



THE FIGHTER COLLECTION



Eagle Dynamics

DCS
SERIES

L-39

ALBATROS



РУКОВОДСТВО ПИЛОТА

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

Оглавление

Оглавление.....	2
ИСТОРИЯ.....	7
Создание самолёта L-39C.....	7
Дальнейшее развитие и модернизация.....	20
Летающая парта L-39C.....	24
L-39C в локальных конфликтах.....	29
Наши дни.....	30
Пилотажные группы на L-39C.....	32
Модификации.....	38
КАБИНА L-39C.....	43
Передняя кабина.....	43
Задняя кабина.....	50
ОПИСАНИЕ САМОЛЁТА L-39C.....	58
Общая компоновка.....	60
Планер самолёта.....	62
Кабина самолёта.....	65
Катапультное кресло ВС1-БРИ.....	68
Гидравлическая система самолёта.....	69
Управление самолётом.....	82
Воздушная система самолёта.....	85
Система кондиционирования.....	86
Топливная система самолёта.....	89
Противопожарное оборудование самолёта.....	92
Противообледенительная система.....	95
Общая характеристика, принцип работы и основные данные двигателя АИ-25ТЛ.....	97
Авиационное оборудование самолёта.....	110
Приборное оборудование.....	131
Кислородное оборудование самолёта.....	149
Система автоматической регистрации параметров полёта САРПП-12 ГМ.....	153
Радиоэлектронное оборудование самолёта.....	154

Радиосвязное оборудование.....	154
Радионавигационное оборудование	158
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТА	171
Эксплуатационные ограничения самолёта.....	171
Запуск двигателя и выполнение полёта	174
Полёт по кругу	186
Выключение двигателя	203
Пилотаж. Общие положения	203
Штопор	205
Использование аппаратуры РСБН-5С (ИСКРА-К) для решения задач навигации	207
ВООРУЖЕНИЕ И БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ L-39С.....	215
Вооружение самолёта.....	215
Полёты на бомбометание	229
Полёт на стрельбу неуправляемыми ракетами	236
Боевое применение по воздушным целям	240
L-39ZA.....	245
ВВЕДЕНИЕ.....	245
Общая характеристика самолёта.....	245
Эксплуатационные ограничения.....	249
КАБИНА L-39ZA	251
Передняя кабина.....	251
Задняя кабина.....	256
СИСТЕМЫ САМОЛЁТА И ДВИГАТЕЛЯ	257
Топливная система.....	257
Система защиты двигателя от перегрева РТ-12-9.....	260
Авиационное оборудование.....	261
ВООРУЖЕНИЕ И БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ L-39ZA	262
Вооружение самолёта.....	262
Бомбардировочное вооружение	263
Неуправляемое вооружение.....	268
Управляемое вооружение.....	270
Пушка ГШ-23Л.....	272

Пулемётный контейнер ПК-3.....	274
Органы управления и сигнализации в передней кабине	276
Панель вооружения	276
Средний пульт	277
Панель управления ракетами Р-3С, Р-60 и ГШ-23Л	278
Сигнальные табло	278
Полёты на бомбометание.....	279
Полёт на стрельбу неуправляемыми ракетами.....	283
Боевое применение по воздушным целям	287
Стрельба из пушки по наземным целям	291
Характерные ошибки при стрельбе из ГШ-23Л.....	293
Стрельба из пулемётного контейнера ПК-3 по наземным целям	294
АВАРИЙНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	299
Отказ двигателя.....	299
Пожар в отсеке двигателя.....	302
Помпаж двигателя	302
Невыпуск шасси (аварийный выпуск шасси)	303
Отказ КПП.....	303
Отказ ГМК-1 АЭ.....	304
Невыпуск закрылков	304
Падение давления в масле на входе в двигатель.....	304
Отказ ПВД.....	305
Резервный остаток топлива	306
Отказ основного генератора	306
Отказ основного и запасного генератора	306
Разрушение остекления фонаря.....	307
Появление дыма в кабине.....	307
Разгерметизация кабины.....	307
Вынужденная посадка.....	307
Вынужденная посадка на аэродром с остановленным двигателем	308
Вынужденная посадка вне аэродрома с остановленным двигателем.....	309
ЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ L-39 C/ZA	312

Характерные скорости горизонтального полёта	313
Практический потолок.....	314
Управляемость самолёта	314
Продольная балансировка самолёта в горизонтальном полёте	314
ДОПОЛНЕНИЕ	317
Данные аэродромов карты Кавказ оборудованные РСБН – 4Н и ПРМГ – 4.....	317
Данные аэродромов карты Кавказ.....	318
Данные аэродромы карты Невада	319
Список использованной литературы.....	320
Eagle Dynamics	321
Руководство	321
Программисты.....	321
Дизайнеры.....	322
Звук	322
ОТК.....	322
Научная поддержка	322
IT и Клиентская поддержка	323
Тестеры	323
Отдельная благодарность	324

ИСТОРИЯ



ИСТОРИЯ

Создание самолёта L-39C

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 L-39C «Albatros», стал одним из самых массовых реактивных УТС, занимая по количеству выпущенных машин почётное четвёртое место в мире после американского T-33, советского МиГ-15УТИ и своего соотечественника L-29 «Delfin».



Рис. 1. Самолёт L-29 «Delfin»

Созданный в 1956 году L-29 «Delfin» 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 присущ ряд недостатков, а попытки их устранить показали, что у L-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 L-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 Jan Vlček из Научно-исследовательского авиационного института — НИАИ в Летнянах (LVÚ, сейчас — Авиационный институт испытаний и исследований — VZLÚ). Ведущим конструктором проекта стал Karel Dlouhý.

15 июля 1964 года было выдано окончательное техническое задание на УТС за которым утвердили название L-39C «Albatros». Полтора года спустя, работу по созданию нового самолёта передали предприятию «Aero Vodochody». В «Aero Vodochody» перебрался и Jan Vlček со своим коллективом.

С самого начала Jan Vlček остановился на классической схеме свободнонесущего низкоплана с трёхколёсным убираемым шасси, размещением инструктора и обучаемого один за другим типа «тандем». Для L-39C 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 M-720 тягой до 2500 кг над которым работало пражское предприятие «Motorlet». Советская сторона настаивала на применении двухконтурного двигателя AI-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 AI-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 НИИИ 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.



Рис. 2. Общий вид макета L-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 НИИИ. 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 L-39С предусматривалась установка катапультного кресла ВС-1 разработанного в НИИИ Jiří Matějček. 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 L-39С. Помимо этого, проводились испытания других систем L-39С.

Для проведения испытаний решили построить сразу 7 прототипов L-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 «Rudý Letov» отвечал за хвостовую часть фюзеляжа и оперение.



Рис. 3. Прототип X-02

Весной 1968 года был готов планер прототипа X-02. К середине осени на X-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 «Aero Vodochody» Rudolf Duchoň. 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 L-39С подготовили к первому полёту. На его борту была нанесена гражданская регистрация ОК-32 (затем изменённая на ОК-180). 4 ноября 1968 года Duchoň 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.



Рис. 4. Прототип X-02 приземляется после первого испытательного полёта

Буквально через 10 минут после приземления Duchоf 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, X-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.



Рис. 5. После первого официального полёта прототипа X-02 слева направо: Jan Viček, Rudolf Duchoň и Karel Dlouhý

После этих полётов X-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 противштопорного парашюта в качестве тормозного, показавшие недостаточную эффективность. Выполнялись взлёты и посадки с грунтовой полосы аэродрома НИИАИ в Летнянах.

В один из дней подтвердилась хорошая управляемость L-39C, 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 Duchoň 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».



Рис. 6. Подготовка прототипа X-03 к испытательному полёту

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

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



Рис. 7. Испытание катапультного кресла ВС-1БРИ

23 сентября 1969 года взлетел прототип X-05, которым управлял лётчик-испытатель Duchой. 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.

