходе к створу ВПП установите высоту 600 м. и скорость 350 км/ч, и выполните разворот на посадочный курс. Перед разворотом на посадочный курс включите режим «ПОСАДКА».

Порядок снижения на посадочном курсе описан выше.

Рис. Схема выхода на аэродром и выполнение захода на посадку с использованием режима «ПОСАДКА».



1. Маневр по выходу в створ ВПП
2. Разворот на посадочный курс, включение режима «ПОСАДКА»;
3. Высота 600 м. Д = 15 км. скорость 330 км/ч – выпустить шасси;
4. Скорость 280 км/ч – выпустить закрылки на 25°.
5. Высота 600 м. Д = 12 км. вход в радиоглиссаду.
6. Высота 300 м. Д = 6 км. скорость 280 км/ч – выпустить закрылки на 44°.
7. Проход ДПРМ, скорость 260 км/ч, высота 200 м.
8. Проход БПРМ, скорость 230 км/ч, высота 60 – 80 м.

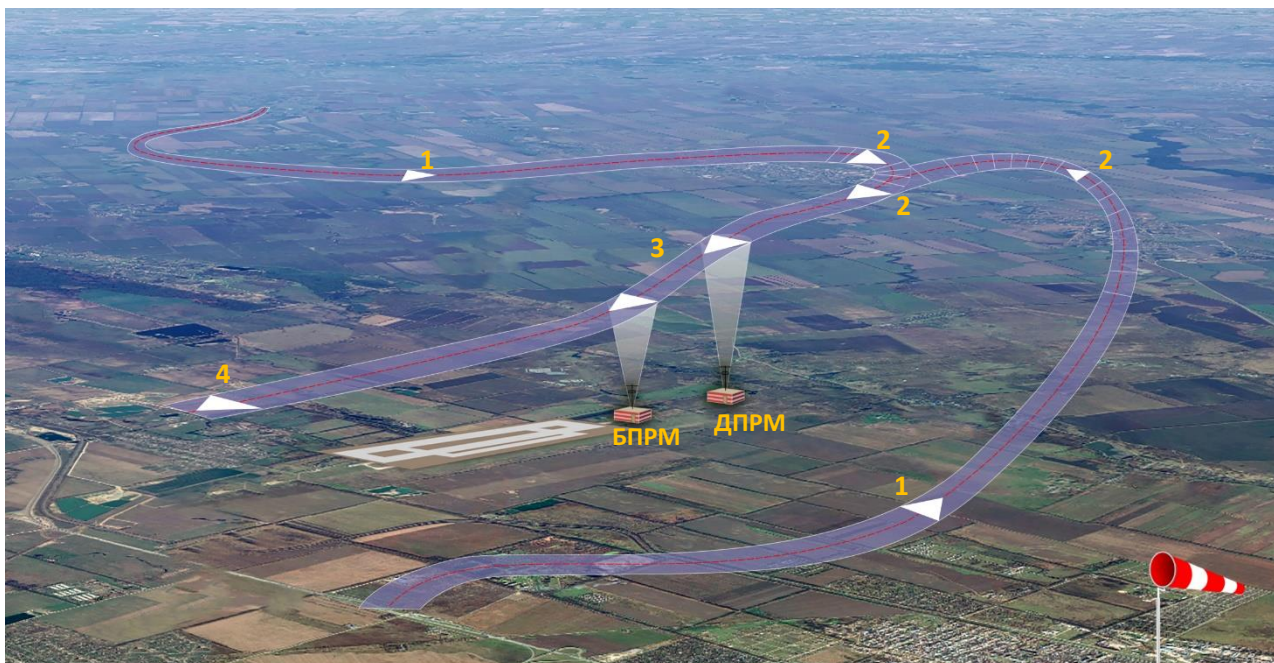
## ВЫХОД НА АЭРОДРОМ ПОСАДКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РКЛ-41

Если аэродром посадки не оборудован РСБН и ПРМГ, то для выхода на аэродром использовать РКЛ – 41.

- задатчиком курса на НПП установить посадочный курс аэродрома посадки;
- установить частоту ДПРМ и БПРМ аэродрома посадки;
- убедится, что стрелка кузателя РКЛ – 41 показывает направление на ДПРМ;
- используя в комплексе показания приборов НПП, РКЛ – 41 и карту (F10) определить своё место положения относительно аэродрома посадки, выполнить разворот на аэродром;
- для раннего обнаружения ВПП, полёт целесообразно выполнять на высотах 1000 – 2000 м;
- после визуального обнаружения ВПП, выполнить маневр по выходу на ДПРМ;
- после выхода на ДПРМ выполнить снижение к первому развороту до высоты 600 м вдоль ВПП, на снижение установить скорость 350 км/ч;
- далее выполнить полёт по кругу для захода на посадку.

При построении маневра выхода и посадки необходимо учитывать, что дальность на ППД - 2 индицироваться не будет.

Рис. Схема выхода на аэродром с использованием РКЛ – 41.



1. Маневр по выходу на аэродром посадки;
2. Выход на ДПРМ;
3. Снижение до высоты 600 м;
4. Выполнение первого разворота.

## 4. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

## ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЁТА

Самолёт Л-39С оборудован бомбардировочным и ракетным вооружением. Самолёт имеет прицел АСП-ЗНМУ-39, фотоконтрольный прибор ФКП-2-2 и вспомогательное вооружение ЭКСР-46.

Вооружение, прицельное и фотоконтрольное оборудование самолёта Л-39С предназначены для выполнения следующих задач:

- прицельное бомбометание с пикирования авиабомбами калибра 50 - 100 кг;
- прицельной стрельбы неуправляемыми ракетами типа С-5 по наземным целям с пикирования;
- пуска управляемых ракет Р-3С по воздушным целям.

**Органы управления вооружением сосредоточены на среднем пульте в передней кабине. Боевая кнопка находится на ручке управления самолётом только в передней кабине.**

## БОМБАРДИРОВОЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ

В состав бомбардировочного вооружения входят:

- крыльевые балочные держатели ЛЗ9М-117, ЛЗ9М-118;
- две авиационные бомбы;
- система управления сбросом авиабомб;

Авиационные бомбы подвешиваются к крыльевым балочным держателям.

Сбрасывание авиабомб от боевой системы управления производится только на взрыв одиночно или залпом при скорости полёта самолёта более 310 км/ч (при скорости менее 310 км/ч боевая система блокируется). При аварийном сбросе можно осуществить только одновременный сброс авиабомб.



**Органы управления и сигнализации бомбардировочного вооружения в передней кабине.**

- [АЗС «ОРУЖИЕ»](#) - предназначен для подачи питания в цепь боевой кнопки;
- Двухпозиционный переключатель [«ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ, ОБЕ»](#) - предназначен для выбора варианта сброса авиабомб. Для поочередного сброса авиабомб необходимо переключатель установить в положение «ЛЕВАЯ», затем в положение «ПРАВАЯ, ОБЕ». При установке в положение «ПРАВАЯ, ОБЕ» произойдёт одновременный сброс двух авиабомб.
- [Переключатель «АВАР. СБРОС»](#) - предназначен для аварийного сброса подвесок;
- [Переключатель «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ»](#) - предназначен для сброса авиабомб на взрыв или невзрыв от аварийной системы сбрасывания авиабомб.
- Сигнал [«ВЗРЫВ»](#) - сигнализирует о включении АЗС «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ» в положение «ВЗРЫВ»;
- Сигналы [«ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ»](#) – сигнализирует о подвеске авиабомб;
- Сигнал [«ГОТОВ»](#) - сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч;
- Предохранительная скоба боевой кнопки.

**Органы управления и сигнализации бомбардировочного вооружения в задней кабине.**

- [АЗС «ОРУЖИЕ»](#) - предназначен для подачи питания на всю систему вооружения;
- [Переключатель «АВАР. СБРОС»](#) - предназначен для аварийного сброса подвесок;
- Переключатель «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ» - предназначен для сброса авиабомб на взрыв или невзрыв от аварийной системы сбрасывания авиабомб. Переключатель должен находиться в нейтральном положении.  
*Важно: Данный переключатель является командным по отношению к переключателю «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ» в передней кабине. При установке переключателя в задней кабине в положение «ВЗРЫВ» или «НЕВЗРЫВ» авиабомбы будут сброшены соответственно на взрыв или невзрыв независимо от того, в какое положение установлен переключатель «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ» в передней кабине.*
- Сигналы [«ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ»](#);
- Сигнал [«СБРОС – ПУСК»](#) - сигнализирует о нажатии боевой кнопки в передней кабине.
- Сигнал [«ГОТОВ»](#);
- Сигнал [«ВЗРЫВ»](#).

**НЕУПРАВЛЯЕМОЕ ВООРУЖЕНИЕ**

В состав неуправляемого ракетного вооружения входят:

- два универсальных блока УБ-16-57У;
- 32 неуправляемые ракеты типа С – 5;
- прибор управления стрельбой ПУС-36ДМ;
- крыльевые балочные держатели Л39М-117, Л39М-118;
- электрическая система управления стрельбой и сигнализация.

Блоки УБ-16-57У подвешиваются к крыльевым балочным держателям. ПУС-36ДМ предназначен для распределения и посылки импульсов в электрозапалы ракет обоих блоков. Электрическая система управления стрельбой НАР позволяет вести стрельбу при скорости полёта более 310 км/ч (при скорости менее 310 км/ч система управления стрельбой блокируется) из двух блоков в следующих вариантах;

- по 32 ракеты в серии (по 16 из каждого блока);
- по 4 ракеты в серии (по 2 ракеты из каждого блока);
- по 2 ракеты в серии (по 1 ракете из каждого блока).



#### Органы управления и сигнализации неуправляемого вооружения в передней кабине.

- [АЗС «ОРУЖИЕ»](#) - предназначен для подачи питания в цепь боевой кнопки;
- [АЗС «УБ – 16»](#) - предназначен для подачи питания на ПУС – 36ДМ, блоки УБ – 16, после включения АЗС «УБ-16» загорается сигнал [«ПУС-0»](#);
- [Переключатель «АВАР. СБРОС»](#) - предназначен для аварийного сброса УБ - 16;
- Переключатель [«2РС – АВТ. – 4РС»](#) - предназначен для выбора варианта пуска ракет. «2РС» - после каждого нажатия боевой кнопки происходит отстрел двух ракет из левого и правого блока с интервалом 0,025 с. «4РС» - после каждого нажатия на боевую кнопку происходит пуск четырёх ракет по две с каждого блока. «АВТ» - осуществляется пуск всех 32 – х ракет при одном нажатии боевой кнопки;
- Сигналы [«ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ»](#) – сигнализирует о подвеске УБ - 16;
- Сигнал [«ГОТОВ»](#) - сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч;
- Сигнал [«ПУС – 0»](#) - сигнализирует о готовности ПУС – 36 ДМ к стрельбе. После первого пуска ракет сигнал гаснет.
- Предохранительная скоба боевой кнопки.

**Органы управления и сигнализации неуправляемого вооружения в задней кабине.**

- [АЗС «ОРУЖИЕ»](#) - предназначен для подачи питания на всю систему вооружения;
- [Переключатель «АВАР. СБРОС»](#) - предназначен для аварийного сброса УБ - 16;
- Сигналы [«ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ»](#);
- Сигнал [«СБРОС – ПУСК»](#) - сигнализирует о нажатии боевой кнопки в передней кабине.
- Сигнал [«ГОТОВ»](#).

**УПРАВЛЯЕМОЕ РАКЕТНОЕ ВООРУЖЕНИЕ**

В состав управляемого ракетного вооружения входят:

- две управляемые ракеты Р-3С;
- два пусковых устройства АПУ-13М1;
- крыльевые балочные держатели ЛЗ9М-117, ЛЗ9М-118;
- датчик перегрузок МП-28А;
- электрическая система питания, сигнализации и управления стрельбой ракет Р – 3С.

Управляемое ракетное вооружение позволяет производить пуск ракет при скорости полёта самолёта более 310 км/ч.

АПУ-13М1 предназначены для подвески и электропитания ракет Р-3С. Пусковые устройства с ракетами подвешиваются к крыльевым балочным держателям.

Датчик перегрузок МП-28А предназначен для измерения перегрузки и подключения сигнализации при достижении перегрузки более 2 ед.





**Органы управления и сигнализации управляемого вооружения в передней кабине.**

- [АЗС «ОРУЖИЕ»](#) - предназначен для подачи питания в цепь боевой кнопки;
- [АЗС «ОБОГРЕВ СС»](#) - предназначен для подачи питания цепей обогрева головки самонаведения ракеты и сигнала «ОБОГРЕВ» в задней кабине.
- [АЗС «НАКАЛ СС»](#) - - предназначен для подачи питания к датчику перегрузки, цепям накала ракет и сигналу «НАКАЛ» в задней кабине;
- [Переключатель «АВАР. СБРОС»](#) - предназначен для аварийного сброса подвесок;
- Двухпозиционный переключатель [«ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ, ОБЕ»](#) - предназначен для выбора варианта пуска ракет. В отличие от бомбардировочного вооружения пуск управляемых ракет выполняется только поочередно в зависимости от положения переключателя, одновременный пуск ракет невозможен.
- Сигналы [«ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ»](#) – сигнализирует о подвеске АПУ;
- [«ГРОМК. СС»](#) - регулятор громкости звукового сигнала захвата цели тепловой головкой самонаведения;
- Сигнал [«ГОТОВ»](#) - сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч;
- Сигнал [«ОПАСНАЯ ПЕРЕГР»](#) - сигнализирует о превышении допустимой перегрузки. более 2 ед. При такой перегрузке невозможно точно навести ракету на цель.
- Сигналы [«СС»](#) - сигнализируют о подвески ракет к АПУ;
- Предохранительная скоба боевой кнопки.

**Органы управления и сигнализации управляемого вооружения в задней кабине.**

- [АЗС «ОРУЖИЕ»](#) - предназначен для подачи питания на всю систему вооружения;
- Переключатель [«АВАР. СБРОС»](#) - предназначен для аварийного сброса подвесок;
- Сигналы [«ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ»](#);
- Сигналы [«СС»](#);
- Сигнал [«СБРОС – ПУСК»](#) - сигнализирует о нажатии боевой кнопки в передней кабине.
- Сигнал [«ГОТОВ»](#);
- Сигнал [«ОПАСНАЯ ПЕРЕГР»](#);
- Сигнал [«ОБОГРЕВ»](#);
- Сигнал [«НАКАЛ»](#).

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ ВООРУЖЕНИЯ В ПЕРЕДНЕЙ КАБИНЕ



1

2

3

4

5

6

7

8

9



10

11

12

13

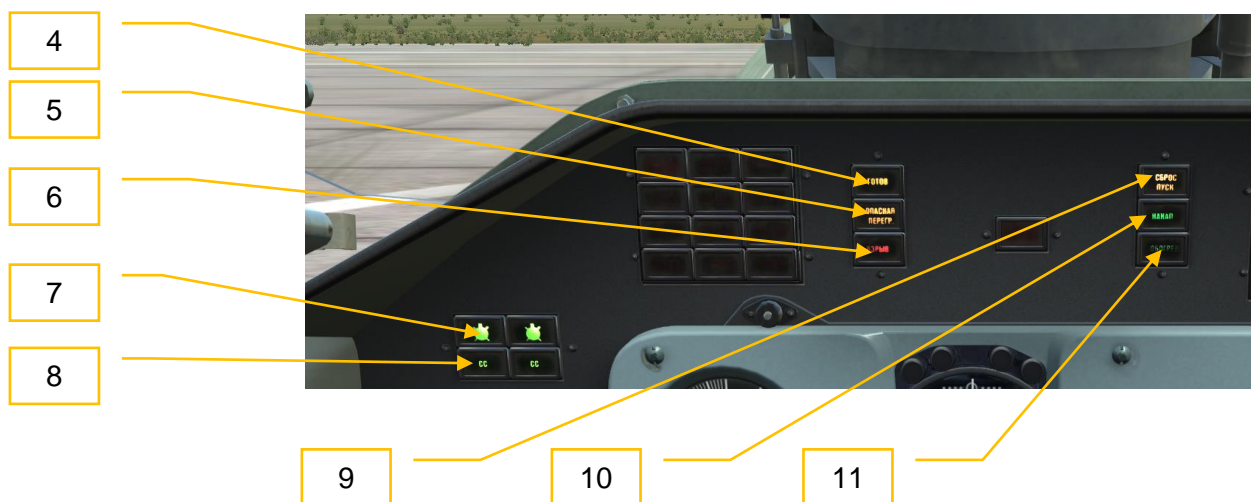
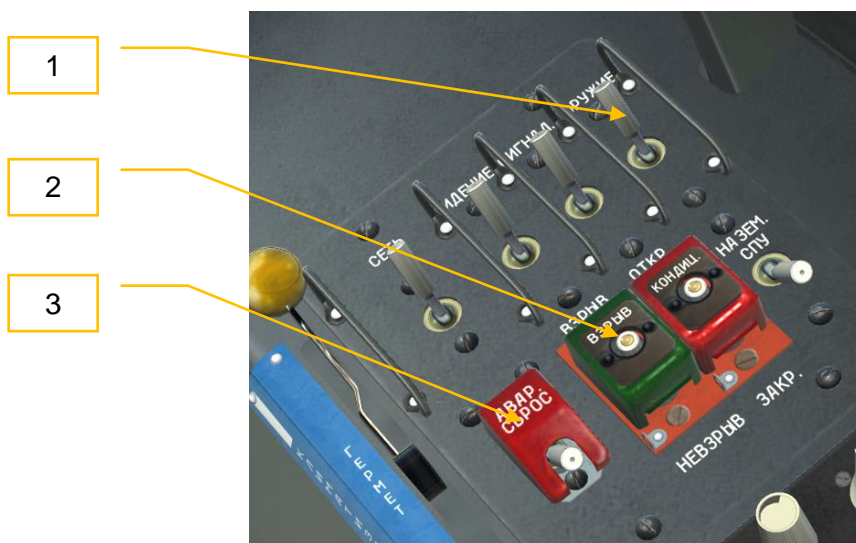
14

15

16

- |   |                           |    |   |
|---|---------------------------|----|---|
| 1 | Сигнал «ГОТОВ»            | 9  | Переключатель «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ»                     |
| 2 | Сигнал «ОПАСНАЯ ПЕРЕГР»   | 10 | АЗС «ОБОГРЕВ СС»                                    |
| 3 | АЗС «ОРУЖИЕ»              | 11 | АЗС «НАКАЛ СС»                                      |
| 4 | АЗС «УБ – 16»             | 12 | «ГРОМК. СС»   |
| 5 | АЗС «АСП – ФКП»           | 13 | Двухпозиционный переключатель «ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ, ОБЕ» |
| 6 | Сигналы «ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ» | 14 | Сигналы «СС»  |
| 7 | Сигнал «ВЗРЫВ»            | 15 | Переключатель «2РС – АВТ. – 4РС»                    |
| 8 | ПУС – 0                   | 16 | Переключатель «АВАР. СБРОС»                         |

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ ВООРУЖЕНИЯ В ЗАДНЕЙ КАБИНЕ



- |   |                                 |    |                           |
|---|---------------------------------|----|---------------------------|
| 1 | АЗС «ОРУЖИЕ»                    | 7  | Сигналы «ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ» |
| 2 | Переключатель «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ» | 8  | Сигналы «СС»              |
| 3 | Переключатель «АВАР. СБРОС»     | 9  | Сигнал «СБРОС – ПУСК»     |
| 4 | Сигнал «ГОТОВ»                  | 10 | Сигнал «НАКАЛ»            |

- 5 Сигнал «ОПАСНАЯ ПЕРЕГР» 11 Сигнал «ОБОГРЕВ»;
- 6 Сигнал «ВЗРЫВ»

## ПРИЦЕЛЬНОЕ И ФОТОКОНТРОЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В состав прицельного оборудования входит авиационный стрелковый прицел АСП-ЗНМУ-39.