В апреле 1970 года на X-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 X-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 в общей сложности 78 витков, лётчики пришли к заключению, что из штопора самолёт 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.



Рис. 8. Прототип X-05

28 апреля 1970 года был поднят в воздух прототип X-06. Машина отличалась новыми воздухозаборниками, а также вспомогательной силовой установкой Сапфир-5. 1 июля 1970 года, при заходе на посадку, не вышла левая стойка шасси, лётчик-испытатель Vlastimil David 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.



Рис. 9. Прототип X-06 после аварийной посадки «на брюхо»

15 декабря 1970 года взлетел прототип X-07. «Семёрка» изначально была рассчитана под двигатель AI-25ТЛ, однако на первых порах на ней стоял все ещё AI-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, отработавшиеся 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° 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 Х-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 Х-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 L-39С мог выполнить 14 семиминутных или 11 девятиминутных полётов по кругу, либо два 40-минутных полёта в пилотажную зону. Военные лётчики провели испытания Х-07 на сваливание. Их результаты мало отличались от полученных на прототипе Х-05. Перед сваливанием возникала предупредительная тряска самолёта и подёргивание ручки управления, с последующим сваливанием на нос с медленным плавным накрениением.



Рис. 10. Прототип Х-07

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 испытаний в ГК НИИ ВВС. Машина к тому времени полностью соответствовала серийной конфигурации L-39С (Свіспá — учебный). 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 L-39С соответствует требованиям для учебно-тренировочного самолёта.

Среди положительных качеств самолёта особое внимание обращалось на: близость условий работы в кабинах инструктора и обучаемого к таковым 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 L-39C имеет «нестабильный и неравномерный» характер, самолёт выводится из него обычно на третьем витке. Несмотря на выявленные недостатки L-39C получил рекомендацию к принятию на вооружение ВВС СССР для оснащения им лётных училищ.

Получив замечания заказчика, разработчик приступил к их устранению. Особую важность в этом деле приобрело улучшение штопорных характеристик L-39C. Работы проводились в течение 1974 года с использованием самолётов X-02 и X-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 L-39C из штопора.

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

Испытания опытных образцов все еще продолжались, и типовая конструкция не была окончательно определена. Отставал от первоначальных сроков поставок и двигатель АИ-25ТЛ.

В результате в 1971 году решили построить лишь установочную серию из десяти L-39C, 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 L-39C, который продолжался до декабря 1999 года. В общей сложности было построено более 2950 экземпляров без учёта первых семи прототипов. Наиболее массовой модификацией стал учебный L-39C, в количестве 2280 единиц. Из них ВВС СССР получили 2080 самолётов (последний — 25 января 1991 года).

В 1970 году началось проектирование прототипа X-08 L-39V (Vlečná — буксировщик) - одноместного буксировщика мишеней КТ-04, заказанного МНО. В июле 1972 года завершилась постройка прототипа X-08. В задней кабине устанавливалась буксировочная лебёдка, на которой было намотано 1700 метров 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 «Rudý Letov» под руководством Jan Franc. 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 100–150 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.



Рис. 11. L-39V (Vlečná — буксировщик) — одноместный буксировщик мишеней КТ-04

Заводские испытания X-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 противоблуденительной системы, оснащённой радиоизотопным датчиком обледенения РИО-3.

В июле–сентябре 1973 года проводились войсковые испытания X-08 и КТ-04. Очевидно, они не принесли желаемых результатов, потому что через год такие испытания пришлось повторить. К тому времени лебёдку дополнил гидравлический отсекальщик 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 Республике.

На базе L-39C 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. Дальнейшего развития эта работа не получила.

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

В Советском Союзе один L-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.

Дальнейшее развитие и модернизация

L-39ZO X-09

В 1973 году по заказу ВВС Ливии началась разработка учебно-боевого L-39ZO (Zahraníční Obchod – 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 Juraj Šouc 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, оснатив ПТБ небольшим горизонтальным оперением, которое создавало пикирующий момент.

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



Рис. 12. L-39ZO ВВС Ливии

L-39ZA X-11

В 1974 году по заданию МНО начались работы над ещё одним учебно-боевым вариантом L-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 Shouz 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.



Рис. 13. Самолёт L-39ZA X-11 на аэрокосмическом салоне в Ле-Бурже. Июнь 1977 год

Затем X-11 прошёл войсковые испытания в авиашколе в Кошице.

Серийное производство L-39ZA началось в 1980 году.



Рис. 14. L-39ZA ВВС Словакии



Рис. 15. L-39ZA ВВС Чехии

Авиапредприятие «Aero Vodochody» добились очень скромных успехов при сбыте новейших модификаций L-39. Во многом это объясняется наличием в эксплуатации большого количества L-39С, 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 L-39С на многие годы.

На родине самолёта МНО и «Aero Vodochody» подписали в июне 1999 года соглашение о проведении капитального ремонта и модернизации восьми L-39С 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 «Aero Vodochody» провели и на восьми венгерских машинах, переданных заказчику 25 августа 2005 года.

Модернизация словацких L-39С была проведена авиаремонтным предприятием в Тренчине. В 1996–97 годах на шести L-39С 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 L-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-39СМ. Головной (борт 0111) поднялся в воздух 26 августа 2003 года под управлением экипажа в составе лётчиков J. Kello и R. Rosenberg. В России разработана собственная программа многоэтапной модернизации L-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-39МТ, однако этот проект остался на бумаге, поскольку командование ВВС России разработало программу по замене L-39С новыми Як-130.

Летающая парта L-39С

География L-39С оказалась весьма широкая. Самолёт L-39С 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 Štefan Župko, который за это время совершил 1302 полёта общей продолжительностью 511 ч 25 мин. Эксплуатация L-39С в суровых условиях Северной Африки (высокие температуры, песчаные бури и т.п.) показала неприветливость 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.



Рис. 16. L-39 ZO ВВС Ливии

В Афганистане в обучении курсантов принимали участие советские инструкторы. Первые 12 L-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 пролёг 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 L-39С.

Лётно-техническая школа в Мазари-Шарифе была создана ещё в 1957 году, но ко времени появления там L-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.

Недостаток 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 L-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 L-39С, в соответствии с принятой в Союзе методикой но 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. 17. L-39C 393 УАП Мазари-Шариф. Афганистан 1979 год

В Советском Союзе L-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 L-39С превышало сотню.

L-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 L-39С выполняли роль "спарок" до поступления двухместных Су-25УБ. В этом качестве несколько советских L-39С побывало на войне в Афганистане. Небольшое количество L-39С было передано аэроклубам и учебным центрам ДОСААФ.

Также L-39С располагал ЛИИ МАП (аэродром Жуковский). Там L-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 L-39С оказался возглавляемый полковником Д.И. Боряковым 105-й УАП Черниговского высшего военного авиационного училища лётчиков (ЧВВАУЛ), базировавшийся на аэродроме Конотоп.

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 L-39С встретили в Конотопе 29 апреля 1974 года.

Среди первых, переучившихся на L-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 превосшёл своего предшественника L-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.



Рис. 25. L-39С ВВС СССР

L-39C в локальных конфликтах

Начавшаяся в Афганистане война вносила свои коррективы в жизнь 393-го УАП. Эпизодически L-39C, 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 L-39C 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.



Рис. 26. L-39C ВВС Афганистана

В Эфиопии L-39C 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 L-39C защищали столицу вплоть до её падения. После этого до полусотни самолётов и вертолётов перелетели в соседний Джибути. Среди них был один L-39C. 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 L-39C.

Но вскоре в 1998 года между соседями вспыхнула война из-за территориальных споров. Участие L-39С в этих боях не отмечено. Однако во время учебных полётов L-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 L-39С в кабине которого погибли капитан эфиопских ВВС Эндегена Тадэссе и российский инструктор, имя которого в прессе не называлось.