Управление прицелом операция не сложная, но требует определённых навыков и внимания.

Прицеливание заключается в выполнении лётчиком одновременно двух операций: в удержании центральной точки сетки прицела на цели, чего необходимо добиваться пилотированием самолёта.

Реостат дальности и внешнебазовый оптический дальномер составляют дальномерное устройство. Принцип работы внешнебазового дальномера основан на измерении размера цели в зависимости от дальности до неё. Дальномерное устройство позволяет вводить в прицел дальность в полном диапазоне от 180 до 800 м. только при установке базы от 14 до 22 м. Для целей, база которых менее 14 м. невозможно ввести полностью максимальную дальность, а для целей более 22 м. – минимальную дальность. Это объясняется тем, что диаметр сетки оптического дальномера ограничен пределами 17, 5 (наибольшая дальность) – 122 тыс. (наименьшая дальность).

Прицел имеет два режима работы «ГИРО» и «НЕПОД». В режиме «ГИРО» производится автоматическое построение угла упреждения в процессе прицеливания. Для использования прицела как коллиматорный визир предназначен режим «НЕПОД», при котором сетка прицела неподвижна. Выбор режима работы прицела осуществляется с помощью переключателя на прицеле.

Для быстрого перехода с «ГИРО» на «НЕПОД» необходимо ввести минимальную дальность в прицел, вращением рукоятки дальности на РУД. при этом происходит замыкание контактов, и сетка прицела становится неподвижной. Для перехода в режим «ГИРО» - ввести максимальную дальность.

Также на прицеле размещён механический визир, являющийся дублирующим устройством и состоящий из мушки и кольца с перекрестием. Прицел снабжён светофильтром и имеет регулировку яркости сетки прицела.

На прицеле имеется поворотный отражатель. Он позволяет отклонять оптическую ось прицела на угол от 0 - 20°, чем обеспечивается установка расчётной поправки при стрельбе и бомбометании.

**Основные ТТХ прицела:**

- наибольший угол упреждения, который строит прицел, не менее 8°;
- дальность до цели, вводимая в прицел, 180-800 м.;
- база цели, устанавливаемая в прицел, 7-45м;
- угловая величина наибольшего диаметра переменной окружности сетки 122 тыс;
- угловая величина наименьшего диаметра переменной окружности сетки 17,5 тыс;
- угловая величина постоянного диаметра кольца сетки 132 тыс;
- угловая величина механического визира 132 тыс;

Для включения прицела необходимо включить [АЗС «АСП – ФКП»](#) на среднем пульте в передней кабине.

В состав фотоконтрольного оборудования входит фотоконтрольный прибор ФКП-2-2, установленный на прицельной головке АСП-ЗНМУ-39 и предназначенный для контроля результатов прицеливания.

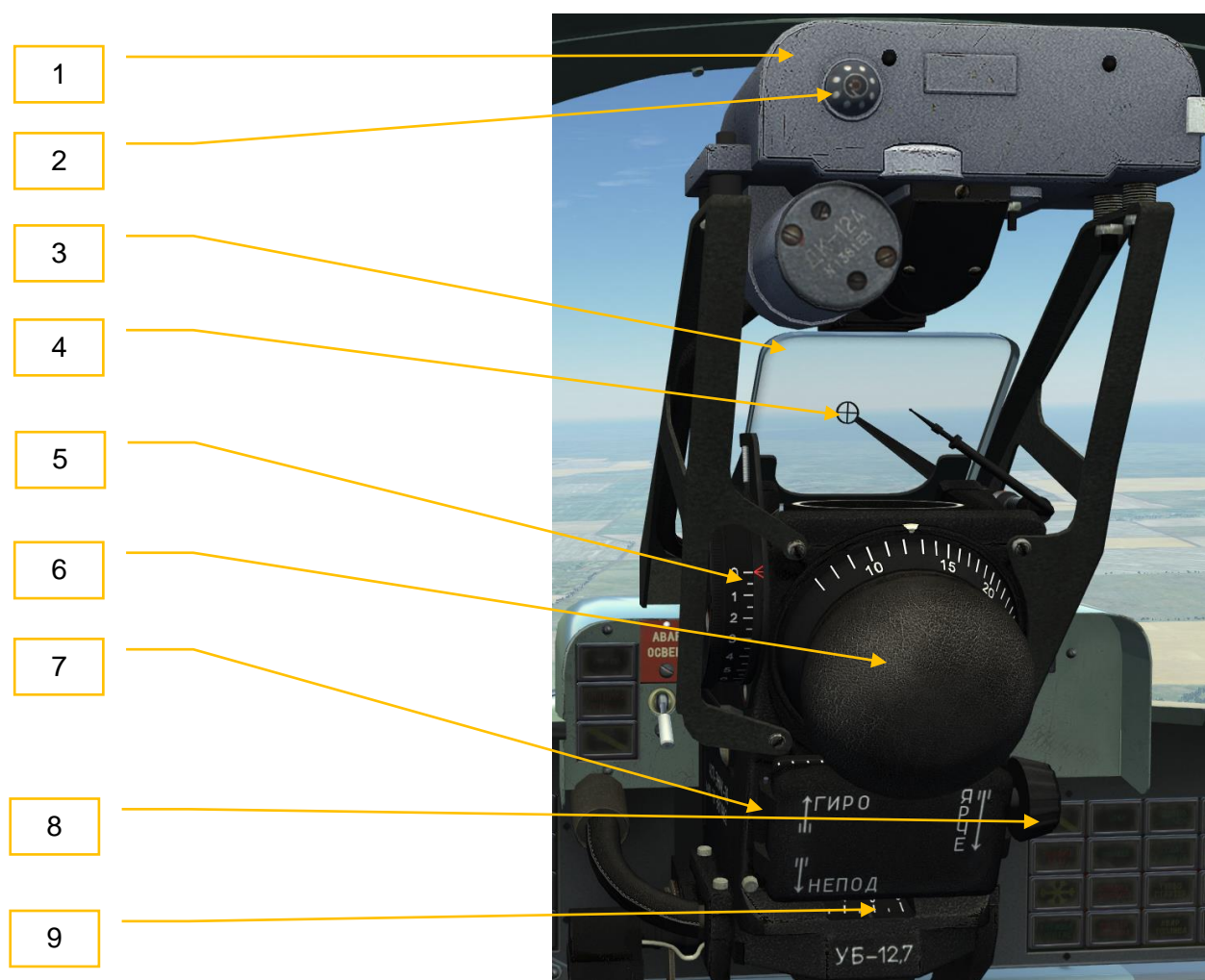
**Основные данные ФКП-2-2:**

- максимальная дальность фотографирования цели размером 10м 750-800м;
- максимальная дальность фотографирования цели размером 20м 1300-1500м;
- время непрерывного фотографирования 12сек.;
- число кадров 60;

Для включения ФКП - 2 – 2 необходимо включить [АЗС «АСП – ФКП»](#) на среднем пульте в передней кабине. Управление осуществляется нажатием боевой кнопкой на ручке управления при этом производится фотографирование прицельной сетки прицела. Работа ФКП контролируется по вращению диска на крышке прибора. Кроме того, работоспособность прибора можно проверить при нажатии кнопки ФКП на ручке управления в передней кабине.

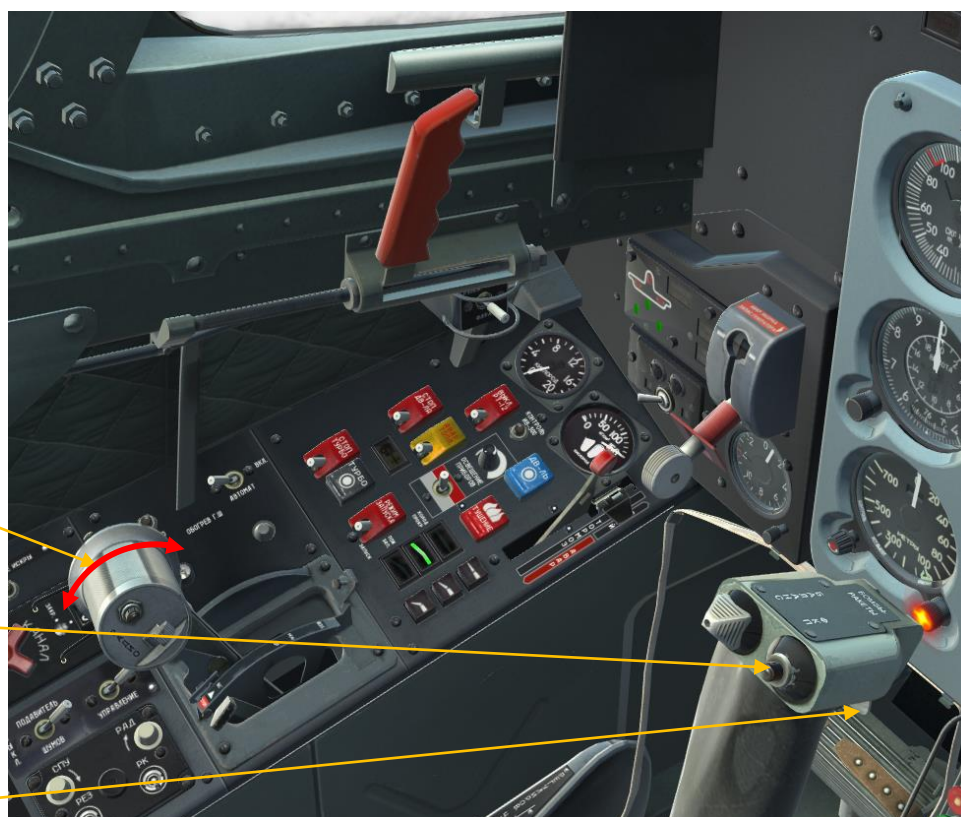
Кадры снимка ФКП выводятся при просмотре трека.

Рис. АСП – ЗНМУ и ФКП – 2 – 2.



- |   |   |   |                                 |
|---|---|---|---------------------------------|
| 1 | ФКП.  | 6 | Рукоятка базы цели              |
| 2 | Диск контроля работы ФКП.                           | 7 | Переключатель ГИРО – НЕПОД.     |
| 3 | Поворотный отражатель прицела.                      | 8 | Рукоятка яркости сетки прицела. |
| 4 | Механический визир.                                 | 9 | Реостат и шкала дальности.      |
| 5 | Рукоятка установки угла наклона отражателя прицела. |   |                                 |

Сетка прицела





1. Рукоятка дальности. Поворотом рукоятки на себя вводимая в прицел дальность уменьшается, от себя – увеличивается.
2. Кнопка ФКП.
3. Предохранительная скоба боевой кнопки.

## СИГНАЛЬНЫЕ РАКЕТЫ ЭКСР-46

Электрифицированная кассета сигнальных ракет ЭКСР-46 предназначена для выполнения стрельбы сигнальными ракетами.

Установка состоит из пульта управления стрельбой ПУ-ЭКСР-46 в передней кабине и одной четырёхствольной кассеты под сигнальные ракеты калибра 26 мм, кассета установлена справа в хвостовой части фюзеляжа.

Кассета с сигнальными ракетами



Рис. Пульт управления ЭКСР – 46 и установка сигнальных ракет



Для стрельбы сигнальными ракетами необходимо включить «СИГНАЛ. РАКЕТЫ» и нажать соответствующую кнопку.

## ПОДГОТОВКА К ПОЛЁТУ НА БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ПО НАЗЕМНЫМ ЦЕЛЯМ

Полёты на боевое применение по наземным целям являются сложным элементом, и требует от лётчика твёрдых навыков в технике пилотирования и знаний вопросов эксплуатации авиационного вооружения.

Перед полётом изучить порядок действий с органами управления вооружением и технику выполнения элементов полёта, уточнить прицельные данные (фиктивная база цели и угол наклона отражателя прицела).

### Расчёт фиктивной базы цели

Так как рекомендованная дальность стрельбы и бомбометания превышает максимальную дальность, устанавливаемую на прицеле (800м.), для работы внешнебазового дальномера необходимо устанавливать фиктивную базу цели, величина которой определяется из соотношения

$$Bф = Bц \times Dп / Dс$$

где:

- **Бф** – фиктивная база цели, м;
- **Бц** – фактический размер цели, м;
- **Дп.** – максимальная дальность, вводимая в прицел 800 м;
- **Дс\*** – дальность стрельбы (бомбометания).

**Дс\*** - смотри таблицы №1 и №2.

### Особенности прицеливания по малоразмерным целям

Малоразмерными считаются цели, фиктивная база которых менее 14,5 м.

Для рекомендованных дальностей стрельбы 1200 и 1460 м. малоразмерными являются цели, фактический размер которых менее 22 и 27 м. соответственно.

Для рекомендованных дальностей бомбометания 1600 и 1300 м. малоразмерными являются цели, фактический размер которых менее 29 и 24 м. соответственно.

При стрельбе по таким целям необходимо учитывать следующие:

- вписывание целей на рекомендованных дальностях невозможно, так как их угловой размер на этих дальностях меньше минимального размера дальномерного кольца;
- ввод максимальной дальности в прицел при фиктивной базе менее 14,5 м. невозможен.

### 8. Расчёт фиктивной базы для малоразмерных целей:

$$Bф = K \times Bц \times Dп / Dс$$

где:

- коэффициент кратности 2,3.

$K=2$  при  $10м \leq Bц < 27(22)$  м и  $K=3$  при  $Bц < 10м$ . – для пуска НАР

$K=2$  при  $10м \leq Bц < 30$  и  $K=3$  при  $Bц < 10м$ . – для бомбометания

**В момент открытия огня видимый размер цели должен быть в K раз меньше размера дальномерного кольца.**

## ПОЛЁТЫ НА БОМБОМЕТАНИЕ

Перед полётом проверить, что в задней кабине включены АЗС «СЕТЬ», «ОРУЖИЕ» и «СИГНАЛ».

**Важным этапом при бомбометании с пикирования является выход в точку начала разворота и ввода в пикирование. От точности выхода в эту точку зависят угол пикирования и скорость сбрасывания.**

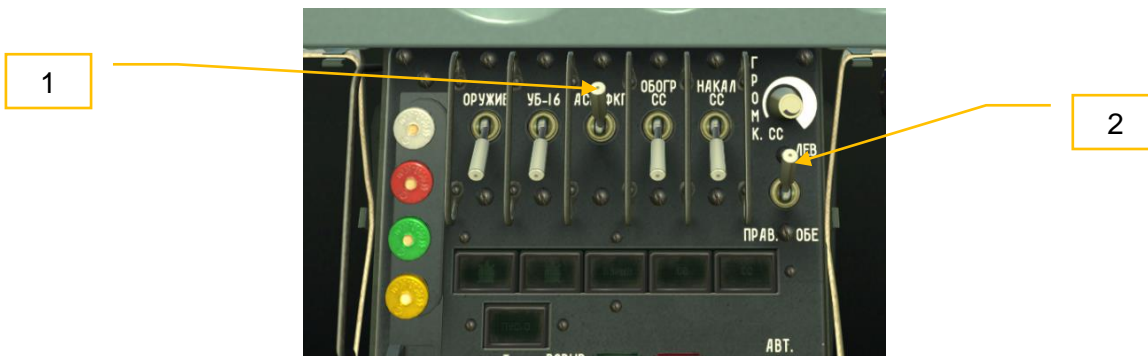
Бомбометание выполнять под углом 20 и 30° в условиях, приведённых в таблице №1.

Таблица № 1.

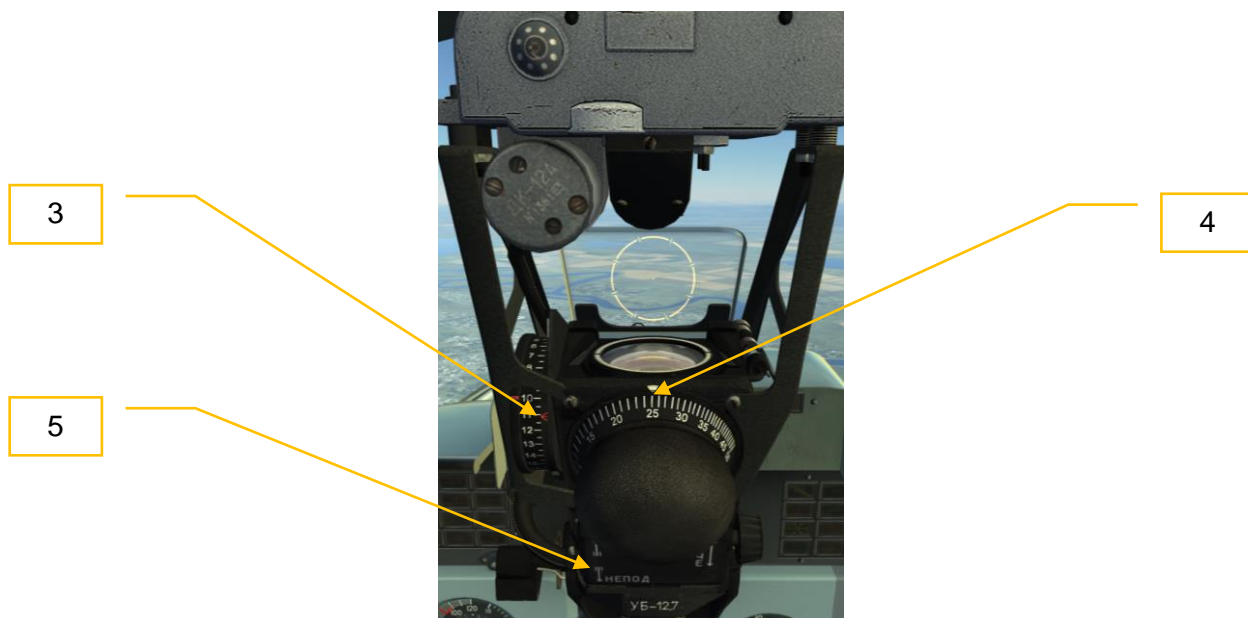
№ п/п	Параметры	30°	20°
1	Угол наклона отражателя прицела	11°	13°
2	Высота выхода на цель и ввода в пикирование	1500 м.	1200 м.
3	Скорость выхода на цель и ввода в пикирование	350 км/ч	400 км/ч
4	Высота сбрасывания	800 м.	700 м.
5	Скорость сбрасывания	550 км/ч.	560 км/ч
6	Дальность бомбометания	1600 м.	1300 м.
7	Диапазон фактических размеров цели для рекомендованных дальностей бомбометания.	29-45 м.	24-45 м.
8	Диапазон фиктивных баз цели вводимых в прицел для рекомендованных дальностей бомбометания.	14,5-22,5 м.	14,7-27 м.

**Перед выходом на цель:**

1. включить [АЗС «АСП-ФКП»](#),
2. переключателем [«ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ, ОБЕ»](#) установить вариант сброса авиабомб;



- установить угол наклона отражателя и поднять кресло в верхнее положение чтобы было видно центральную точку прицела и верхнюю часть дальномерного кольца. При этом немного поменяется привычное положение вида в кабине.
- установить фиктивную базу цели;
- переключатель «ГИРО-НЕПОД» в положение «НЕПОД».