Наши дни

L-39С 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 L-39С на Як-130.



Рис. 20. L-39С ВВС РФ

Новым явлением в истории самолёта стало появление L-39C у частных владельцев. В Чехии первый частный L-39C 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 OK-JET



Рис. 21. Частный L-39C

Пилотажные группы на L-39C

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



Рис. 22. Пилотажная группа «Русь»

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



Рис. 23. Пилотажная группа «Белая Русь»

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



Рис. 24. Пилотажная группа «Baltic Bees»

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



Рис. 25. Пилотажная группа «Patriots»

«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 учебно-тренировочных самолётах L-39С.



Рис. 26. Пилотажная группа «Breitling»

«Чёрный Бриллиант» («Black Diamond Jet Team») — частная пилотажная группа с участием пяти L-39С и один Т-33, все окрашены в арктический камуфляж. Пилотируют бывшие военные лётчики истребительной авиации из ВМС США и ВВС.



Рис. 27. Пилотажная группа «Black Diamond»

Модификации

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



Рис. 28. L-39С

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



Рис. 29. L-39ZO

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



Рис. 30. L-39ZA

L-39V — буксировщик воздушных мишеней.



Рис. 31. L-39V

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

DCS [L-39 ALBATROS]

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.



Рис. 32. L-39MS

Л-39М1 — украинская модернизация L-39С: Заменен двигатель АИ-25ТЛ на модернизированный АИ-25ТЛШ (увеличена тяга с 1 720 до 1 850 кг и вдвое (с 8–12 секунд до 5–6 секунд) уменьшилось время приёмности), усовершенствована система управления силовой установкой и бортовым аварийно-эксплуатационным регистратором полётной информации с дополнительными датчиками и устройствами.



Рис. 33. Л-39М1

Аеро 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».



Рис. 34. Аеро L-159 «ALCA»

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

История самолёта L-39C продолжается!

КАБИНА I-39С



↑ ГИРО

↓ РАДУ

↓ НЕПОД

УБ-12,7

КАБИНА L-39C Передняя кабина



Рис. 35. Передняя кабина

Левая панель

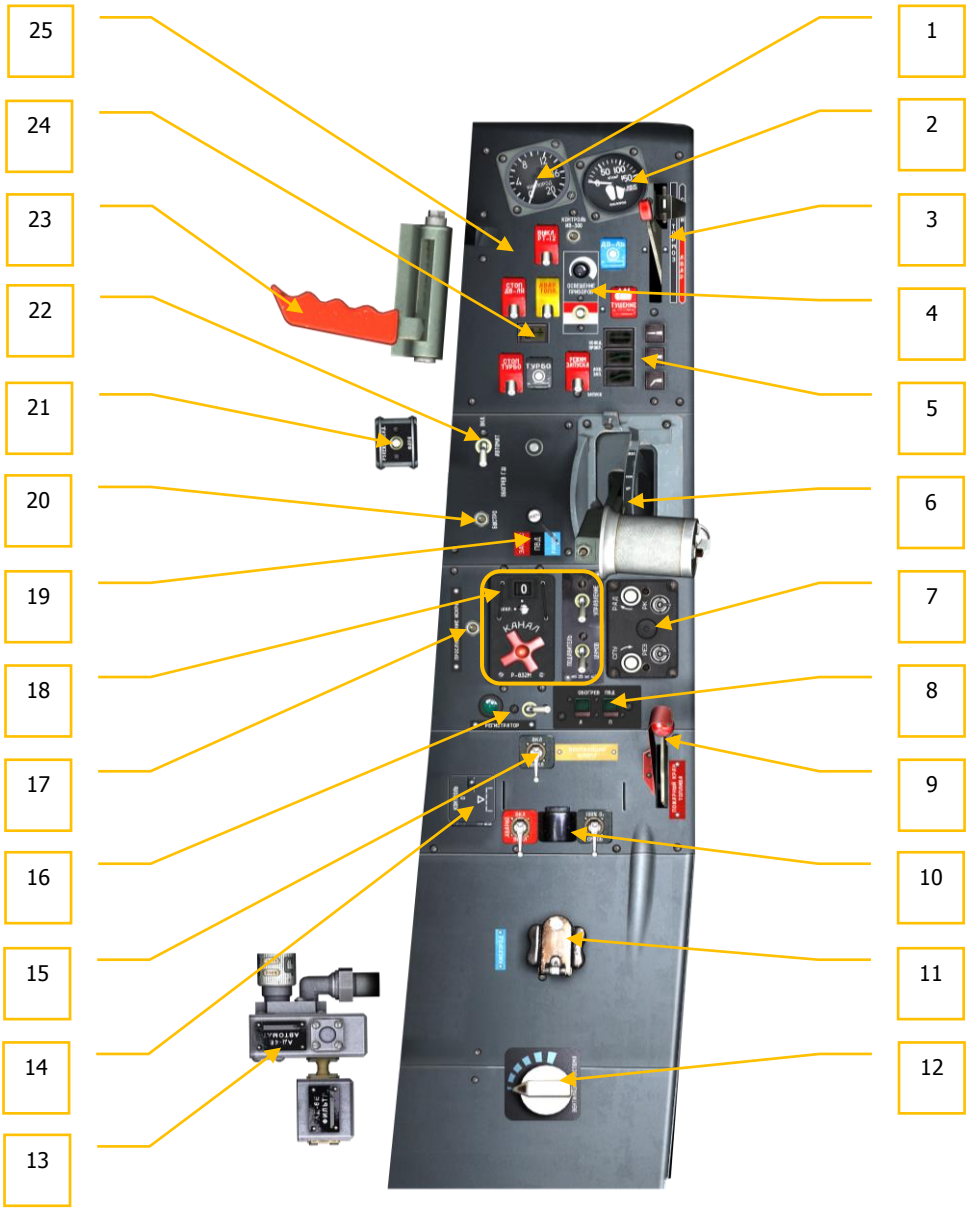


Рис. 36. Левая панель

1. Манометр избыточного давления М-2000 (не задействован).
2. Индикатор кислорода ИК-52.
3. Ручка крана аварийного торможения и стояночного тормоза.
4. Панель управления подсветом приборов с переключателем с красного света на белый и реостатом регулировки яркости подсвета.
5. Кнопки управления закрылками и сигнальные табло контроля положения закрылков.
6. Рычаг управления двигателем.
7. Пульт управления самолётным переговорным устройством СПУ-9.
8. Лампы-кнопки включения обогрева приёмников воздушного давления (ПВД).
9. Ручка управления пожарным краном.
10. Панель управления кислородной системой.
11. Вентиль кислородной системы.
12. Кран вентиляции костюма (не задействован).
13. Автомат давления АД-6Е – регулирует давление воздуха в камерах противоперегрузочного костюма (не задействован).
14. Лючок контроль O₂, под которым находится кнопка РПК-52 включения большой подачи кислорода (не задействована).
15. Рукоятка крана вентиляции шлема (не задействована).
16. Выключатель РЕГИСТРАТОР и сигнальная лампа системы автоматической регистрации параметров полёта (САРПП).
17. Кнопка ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ.
18. Пульт управления радиостанцией Р-832М.
19. Переключатель с основного на запасной приёмник воздушного давления.
20. Кнопка БЫСТРО ОБОГРЕВ ГШ (не задействована).
21. Переключатель фар РУЛЕЖ-ПОСАД.
22. Переключатель обогрева смотрового стекла гермошлема АВТОМАТ– ВКЛ (не задействован).
23. Ручка управления замками фонаря.
24. Табло сигнализации подключения наземного источника питания.
25. Панель управления двигателем.