- ввести в прицел максимальную дальность;



#### Действия в районе цели:

- выйти на цель на заданной высоте и скорости;

2. включить [АЗС «ОРУЖИЕ»](#);

2



3. маневр выхода на цель строить таким образом, чтобы цель перемещалась к заданному углу визирования (точка начала разворота);



4. в момент прихода цели к заданному углу визирования, начать разворот на боевой курс с креном  $60 - 120^\circ$  и одновременным вводом в пикирование. При вводе в пикирование установить обороты двигателя  $90 - 92\%$  (точка ввода в пикирование);



5. разворот и ввод в пикирование закончить так, чтобы центр сетки прицела был под целью на расстоянии, равном 1 величине радиуса кольца постоянного диаметра сетки прицела;



6. откинуть БК, по мере снижения самолёта центральная точка сетки прицела будет смещаться на цель, а скорость и высота к расчётным параметрам сбрасывания;
7. по достижению заданной высоты и скорости, и совмещения центральной точки прицела с целью нажать на БК (1 сек.) и произвести сброс авиабомбы;



8. сразу после сброса произвести вывод из пикирования с перегрузкой 4-5 ед, с одновременным увеличением оборотов до «ВЗЛ»;

9. выполнить повторный заход, если сброс производится по одной авиабомбе.
10. после окончания задания откинуть вверх БК, выключить АЗС «АСП-ФКП» и «ОРУЖИЕ».

При отказе системы тактического сброса, необходимо произвести сброс от аварийной системы на «взрыв». Для этого необходимо:

- переключатель «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ» в передней или задней кабине установить в положение «ВЗРЫВ»;
- переключатель «АВАР. СБРОС» в передней или задней кабине установить во включённое положение, произойдёт одновременный сброс авиабомб;

Для выполнения бомбометания от аварийной системы на «невзрыв», поставить переключатель «ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ» в положение «НЕВЗРЫВ».

### ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ БОМБОМЕТАНИИ

- Ошибка в угле пикирования  $\pm 1^{\circ}$  вызывает при сбрасывании отклонение авиабомбы  $\pm 30$  м. Ошибка возникает в результате раннего или позднего ввода в пикирование;
- Ошибка в скорости сбрасывания  $\pm 20$  км/ч вызывает отклонение авиабомбы  $\pm 25$  м. Ошибка возникает, когда не выдерживается скорость ввода в пикирование или угла пикирования;
- Ошибка в высоте сбрасывания  $\pm 50$  м. – вызывает отклонение авиабомбы  $\pm 80$  м.

### ПОЛЁТ НА СТРЕЛЬБУ НЕУПРАВЛЯЕМЫМИ РАКЕТАМИ

Перед полётом проверить, что в задней кабине включены АЗС «СЕТЬ», «ОРУЖИЕ» и «СИГНАЛ».

Стрельбу неуправляемыми ракетами выполнять под углом 20 и 30° в условиях, приведённых в таблице №2.

Таблица № 2.

№ п/п	Параметры	30°	20°
1	Угол наклона отражателя прицела	2,53°	2,30°
2	Высота выхода на цель и ввода в пикирование	1200 м.	1200 м.
3	Скорость выхода на цель и ввода в пикирование	300 км/ч	400 км/ч
4	Высота стрельбы	600 м.	500 м.
5	Скорость в момент стрельбы	550 км/ч.	560 км/ч
6	Дальность стрельбы	1200 м.	1460 м.
7	Диапазон фактических размеров цели для рекомендованных дальностей стрельбы	22 – 45м.	27 – 45м.
8	Диапазон фиктивных баз цели вводимых в прицел для рекомендованных дальностей стрельбы	14.6 – 30 м.	14,8 – 24,5 м.



**Перед выходом на цель:**

1. включить [АЗС «УБ-16»](#);
2. включить [АЗС «АСП-ФКП»](#)
3. переключателем [«2РС – АВТ – 4РС»](#) установить вариант стрельбы;



4. установить угол наклона отражателя прицела;
5. установить фиктивную базу цели.
6. переключатель «ГИРО-НЕПОД» в положение «ГИРО»;
7. ввести в прицел минимальную дальность.



**Действия в районе цели:**

1. выйти на цель на высоте 1200 м. и заданной скорости;
2. включить АЗС «ОРУЖИЕ»

2



3. маневр выхода на цель строить таким образом, чтобы цель перемещалась к заданному углу визирования (точка начала разворота);
4. в момент прихода цели к заданному углу визирования, начать разворот на боевой курс с креном 60 - 120° и одновременным вводом в пикирование. При вводе в пикирование установить обороты двигателя 90 - 92% (угол визирования на цель аналогичен как при бомбометании);
5. разворот и ввод в пикирование закончить так, чтобы центр сетки прицела был под целью;



- откинуть БК, ввести в прицел максимальную дальность, совместить центр сетки прицела с центром цели;



- по мере снижения самолёта удерживать центральную точку сетки прицела на цели;
- как только цель впишется в окружность, образованную ромбиками сетки прицела нажать на БК (1 сек.) и произвести пуск;



- сразу после пуска произвести вывод из пикирования с перегрузкой 3-3,5 ед, с одновременным увеличением оборотов до «ВЗЛ»;
- после вывода из пикирования ввести в прицел минимальную дальность и выполнить маневр для повторной атаки;
- после окончания задания откинуть вверх БК, выключить АЗС «УБ-16», «АСП-ФКП» и «ОРУЖИЕ», переключатель прицела «ГИРО-НЕПОД» в положение «НЕПОД».

**Примечание:** При стрельбе НАР также можно использовать режим «НЕПОД». Расчётные данные остаются, как и для режима «ГИРО». Максимальную дальность установить перед вводом в пикирование.

В системе управления пуском неуправляемых ракет, аварийный пуск невозможен. Предусмотрен только аварийный сброс УБ – 16.

### ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ СТРЕЛЬБЕ НАР

- стрельба с дальности, большей или меньшей расчётной, приводит к недолёту или перелёту ракет;
- резкие движения ручкой управления после ввода максимальной дальности, вызывают большие колебания сетки прицела – прицеливание затруднено.

### БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ

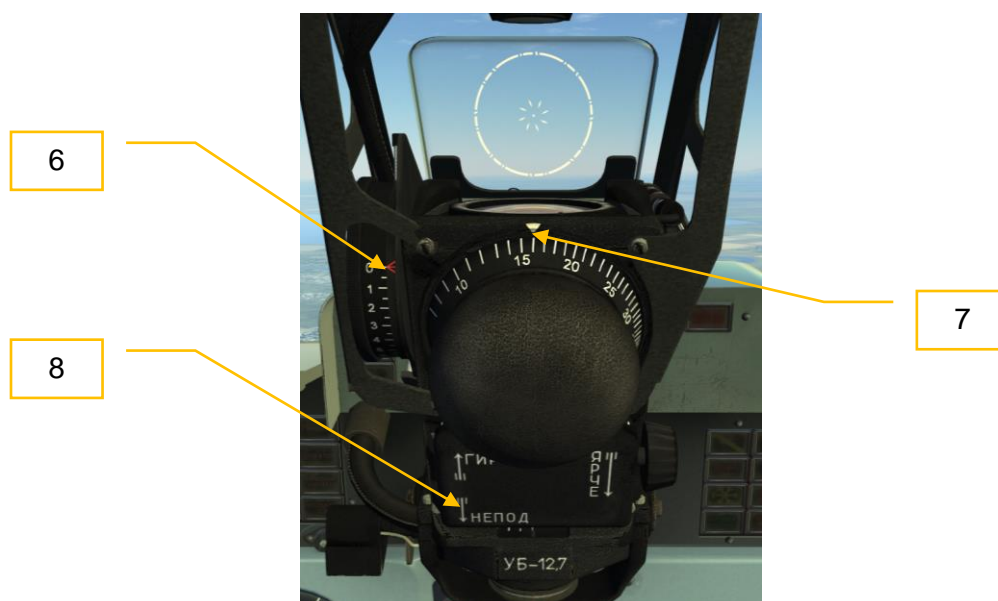
Перед полётом проверить, что в задней кабине включены АЗС «СЕТЬ», «ОРУЖИЕ» и «СИГНАЛ».

**Перед выполнением перехвата:**

1. включить [АЗС «АСП-ФКП»](#),
2. включить [АЗС «ОБОГРЕВ СС»](#);
3. включить [АЗС «НАКАЛ СС»](#),
4. [«ГРОМК СС»](#) - установить максимальную громкость;
5. переключателем [«ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ, ОБЕ»](#) выбрать ракету для пуска;



6. установить угол наклона отражателя прицела 0°;
7. установить фиктивную базу цели 16 м;
8. переключатель «ГИРО-НЕПОД» в положение «НЕПОД».



9. ввести максимальную дальность.



**Примечание:** Пуск УР выполнять с задней полусферы под ракурсом 0/4 до 2/4, пеленг солнца (направление на солнце) должен быть не более 20°. Дальность пуска ракет 1200-2000 м. при определении дальности по АСП-ЗНМУ-39. скорость сближения не более 200 км/ч. Выход из атаки производить на дальности не менее 1000 м. Пуск разрешается производить при максимуме звукового сигнала ГСН (на разрешённой дальности пуска), и если перегрузка не превышает 2 ед.

**Выполнение перехвата:**

1. обнаружить цель и занять исходное положение для атаки, дальность 2000 м, угол визирования на цель 50 - 60°, превышение или принижение 300 – 400 м.
2. включить [АЗС «ОРУЖИЕ»](#);



3. выполнить доворот на цель с креном 50 - 60° при подходе цели к отражателю прицела убрать крен;
4. выполнить прицеливание, отворотами самолёта выделить максимальный звуковой сигнал;
5. сигнал [«ОПАСНАЯ ПЕРЕГРУЗКА»](#) не горит;



6. когда видимый размер цели будет в 3-2 раза меньше диаметра дальномерного кольца, выполнить пуск ракеты нажатием на БК на время не менее 2 – 2,5 с,



7. выполнить выход из атаки;
8. выполнить повторный заход для атаки;
9. после схода второй ракеты гаснут сигналы «НАКАЛ», «ОБОГРЕВ»;

После выхода из атаки откинуть вверх БК, выключить АЗС «ОРУЖИЕ», «АСП-ФКП», «ОБОГРЕВ СС», «НАКАЛ СС».