Центральная часть

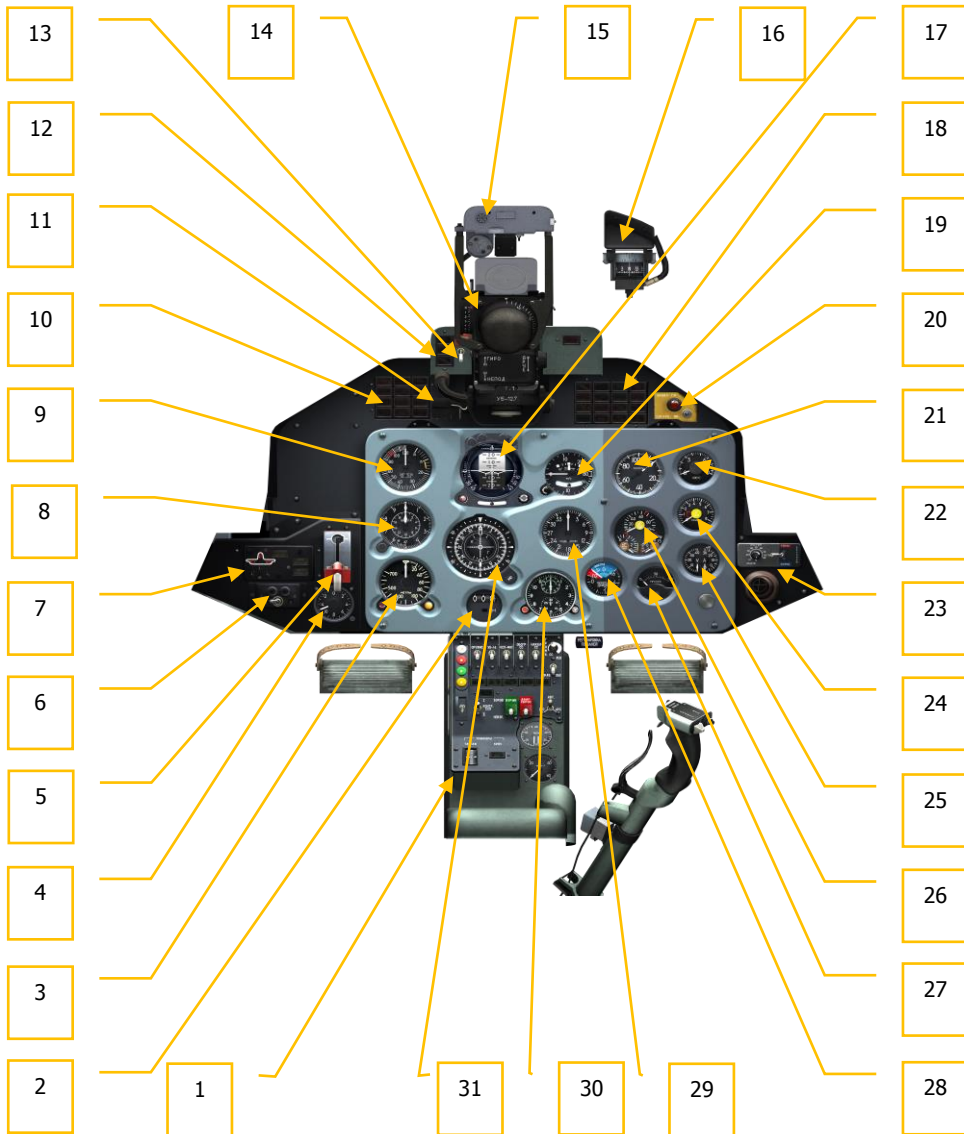


Рис. 37. Центральная часть

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

Правая панель

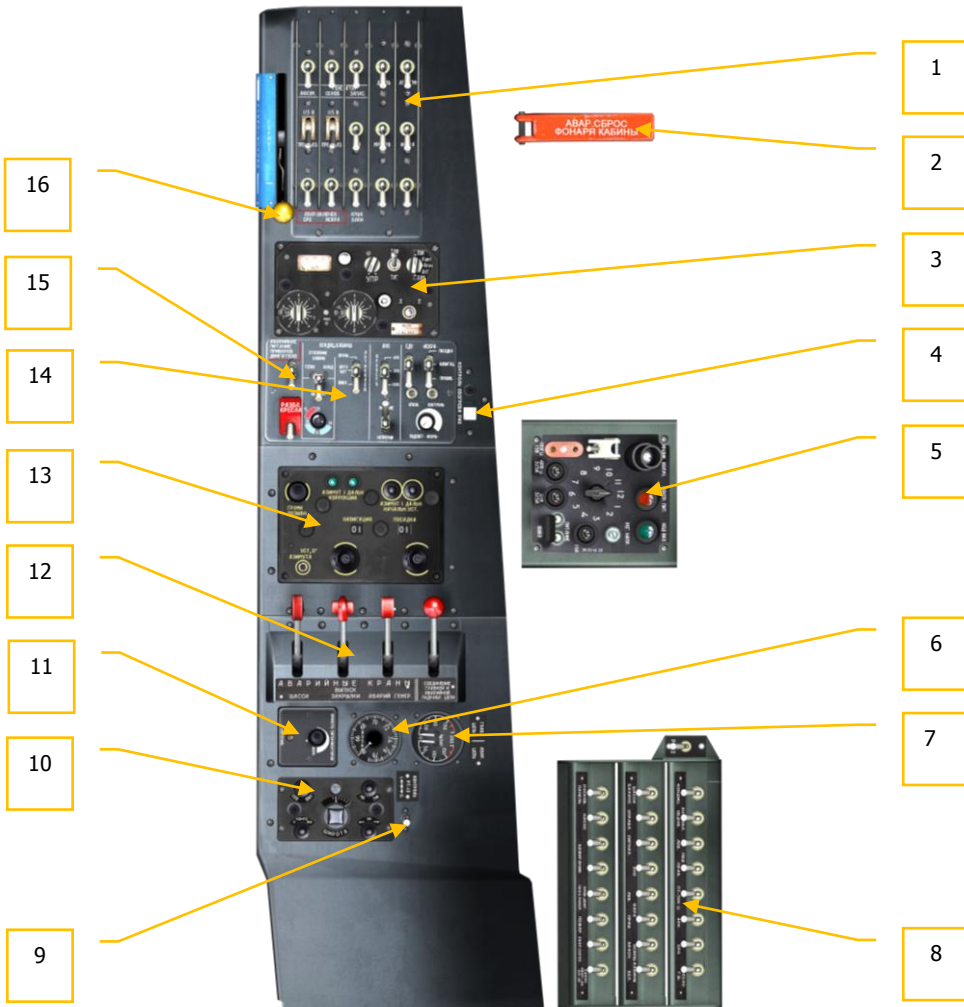


Рис. 38. Правая панель

1. Основной электрощиток.
2. Ручка аварийного сброса фонаря.
3. Пульт управления радиокompаса РКЛ-41.
4. Кнопка и сигнальная лампа проверки цепи обогрева датчика индикатора обледенения РИО-3 на земле.
5. Пульт управления самолётного радиолокационного ответчика (не задействован).
6. ЗДВ-30.
7. Двухстрелочный манометр основной и аварийной гидросистемы.
8. Вспомогательный электрощиток.
9. Переключатель КОНТРОЛЬ РТ-12.
10. Пульт управления курсовой системой ГМК-1АЭ.
11. Кнопка КОНТРОЛЬ с реостатом ЯРКОСТЬ СИГНАЛИЗАЦИИ.
12. Краны аварийной гидросистемы.
13. Щиток РСБН-5С.
14. Вспомогательный щиток.
15. Выключатель АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ.
16. Ручка ГЕРМЕТ – КЛИМАТИЗАЦИЯ.

Задняя кабина



Рис. 39. Задняя кабина

Левая панель

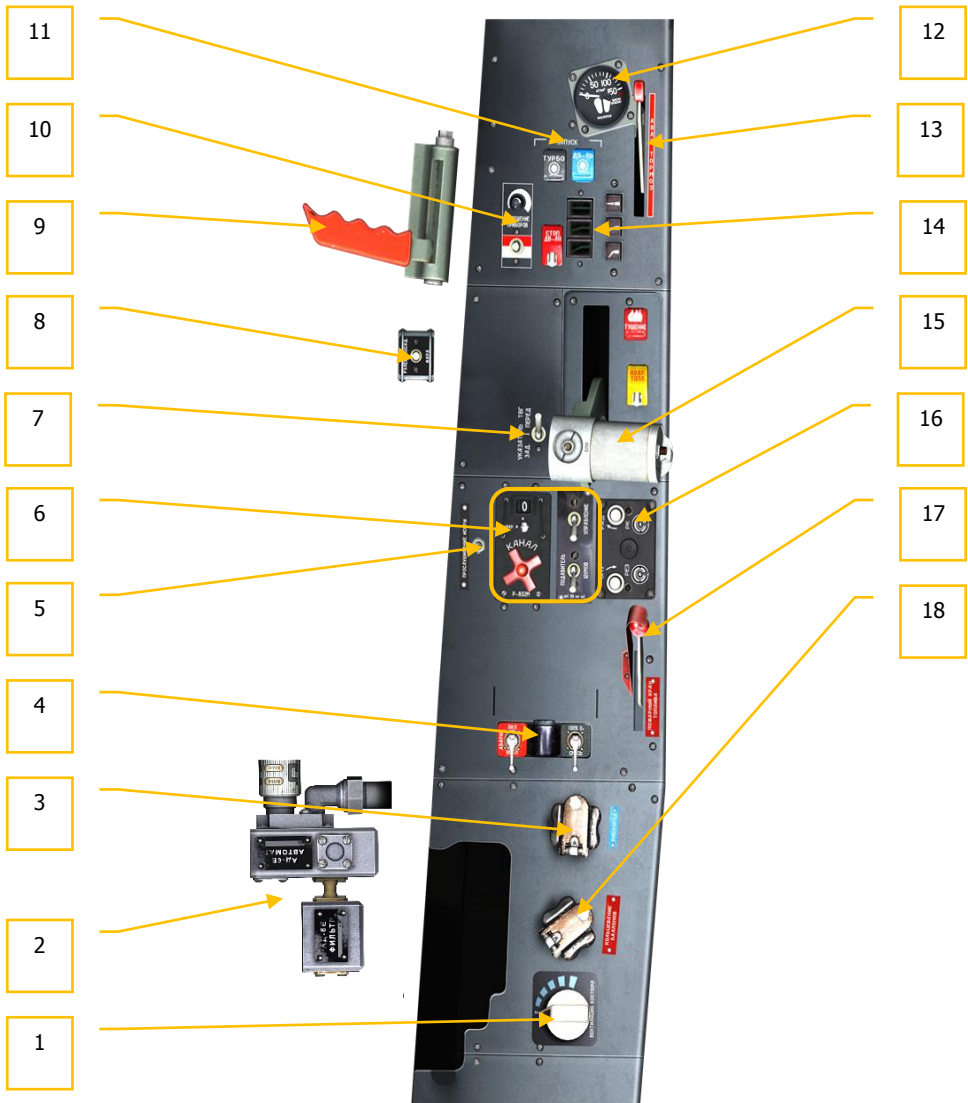


Рис. 40. Левая панель

1. Кран вентиляции костюма (не задействован).
2. Автомат давления АД-6Е (не задействован).
3. Вентиль кислородной системы.
4. Пульт управления кислородной системой.
5. Кнопка ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ.
6. Пульт управления радиостанцией Р-832М.
7. Переключатель УКАЗАТЕЛЬ ТВГ ЗАД, ПЕРЕД.
8. Переключатель фар РУЛЕЖ – ПОСАД.
9. Ручка управления замками фонаря.
10. Панель управления подсветом приборов с переключателем с красного света на белый и реостатом регулировки яркости подсвета.
11. Панель управления двигателем.
12. Индикатор кислорода ИК-52.
13. Ручка крана аварийного торможения.
14. Кнопки управления закрылками и сигнальные табло контроля положения закрылков.
15. Рычаг управления двигателем.
16. Пульт управления самолётным переговорным устройством СПУ-9.
17. Ручка управления пожарным краном.
18. Вентиль кольцевания кислородных баллонов.

Центральная часть

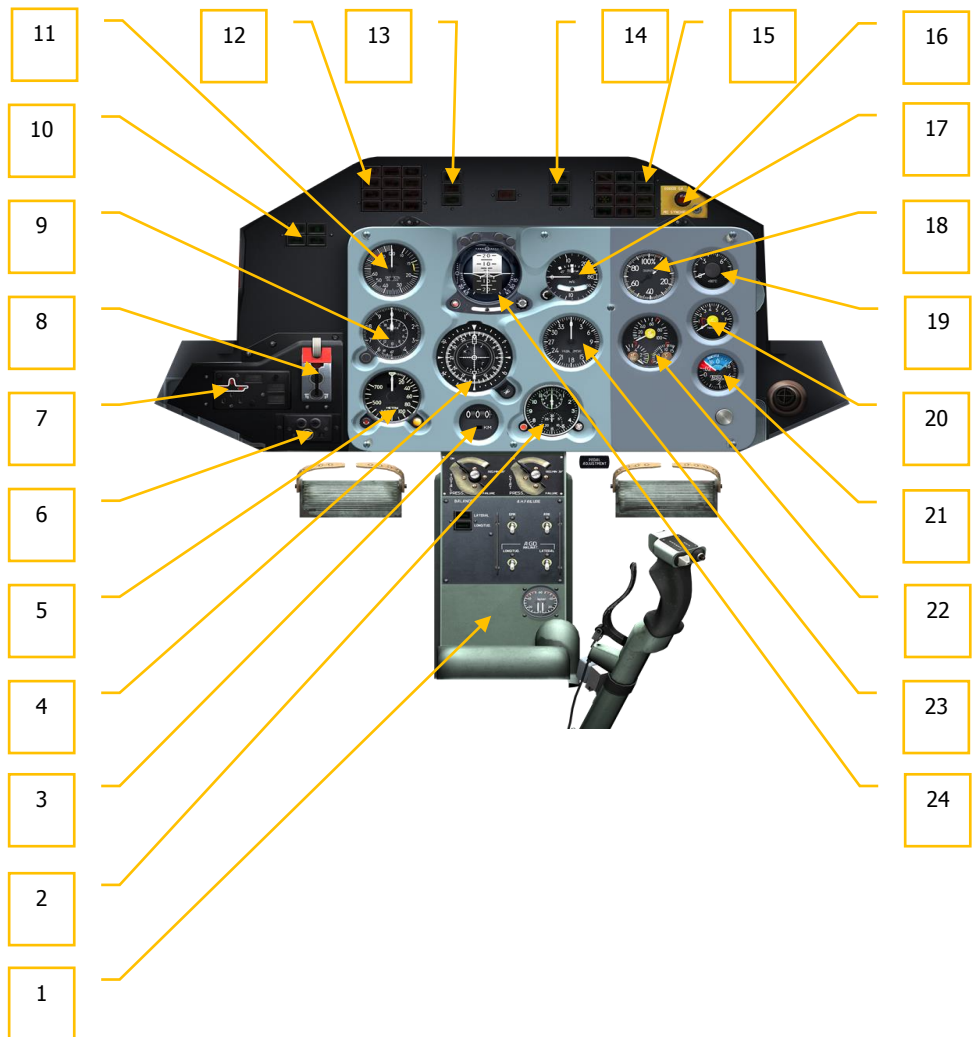


Рис. 41. Центральная часть

1. Средний 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. Табло вооружения.
11. Указатель скорости и числа М полёта КУСМ-1200
12. Аварийное табло.
13. Табло вооружения.
14. Табло вооружения.
15. Информационное табло.
16. Сигнальная лампа ЗАВАЛ ГА и кнопка СОГЛАС МК.
17. Вариометр — указатель поворота и скольжения.
18. Указатель оборотов двигателя ИТЭ-2.
19. Указатель температуры выходящих газов двигателя ТСТ-2.
20. Указатель топливомера.
21. Указатель высоты и перепада давления в кабине УВПД.
22. Трёхстрелочный указатель давления топлива, масла и температуры масла.
23. Указатель радиокompаса РКЛ-41.
24. Контрольно-пилотажный прибор КПП.