В системе управления пуском управляемых ракет, аварийный пуск невозможен. Предусмотрен только аварийный сброс ракет вместе с АПУ.

## 5.ДЕЙСТВИЯ ЛЁТЧИКА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЁТЕ



## ДЕЙСТВИЯ ЛЁТЧИКА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЁТЕ

При возникновении особого случая в полёте, необходимо проверить не допущена ли ошибка при работе с оборудованием кабины, особое внимание уделить проверке тех АЗС и переключателей, с которыми связан особый случай. Если АЗС и переключатели находились не в установленном положении для полёта, установить их в соответствующие положение, проверить устранения особого случая, и продолжить полёт. Если особый случай возник в следствии отказа авиационной техники или боевого повреждения, то по внешним признакам и сигнализации определить особый случай и приступить к действиям по его устранению.

### ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ

#### Признаки:

- изменение звука работы двигателя;
- резкое падение оборотов и температуры газов за турбиной;
- уменьшение скорости полёта;
- загорание сигнала «МИН. ДАВЛ. МАСЛА»;
- загорание сигнала «ГЕНЕРАТОР», и выпуск аварийной воздушной турбины.
- загорание сигнализатора аварийных режимов;

#### Действия:

- РУД на «СТОП»;
- контролировать скорость и высоту полёта;
- выполнить разворот в сторону аэродрома;
- запустить двигатель.

### Запуск двигателя в полёте

Устойчивый запуск двигателя производится до высоты полёта 6000 м.

При оборотах авторотации менее 15% (стрелка  $n_1$ ), запуск производится с предварительным запуском воздушного стартера для подкрутки компрессора высокого давления (КВД).

При оборотах авторотации более 15% (стрелка  $n_1$ ), запуск производится без предварительного запуска воздушного стартера, без подкрутки компрессора высокого давления (КВД).

#### Запуск двигателя с подкруткой КВД.

- установить скорость 300 – 350 км/ч;
- проконтролировать что обороты авторотации менее 15 %;
- нажать на 1 – 2 сек. кнопку «ТУРБО»;
- после загорание сигнала «ТУРБОСТАРТЕР» нажать на 1-2 сек. кнопку «ДВ - ЛЬ»;
- через 3-6 сек. после нажатия на кнопку «ДВ - ЛЬ» перевести РУД из положения «СТОП» в положение «МГ»;
- должен начаться рост оборотов двигателя и температуры газов за турбиной;
- после запуска двигателя обороты должны быть не менее 54,5%, а температура газов за турбиной не более 600°C, давление масла на входе в двигатель не менее 2 кг/см<sup>2</sup>;

- после запуска двигателя вывести обороты на повышенный режим, и убедиться в нормальной работе его.

#### Запуск двигателя без подкрутки КВД.

- установить скорость не менее 430 км/ч;
- проконтролировать что обороты авторотации не менее 15 %;
- нажать на 1-2 сек. кнопку «ДВ - ЛЬ»;
- через 3-6 сек. после нажатия на кнопку «ДВ - ЛЬ» перевести РУД из положения «СТОП» в положение «МГ»;
- должен начаться рост оборотов двигателя и температуры газов за турбиной;
- после запуска двигателя обороты должны быть не менее 54,5%, а температура газов за турбиной не более 600°C, давление масла на входе в двигатель не менее 2 кг/см<sup>2</sup>;
- после запуска двигателя вывести обороты на повышенный режим, и убедиться в нормальной работе его.

**ПРИМЕЧАНИЕ:** Если двигатель запустить не удалось, оценить обстановку и принять решение на выполнение аварийной посадки или катапультироваться.

#### САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ИЗМЕНЕНИЕ ИЛИ ЗАВИСАНИЕ ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ

В случае самопроизвольного изменения или зависания оборотов двигателя (двигатель не реагирует на изменение положения РУД) перевести двигатель на аварийную систему топливопитания (АСТ).

##### Действия:

- РУД в положение «МГ»;
- включить «АВАР. ТОПЛ», должен загореться сигнал «АВАР. ТОПЛИВО»;
- перемещением РУД с темпом не более 2% в секунду установить требуемый режим полёта.

При работе двигателя на АСТ:

- автоматика топливного регулятора и клапан элетроостанова не работает;
- не допускать падение оборотов менее 56% на высотах до 2000 м. и менее 60 % на высотах выше 2000 м.;
- до высоты 2000 м. разрешается устанавливать обороты не более 103%, а на высотах 2000 – 8000 м. – не более 99%.
- изменение режима от «МГ» до «НОМ» производить за время не менее 15 сек.;

##### ПРИМЕЧАНИЕ:

Если при включении «АВАР. ТОПЛ» РУД находится в положение выше «МГ» возможно самовыключение двигателя.

*Если при включении «АВАР. ТОПЛ» или в процессе работы двигателя на АСТ произойдёт самовыключение, запуск двигателя выполнить от АСТ.*

Запуск двигателя с подкруткой КВД от АСТ.

- установить скорость 300 – 350 км/ч;
- проконтролировать, что обороты авторотации менее 15 %;
- нажать на 1 – 2 сек. кнопку «ТУРБО»;
- после загорание сигнала «**ТУРБОСТАРТЕР**» нажать на 1-2 сек. кнопку «ДВ - ЛЬ»;
- через 10 сек. после нажатия на кнопку «ДВ - ЛЬ» перевести РУД из положения «СТОП» на отметку в виде треугольника.
- после начала роста температуры газов за турбиной, перемещением РУД произвести дозировку топлива до оборотов не мене 56% на высотах менее 2000 м. и не менее 60% на высотах выше 2000 м.
- при оборотах КВД 41,5 – 44,5% выключить «Сапфир – 5» выключателем [«СТОП ТУРБО»](#)
- после запуска двигателя, температура газов за турбиной не более 600°C, давление масла на входе в двигатель не менее 2 кг/см<sup>2</sup>;
- после запуска двигателя вывести обороты на повышенный режим, и убедиться в нормальной работе его.

Запуск двигателя без подкрутки КВД от АСТ.

- установить скорость не менее 430 км/ч;
- проконтролировать что обороты авторотации не менее 15 %;
- нажать на 1-2 сек. кнопку «ДВ - ЛЬ»;
- через 3-6 сек. после нажатия на кнопку «ДВ - ЛЬ» перевести РУД из положения «СТОП» на отметку в виде треугольника;
- после начала роста температуры газов за турбиной, перемещение РУД произвести дозировку топлива до оборотов не мене 56% на высотах менее 2000 м. и не менее 60% на высотах выше 2000 м.
- после запуска двигателя, температура газов за турбиной не более 600°C, давление масла на входе в двигатель не менее 2 кг/см<sup>2</sup>;
- после запуска двигателя вывести обороты на повышенный режим, и убедиться в нормальной работе его.

## ПОЖАР В ОТСЕКЕ ДВИГАТЕЛЯ

**Признаки:**

- загорание сигнала «**ПОЖАР**»;
- загорание сигнализатора аварийных режимов;
- загорание сигналов «**700°C**» и «**730°C**»;
- появление полосы дыма за хвостом (обнаруживается при развороте).

**Действия:**

- РУД на «СТОП»;
- закрыть пожарный кран;
- нажать кнопку [«ТУШЕНИЕ»](#);

- после ликвидации пожара двигатель не запускать, оценить обстановку и принять решение на выполнение аварийной посадки или катапультироваться.

## ПОМПАЖ ДВИГАТЕЛЯ

### Признаки:

- периодические хлопки в районе двигателя;
- колебание оборотов и давления топлива;
- увеличение температуры газов за турбиной, загорание сигналов «700°C» и «730°C»;
- возможно самовыключение двигателя.

### Действия:

- переместить РУД на пониженные режимы работы двигателя, до устранения признаков помпажа;

## НЕВЫПУСК ШАССИ (АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ)

### Признаки:

- не горят три (две или одна) зелёные лампы выпущенного положения шасси;
- не вышли (вышли не полностью) механические указатели;

### Действия:

- установить в горизонтальном полёте скорость 300 – 320 км/ч;
- отклонить назад рукоятку аварийного выпуска шасси, на правом пульте передней или задней кабины;
- убедиться по загоранию трёх зелёных ламп выпущенного положения шасси и механическим указателям, что шасси вышли;
- выполнить посадку.

Если аварийно шасси выпустить не удалось, поставить кран выпуска шасси в убранное положение, рукоятку аварийного выпуска в крайнее переднее положение. Сбросить наружные подвески и выполнить заход и посадку на грунтовую полосу аэродрома с убранными шасси.

- на высоте не ниже 100 м. установить РУД в положение «СТОП», закрыть пожарный кран, выключить «АККУМ» (в задней кабине «СЕТЬ»), «ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР»;
- произвести посадку.

## ОТКАЗ КПП

### Признаки:

- показания КПП не соответствуют режиму полёта;
- загорание кнопки – лампы «АРРЕТИР»;

### Действия:

- установить скорость 350 км/ч;
- при полётах в простых метеорологических условиях, перейти на пилотирование по естественному горизонту.
- при полётах в сложных метеорологических условиях перейти на пилотирование по указателю поворота и скольжения для определения крена. Угол снижения определять по величине вертикальной скорости.
- выйти на аэродром и выполнить посадку.

## ОТКАЗ ГМК – 1 АЭ

### Признаки:

- показания ГМК - 1АЭ не соответствуют фактическому курсу полёта;
- шкала курса неподвижна или колеблется в обе стороны.