Правая панель

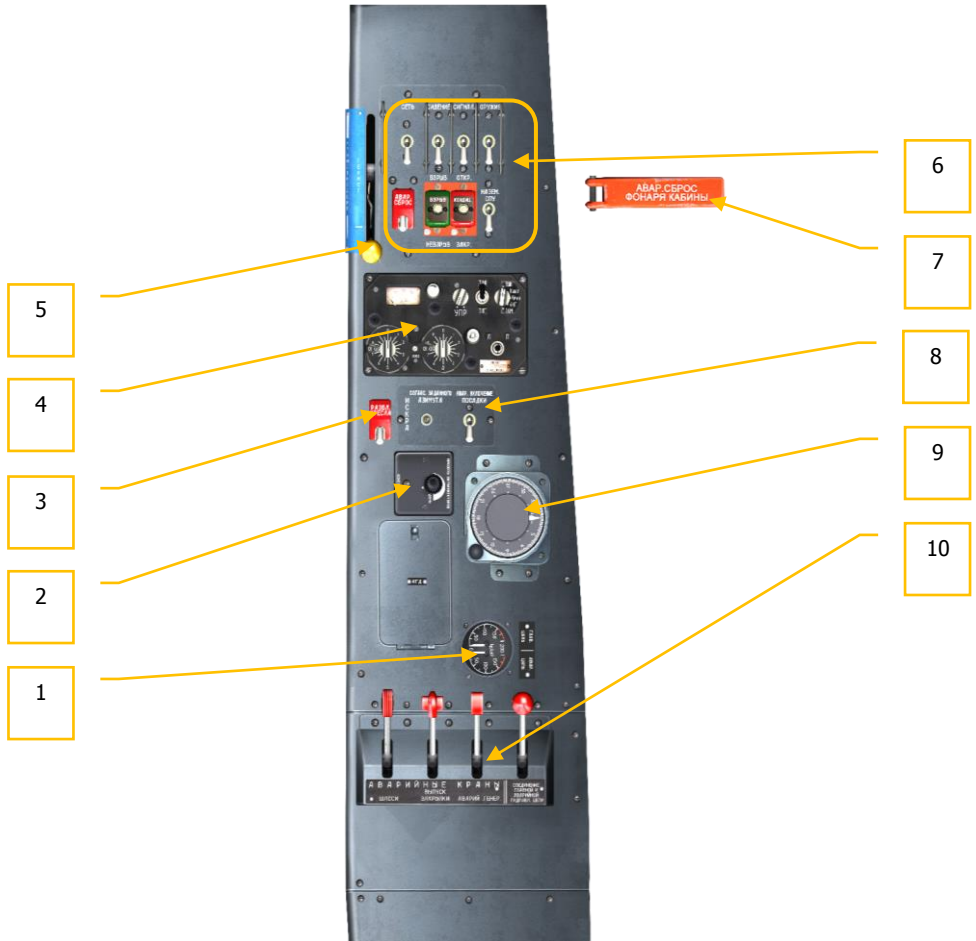


Рис. 42. Правая панель

1. Двухстрелочный манометр основной и аварийной гидросистемы.
2. Кнопка КОНТРОЛЬ с реостатом ЯРКОСТЬ СИГНАЛИЗАЦИИ.
3. Выключатель РАЗБЛ. КРЕСЛА (не задействован).
4. Пульт управления радиокompаса РКЛ-41.
5. Ручка ГЕРМЕТ – КЛИМАТИЗАЦИЯ.
6. Электрощиток задней кабины.
7. Ручка аварийного сброса фонаря.
8. Пульт управления РСБН-5С.
9. Коррекционный механизм КМ-8.
10. Краны аварийной гидросистемы.

ОПИСАНИЕ САМОЛЁТА L-39C



ОПИСАНИЕ САМОЛЁТА L-39C

Двухместный учебно-тренировочный самолёт L-39C 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 L-39C реализовано применение ракет Р-3С с тепловой головкой самонаведения по воздушной цели в условиях визуальной видимости.

ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

- Длина: 12,12 м.
- Размах крыла: 9,12 м.
- Высота: 4,47 м.
- Колея шасси: 2,44 м.

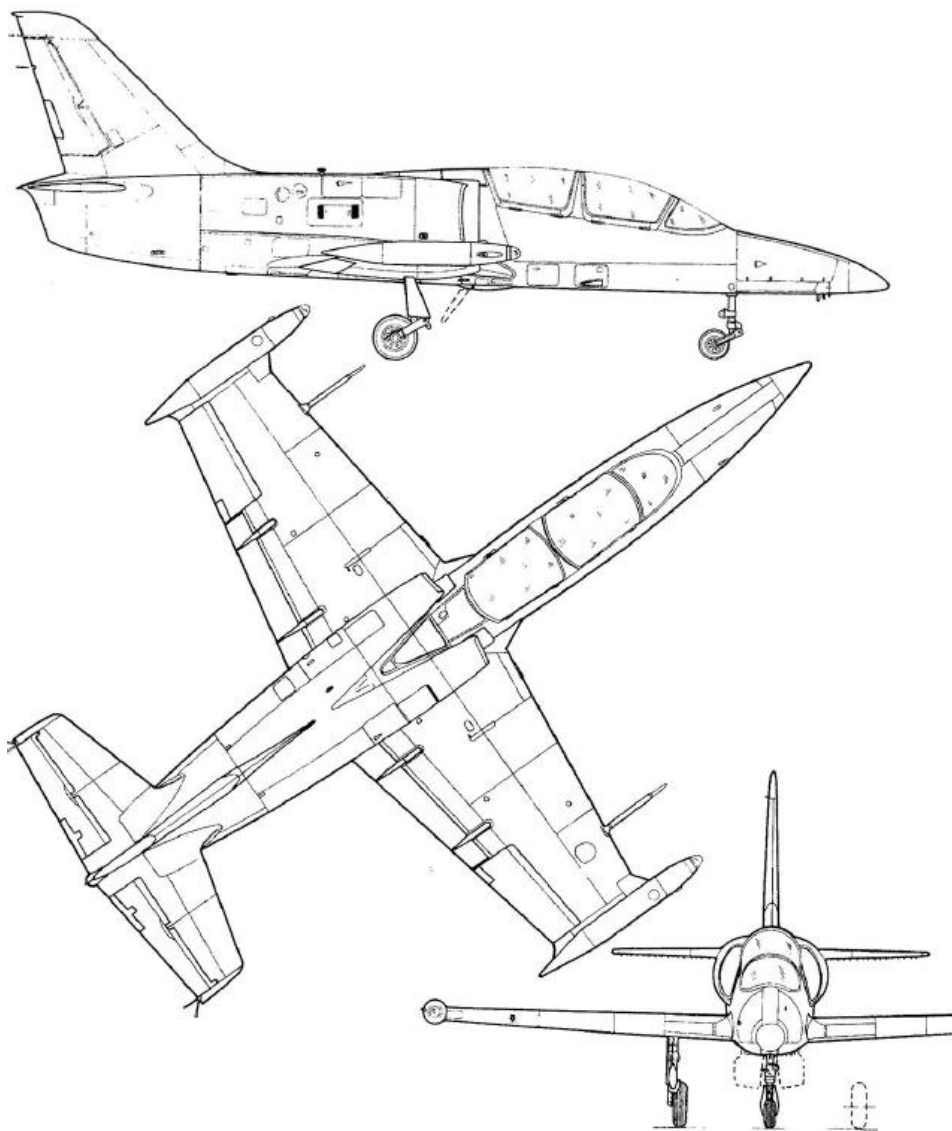


Рис. 43. Общий вид самолёта

Общая компоновка

Самолёт L-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 1 720 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 крепится снизу к фюзеляжу. На крыле установлены элероны и выдвижные двухщелевые закрылки.