### Действия:

- выход на аэродром производить по РКЛ-41 и КИ – 13;
- заход на посадку в сложных метеорологических условиях выполнять с использованием РКЛ – 41, КИ – 13. ~~режима «ПОСАДКА» и СДУ.~~

## НЕВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ

### Признаки:

- не горит сигнальная лампа выпущенного положения закрылков;
- кнопка выпуска закрылков не возвращается в исходное положение.

### Действия:

- проконтролировать скорость, должна быть не более 310 км/ч (при скорости 310 км/ч вступает блокировка выпуска закрылков);
- в горизонтальном полёте установить скорость 280 км/ч;
- отклонить назад рукоятку аварийного выпуска закрылков, на правом пульте передней или задней кабины;

Если по каким-либо причинам закрылки выпустить не удалось (отказ основной и аварийной системы, боевые повреждения) посадку выполнить без закрылков. Скорость на глиссаде планирование выдерживать 250 - 270 км/ч. Глиссада планирования пологая.

## ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В МАСЛЕ НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ

### Признаки:

- горит сигнал «МИН. ДАВЛ. МАСЛА»;
- давление масла менее 3 кг/см<sup>2</sup> на оборотах 95% и выше;
- давление масла менее 2 кг/см<sup>2</sup> на остальных режимах.

### Действия:

- установить скорость полёта 300 км/ч и в кратчайшее время выполнить посадку на аэродроме.
- в случае самовыключения двигателя выполнить аварийную посадку или катапультироваться.

## ОТКАЗ ПВД

### Признаки:

- показания ВД-20, КУСМ-1200, ВАР-80, УВПД не соответствуют режиму полёта (например, самолёт находится в наборе высоты, а приборы показывают снижение и наоборот, уменьшение или увеличение скорости в установившемся полёте).

### Действия:

- переключатель «ПВД ЗАПАС. РАБОТА» установить в положение «ЗАПАС»;
- если показания приборов восстановились, продолжить полёт.

### В случае отказа основной и аварийной системы необходимо:

- горизонтальный полёт выполнять по КПП с углом тангажа +2° на оборотах 92-96% в диапазоне высот 1000 – 5000 м. и 95 – 99% для высот 5000 – 10 000 м., что будет соответствовать скорости 400км/ч.
- снижение выполнять с углом тангажа -2° по КПП на оборотах малого газа.
- расчёт высоты производить исходя из того, что при данном режиме снижение 1000 м. высоты при данном режиме теряется за 2,5 мин.
- с высоты 750 м. использовать РВ – 5М;
- полёт по кругу с убранными шасси – угол тангажа по КПП +2° обороты 90% - что будет соответствовать скорости 350 км/ч;
- полет с выпущенными шасси и закрылками на 25° после 3-го разворота выполнять на оборотах 85% с углом тангажа -2,5° что соответствует скорости 280 км/ч;
- на ДПРМ выпустить закрылки на 44° установить обороты 90% угол тангажа -4°;
- высоту пролёта ДПРМ и БПРМ контролировать по РВ – 5М.
-

Примечание: УВПД может использоваться лётчиком для определения высоты, в случае отказа высотомера ВД-20. До высоты 2000м показания по УВПД соответствуют показаниям высотомера, а на высоте более 2000 м высоту определять по формуле.

Формула для расчёта высоты:  $H = H_{\text{увпд}} - 2000 / 2 + 2000$ .

Высота по УВПД	Высота по ВД-20
2500 м.	2250 м.
3000 м.	2500 м.
3500 м.	2750 м.
4000 м.	3000 м.
4500 м.	3250 м.
5000 м.	3500 м.

## РЕЗЕРВНЫЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА

### Признаки:

- загорается сигнал «150 кг ТОПЛИВА»;
- загорание сигнализатора аварийных режимов.

### Действия:

- оценить возможность посадки на ближайшем аэродроме, учитывая, что остаток 150 кг, достаточен для полёта на высоте 1000 м. в течение 17 мин. на скорости 400 км/ч.

## ОТКАЗ ОСНОВНОГО ГЕНЕРАТОРА

### Признаки:

- загорание сигнала «ГЕНЕРАТОР ОСНОВНОЙ», возможно кратковременное загорание сигнала «ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР» (пока не выйдет аварийная турбина);
- характерный звук от выпуска аварийной турбины (сигнал «ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР» гаснет);
- автоматическое отключение аппаратуры РСБН-5С, при необходимости возможно включение аппаратуры РСБН – 5С с помощью АЗС «АВАР. ВКЛ. ИСКРА».

### Действия:

- убедиться в нормальной работе запасного генератора по напряжению 27-29 В;
- выйти на аэродром и выполнить посадку.

*ПРИМЕЧАНИЕ: Если запасной генератор не вышел, то необходимо выпустить его вручную. Поставить кран выпуска воздушной турбины в заднее положение на правом пульте в передней или задней кабине. После посадки и опускании передней стойки произойдёт автоматическая уборка воздушной турбины.*

## ОТКАЗ ОСНОВНОГО И ЗАПАСНОГО ГЕНЕРАТОРОВ

### Признаки:

- загорание сигналов «ГЕНЕРАТОР», «ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР»;
- напряжение 23-24 В;
- автоматическое отключение аппаратуры РСБН – 5С и СРО.

### Действия:

- выключить АЗС «ПРЕОБРАЗ - I», «ПРЕОБРАЗ - II», «МРП-РВ»;
- в кратчайшее время выполнить посадку на аэродроме.

*ПРИМЕЧАНИЕ: При своевременном отключении потребителей, аккумуляторная батарея способна обеспечить оставшееся оборудование в течение 15 мин. днём и 10 мин. ночью.*

*При необходимости возможно кратковременное включение АЗС «АВАР. ВКЛ. ИСКРА» и «АВАР. ВКЛ. СРО».*

*При понижении напряжения до 20-21 В. шасси и закрылки выпускать аварийно.*

## РАЗРУШЕНИЕ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ

- уменьшить скорость полёта до 270 км/ч
- снизиться до высоты менее 4000 м.
- выполнить посадку

## ПОЯВЛЕНИЯ ДЫМА В КАБИНЕ. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ

- перейти на питание чистым кислородом «РПК – 52 100% O<sub>2</sub> – СМЕСЬ» установить в положение 100% O<sub>2</sub>
- снизиться до высоты менее 4000 м.
- разгерметизировать кабину
- выполнить посадку



## ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА

Для выполнения вынужденной посадки в первую очередь определить возможную дальность планирования с учётом высоты и удаления аэродрома посадки.

<i>Конфигурация самолёта</i>	<i>V км/ч</i>	<i>K макс. км</i>	<i>Вертикальная скорость м/с</i>
<i>Шасси убраны, закрылки 0°</i>	300	10	10
<i>Шасси выпущены, закрылки 0°</i>	300	7	11
<i>Шасси выпущены, закрылки 25°</i>	280	5.5	13
<i>Шасси выпущены, закрылки 44°</i>	260	3,6	15-17

При этом необходимо учитывать, что при планировании в полётной конфигурации на скорости 300 км/ч на каждый 1 км. пути теряется 100 м. высоты (при отсутствии ветра), за разворот на 180° с креном 30° потеря высоты составит 450 м. с креном 45° потеря составит 350 м.

При расчёте необходимо учитывать высоту выхода в контрольную точку. Контрольной точкой на аэродроме является ДПРМ. Для расчёта необходимо пользоваться следующей формулой:

$$L_{пл.} = (H_{п.} - H_{дпкм}) * K \text{ км.}$$

*Пример: Самолёт находится на удалении 15 км, и высоте 2000м.*

$$L_{пл.} = (2-1) * 10 = 10 \text{ км.}$$

*Исходя из расчёта, лётчик убеждается что посадка возможна.*

При выходе на ДПРМ под 90° или с обратно посадочным курсом, необходимо учесть потерю высоты в развороте на посадочный курс. Необходимо к высоте прохода ДПРМ прибавить высоту, теряемую в развороте.

## ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА АЭРОДРОМ С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕ

- сбросить внешние подвески;
- установить скорость планирования по прибору 300 км/ч;
- выполнить разворот в сторону аэродрома;

- постоянно оценивать возможность выхода на ДПРМ на высоте не менее 600 м и не более 900м.
- при ожидаемом выходе от 1000 до 1500 м. выполнить змейку. Так при углах отворота 15, 30 и 45° дополнительная потеря высоты составляет 20, 50 и 100 м. В процессе отворота самолёт проходит расстояние 1, 2 и 3 км.
- при выходе на ДПРМ на высотах от 1500 – 1800 м. выполнить вираж с креном 30°;
- при выходе на ДПРМ на высотах от 1900 и выше, необходимо выполнить разворот на 180°, а далее на посадочный курс. Высоту разворота на посадочный курс определять по формуле:

$$H = H_{\text{дпкм}}/2 + 500 \text{ м.}$$

*Пример: Выход на ДПРМ выполнен на высоте 1900м.*

*Определяем высоту разворота на ПК:  $H = 1900/2 + 500 = 1450 \text{ м.}$*

- по достижению расчётной высоты выполнить разворот на посадочный курс;
- перед выходом на ДПРМ выпустить шасси, установить скорость 280 км/ч;
- по значению высоты пролёта ДПРМ принять решение на выпуск закрылков (если высота пролёта ДПРМ 600 м. посадка выполняется с убранными закрылками или выпущенными во взлётное положение);
- после пролёта ДПРМ выпустить закрылки на 25°, сохранять скорость 280 км/ч;
- при полной уверенности в расчёте приземления на ВПП выпустить закрылки на 44°, установить скорость 260 км/ч;
- точка снижения при расчётной глиссаде находится на удалении 100-200 м. от торца ВПП;
- выравнивание выполнять с учётом вертикальной скорости снижения, при вертикальной скорости 10-15 м/с выравнивание выполнять в «два приёма». На высоте 50 м выполнить первое выравнивание, при выполнении выравнивания точку снижения перенести в торец ВПП, вертикальная скорость уменьшается до 3-5 м/с. Второе выравнивание выполнить на высоте 8-10 м обычным способом. При высоте прохода ДПРМ 600 м. выравнивание выполнять обычным способом.
- выполнить посадку.

## ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Если посадку на аэродроме выполнить невозможно, то лётчик должен принять решение на выполнение вынужденной посадки на площадку, подобранную с воздуха. Посадку на незнакомую площадку производить со сброшенными подвесками, убранными шасси и тормозными щитками, и выпущенными закрылками;

После подбора площадки, установить скорость 300 км/ч выполнить заход, расчёт и посадку.

- при полной уверенности в расчёте приземления на площадку выпустить закрылки в положение  $25^{\circ}$ , а затем в положение  $44^{\circ}$ , установить скорость планирования 250-260 км/ч;
- убедится, что РУД стоит в положение «СТОП»;
- на высоте не ниже 100 м. закрыть пожарный кран, выключить «АККУМ» (в задней кабине «СЕТЬ»), «ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР»;
- выравнивание выполнять с учётом вертикальной скорости снижения, при вертикальной скорости 10-15 м/с выравнивание выполнять в «два приёма». На высоте 50 м выполнить первое выравнивание, при выполнении выравнивания точку снижения перенести в торец ВПП, вертикальная скорость уменьшается до 3-5 м/с. Второе выравнивание выполнить на высоте 8-10 м обычным способом. При пологой глиссаде выравнивание выполнять обычным способом.
- выполнить посадку.

### ЕСЛИ ПРИ СНИЖЕНИИ:

- *скорость постоянна, то расчёт правильный;*
- *скорость увеличивается, то посадка на ВПП (площадку) возможна, но большая высота, и необходимо потерять высоту до величины, обеспечивающей планирование с постоянной скоростью (выполнить скольжение или отвороты влево, вправо);*
- *скорость уменьшается, то самолёт не долетит до ВПП (площадки);*

## 6.ЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Таблица № 3

<b>ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЁТА</b>			
<b>1. Максимальные истинные скорости горизонтального полёта (полётный вес 4000 кг.):</b>			
<b>а) при работе двигателя на максимальном режиме (<math>n_{1квд} = 106,8 \pm 1\%</math>)</b>			
у земли.	км/ч.	702*	
на высоте 5000 м.	км/ч.	757*	
на высоте 6000 м.	км/ч.	760*	
на высоте 10000 м.	км/ч.	737*	
<b>б) при работе двигателя на номинальном режиме (<math>n_{1квд} = 103,2 \pm 1\%</math>)</b>			
у земли.	км/ч.	640*	
на высоте 5000 м.	км/ч.	712*	
на высоте 6000 м.	км/ч.	720*	
на высоте 10000 м.	км/ч.	694*	
<b>2. Максимальные вертикальные скорости (взлётный вес 4300 кг.):</b>			
<b>а) при работе двигателя на максимальном режиме (<math>n_{1квд} = 106,8 \pm 1\%</math>)</b>			
у земли.	м/с.	22	
на высоте 6000 м.	м/с.	10,8	
на высоте 10000 м.	м/с.	3,4	
<b>б) при работе двигателя на номинальном режиме (<math>n_{1квд} = 103,2 \pm 1\%</math>)</b>			
у земли.	м/с.	16,3	
на высоте 6000 м.	м/с.	8	
на высоте 10000 м.	м/с.	2,6	
<b>3. Практический потолок (условия стандартные, взлётный вес 4300 кг.)</b>			
	м.	11 500	
<b>4. Минимальное время набора высоты (условия стандартные, взлётный вес 4300 кг)</b>			
<b>а) при работе двигателя на максимальном режиме (<math>n_{1квд} = 106,8 \pm 1\%</math>)</b>			
высоты 6000 м.	мин.	6,4	
высоты 10000 м.	мин.	16,9	
практического потолка при работе двигателя с высоты 10 000 м. на номинальном режиме	мин.	40	
<b>б) при работе двигателя на номинальном режиме (<math>n_{1квд} = 103,2 \pm 1\%</math>)</b>			
высоты 6000 м.	мин.	8,6	
высоты 10000 м.	мин.	22,4	
практического потолка	мин.	40,8	
<b>5. Максимальная практическая дальность и продолжительность полёта самолёта на высоте 5000 м. с остатком топлива 5% полного запаса</b>			
- без заправки топливом концевых топливных баков 850 км. и 2 ч. 11 мин.			
- с заправкой топливом концевых топливных баков 1015 км. и 2 ч. 35 мин.			
<b>6. Длина разбега по БВП при взлёте на максимальном режиме работы двигателя при скорости отрыва 185-190 км/ч составляет 480-530 м.</b>			
<b>7. Длина пробега по БВП с использованием тормозов колёс, приземление на скорости по прибору 180 км/ч составляет 650-690 м.</b>			

указаны величины скоростей, приведённые к Международным стандартным условиям (МСА).

## ХАРАКТЕРНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЁТА

- минимальная (скорость сваливания)
- наивыгоднейшая
- максимальная

Минимальная скорость (скорость сваливания) – скорость на которой коэффициент подъёмной силы максимален ( $C_y = 1,31$ ).

В полётной конфигурации при массе 4100 кг. в стандартных условиях составляет – 180 км/ч, во взлётной конфигурации - 165 км/ч и в посадочной конфигурации – 155 км/ч.

В целях безопасности, полёт допускается на скорости несколько более минимальной, на так называемой эволютивной скорости – 200 км/ч.

Наивыгоднейшая скорость – скорость при которой лобовое сопротивление минимально.

Горизонтальный полёт на наивыгоднейшей скорости выполняется на наивыгоднейшей угле атаки при максимальном значении качества.

В полётной конфигурации при массе 4100 кг. в стандартных условиях – 300 км/ч.  $\alpha_{нв} = 7^\circ$ .

Максимальная скорость горизонтального полёта – скорость, достигаемая при использовании максимальной тяги двигателя (смотри таблицу № 3).

## МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ

Это скорость – превышение которой не разрешается по условиям прочности самолёта, устойчивости и управляемости самолёта.

В полётной конфигурации при массе 4100 кг. в стандартных условиях составляет у земли – 900 км/ч.

Из условий устойчивости и управляемости (в целях предотвращения затягивание в пикирование) максимально допустимая скорость ограничивается числом  $M$  полёта.

В полётной конфигурации при массе 4100 кг. в стандартных условиях  $M$  доп. – 0,8, что соответствует скорости у земли 982 км/ч.

До высоты 1300 м. первым вступает в силу ограничение максимальной скорости по прочности, необходимо контролировать приборную скорость.

На высоте более 1300 м. – ограничение из условий устойчивости и управляемости, необходимо контролировать число  $M$  полёта.

С увеличением высоты максимально допустимая скорость уменьшается.

Л – 39С в горизонтальном полёте не может превысить ограничения по максимально допустимой скорости, но может превысить при полёте со снижением. Поэтому при достижении числа  $M = 0,78 \pm 0,02$  автоматически выпускаются тормозные щитки, момент которых действует на вывод из пикирования.

Самолёт во время ускорения устойчив и не имеет стремлений к кренению. При нарастании скорости самолёт стремится выйти из пикирования.

## ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК

Наибольшая высота практического применения самолёта называется практическим потолком.

Для Л – 39С практическим потолком считают высоту, на которой вертикальная скорость равна 0,5 м/с и составляет – 11500 м.

Программа набора практического потолка:

- после взлёта выдерживать приборную скорость 400 км/ч до высоты на которой истинная скорость достигает значения 500 км/ч, далее выдерживать постоянную истинную скорость 500 км/ч. до практического потолка.

## УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЁТА

Расход ручки для изменения перегрузки зависит от скорости: чем больше скорость, тем чувствительней самолёт.

При увеличении скорости от 300 до 600 км/ч требуемое отклонение ручки управления для создания одной и той же перегрузки уменьшается в 4 раза.

Элероны сохраняют свою эффективность вплоть до скоростей сваливания.

Максимальная угловая скорость кренения при полном отклонение элеронов на скорости 380 км/ч. составляет 140°/сек.

Обратная реакция по крену при отклонении руля направления отсутствует во всём диапазоне скоростей полёта.

Максимальный угол скольжения достигается при полном отклонение педали и составляет около 10°.

При полном отклонение педали балансировочный крен составляет на скорости 230 км/ч около 10°, на скорости 280 км/ч около 15°.

## ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЁТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЁТЕ

При полётной массе 4100 кг, в полётной конфигурации, триммером руля высоты положение 0°, самолёт балансируется на скорости 380 км/ч при нейтральной ручке. При этом на ручке незначительные давящие усилия.

При увеличении скорости более 380 км/ч для балансировки требуется отклонять ручку управления от себя, давящие усилия увеличиваются.

При уменьшении скорости менее 380 км/ч, для балансировки требуется ручку отклонять на себя, сохраняются незначительные давящие усилия. (появляются незначительные тянущие усилия).

Для снятия усилий на ручке управления необходимо пользоваться триммером. В полётной конфигурации с помощью триммера можно сбалансировать самолёт во всём диапазоне скоростей установившегося горизонтального полёта.

**Изменения балансировки самолёта в зависимости от конфигурации:**

- при выпуске шасси, выпуске закрылков на  $25^{\circ}$  возникает пикирующий момент, для парирования которого необходимо отклонить ручку управления на себя.
- при выпуске закрылков на  $44^{\circ}$  возникает пикирующий момент, для парирования которого необходимо отклонить ручку на себя, одновременно срабатывает сервокомпенсатор и с избытком компенсирует тянущие усилия – поэтому ручку управления необходимо отклонять от себя.
- при выпуске тормозных щитков появляется кабрирующий момент, для парирования которого необходимо отклонить ручку управления от себя.

При увеличении оборотов двигателя с «МГ» до «ВЗЛ» возникает момент на кабрирование, к ручке управления необходимо прикладывать незначительные давящие усилия.