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

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

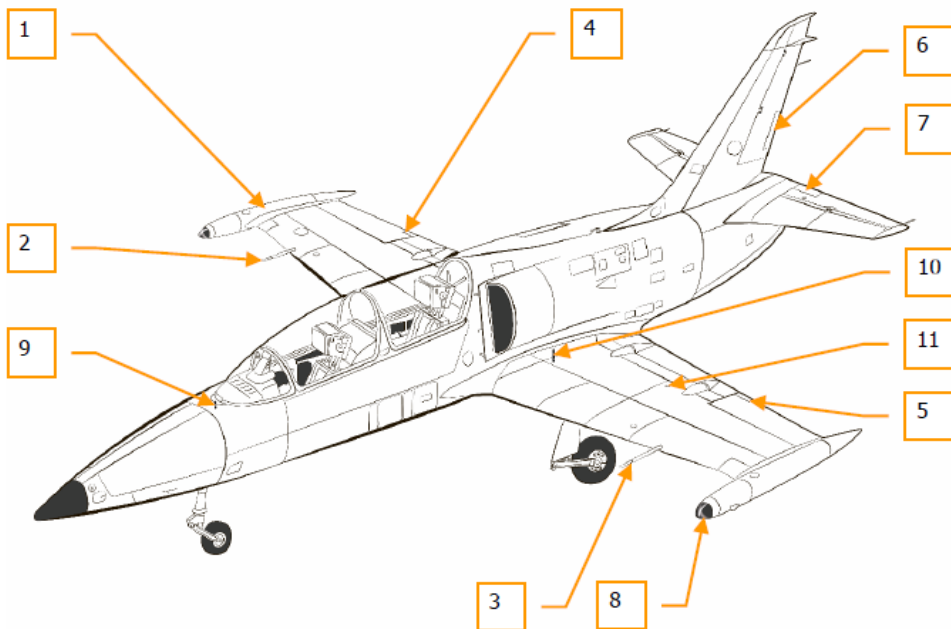


Рис. 44. Компоновка самолёта

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

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 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° в обе стороны.

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

Горизонтальное оперение 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° вниз на 20°.

Крыло самолёта — предназначено для создания подъёмной силы и обеспечения поперечной устойчивости и управляемости, а также для размещения агрегатов и оборудования.

Крыло сквозное, не стреловидное, трапецевидной формы с несъёмными концевыми топливными баками. Крыло оборудовано элеронами и закрылками. Максимальное отклонение элеронов $\pm 16^\circ$.



Рис. 45. Аэродинамические поверхности

- | | |
|-------------|---------------------|
| 1. Закрылок | 4. Руль направления |
| 2. Элерон | 5. Стабилизатор |
| 3. Киль | 6. Руль высоты |

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



Рис. 46. Шасси самолёта

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° .



Рис. 47. Тормозные щитки

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-рулѐжные фары.

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



**Рис. 48. Пилон, ПВД, аэронавигационный огонь, посадочно-рулѐжная фара и
концевой топливный бак**

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.

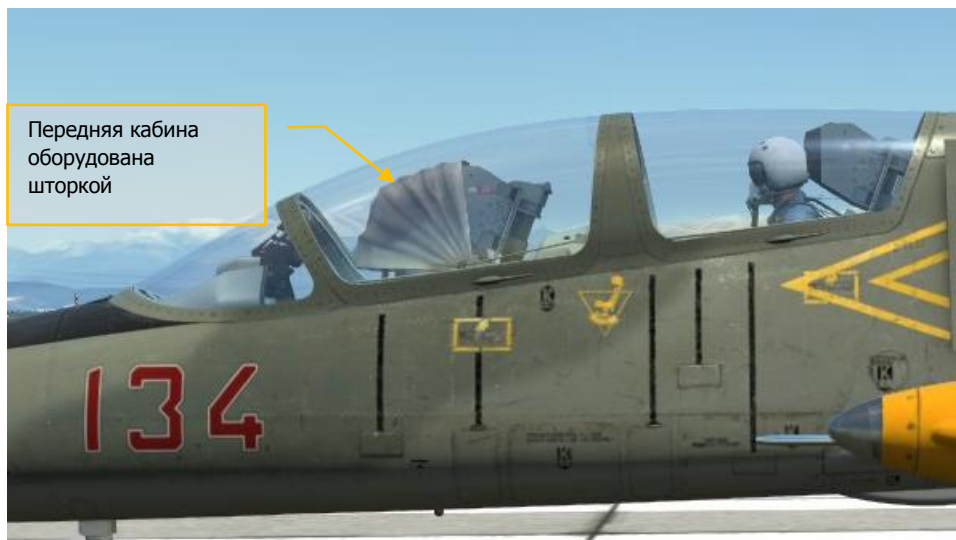
Фонарь кабины обеспечивает лѐтчикам необходимый обзор, придаѐт кабине обтекаемую форму и герметизирует её. Фонарь кабины состоит из четырёх частей: козырька, откидной части передней кабины, среднего щитка и откидной части задней кабины.

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



Рис. 49. Фонари кабин

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 L-39С лётчик в передней кабине закрывает и открывает шторку левой рукой (в симуляторе с помощью кнопки), а в задней кабине — с помощью ручки управления шторкой, установленной на левом борту кабины.



Передняя кабина
оборудована
шторкой

Рис. 50. Закрытая шторка в передней кабине



Рис. 51. Вид на закрытую шторку из задней кабины и ручка управления шторкой

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.



Рис. 52. Ручка закрытия и открытия фонаря

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



Рис. 53. Ручка аварийного сброса фонаря

Катапультиное 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 двойную ручку управления катапультированием (расположена 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.

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 выпуска 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/см².

Контроль давления в аварийной и основной гидросистеме осуществляется с помощью двухстрелочных манометров со шкалой 0–200 кг/см² установленных на правой панели в каждой кабине.

Левая стрелка манометра показывает давление в основной гидросистеме, правая в аварийной гидросистеме.



Рис. 54. Двухстрелочный манометр основной и аварийной гидросистемы

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.



Рис. 55. Переключатель управления шасси в передней кабине

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



Рис. 56. Переключатель управления шасси в задней кабине

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 выходят из фюзеляжа и крыла, а при убранном положении шасси — полностью утоплены.

Система торможения основных колёс

Предназначена для одновременного торможения, раздельного 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.



Рис. 57. Двухстрелочный манометр в передней (слева) и задней (справа) кабине

Также имеется стояночный тормоз, который 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.



Рис. 58. Стояночный тормоз в передней кабине

Закрылки

L-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 положение 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.

Сигнализация положения
закрылков



Кнопки управления
закрылками

Рис. 59. Сигнализатор положения и кнопки управления закрылками

Также имеются 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. Время уборки закрылков в обратное положение аналогично времени выпуска. Если лётчик своевременно не убрал закрылки, предусмотрена автоматическая уборка, которая 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, для чего 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 трёхпозиционный возвратный, имеет три положения: переднее (на уборку тормозных щитков), среднее (нейтральное), заднее (на выпуск тормозных щитков).



Рис. 60. Переключатель управления тормозными щитками в передней (слева) и задней (справа) кабине

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 кабинах

Передняя кабина



Рис. 61. Органы управления и индикации основной гидросистемы в передней кабине

Задняя кабина



Рис. 62. Органы управления и индикации основной гидросистемы в задней кабине

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

Пилотажно-посадочный сигнализатор



Рис. 63. Пилотажно-посадочный сигнализатор

1. Три красные лампы — шасси убрано.
2. Три зелёные лампы — шасси выпущено.
3. Табло ВЫПУСТИ ШАССИ — горит в случае захода на посадку с убранными шасси и выпущенными закрылками, выпущенными в посадочное положение (при загорании гудит электрическая сирена).
4. Табло ЛЮКИ ОТКРЫТЫ — горит в процессе выпуска и уборки шасси. При аварийном выпуске шасси щитки стоек не закрываются, табло ЛЮКИ ОТКРЫТЫ продолжает гореть.
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 до 150 кг/см^2 , перемещая кран соединения основной и аварийной гидросистемы назад. При давлении в аварийной гидросистеме 105 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 понижения давления в аварийной гидросистеме, в случае падения давления в основной гидросистеме, краны соединения основной и аварийной гидросистемы в обеих кабинах должны быть закрыты.



Рис. 64. Краны аварийной гидросистемы и кран соединения основной и аварийной гидросистемы

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

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.

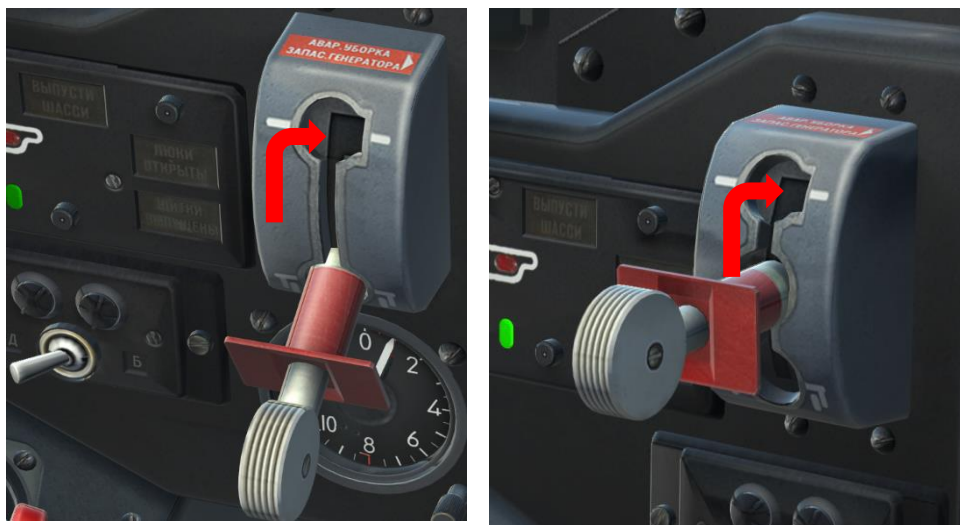


Рис. 65. Аварийная уборка шасси в передней (слева) и задней (справа) кабинах

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.



Рис. 66. Кран аварийного торможения в передней (слева) и задней (справа) кабинах

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



Рис. 67. Манометр аварийной системы торможения в передней кабине

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.

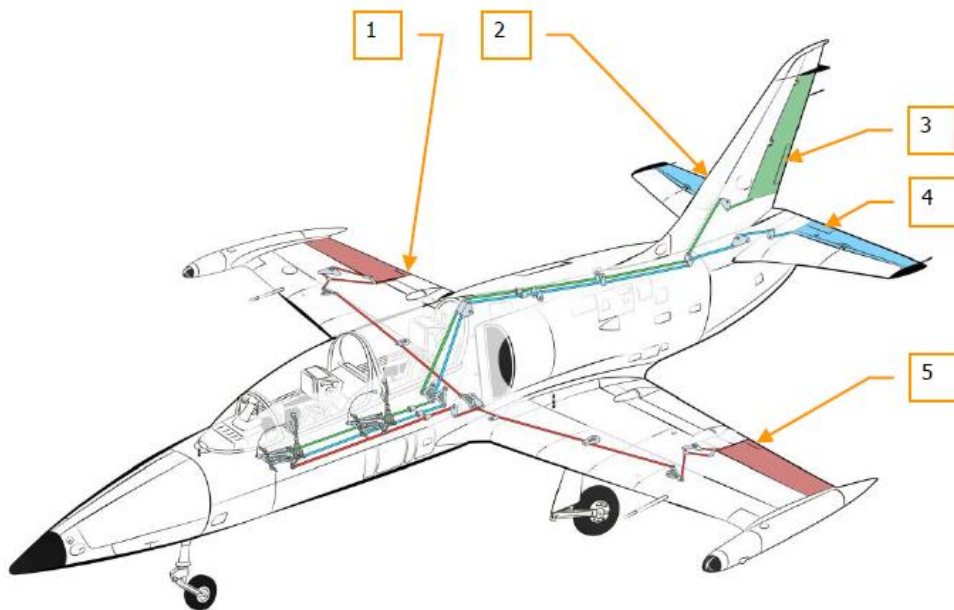


Рис. 68. Управление самолётом

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

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° при выпуске закрылков в посадочное положение.

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.

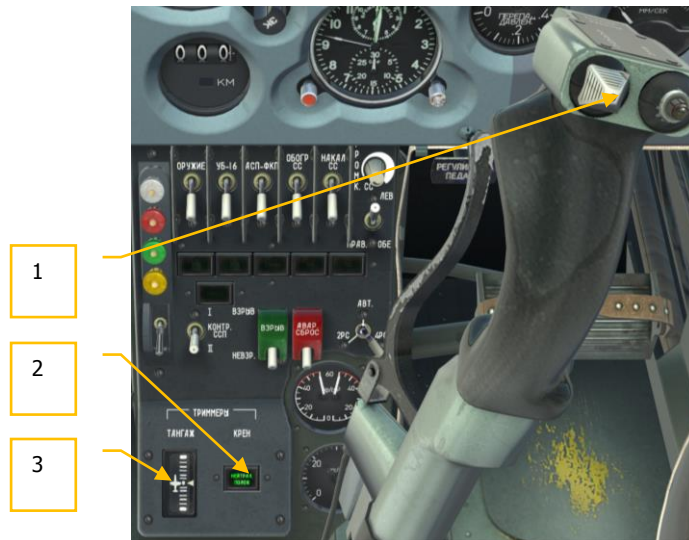


Рис. 69. Органы управления триммерами и сигнализация в передней кабине

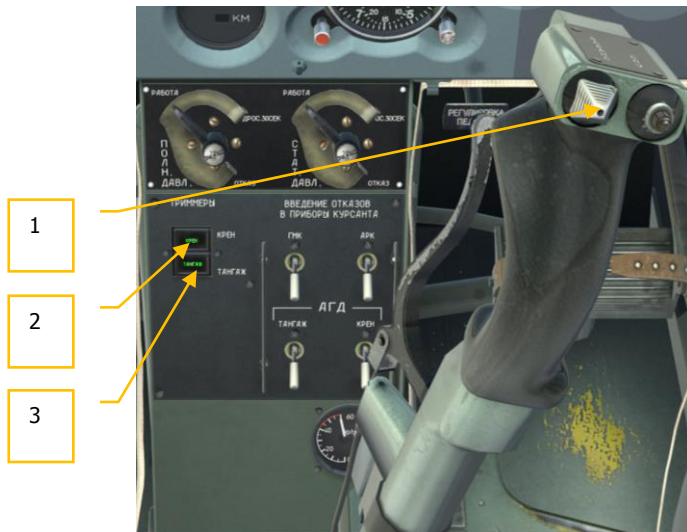


Рис. 70. Органы управления триммерами и сигнализация в задней кабине

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

Воздушная система самолёта

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

Герметизация откидных частей фонаря и козырька 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.

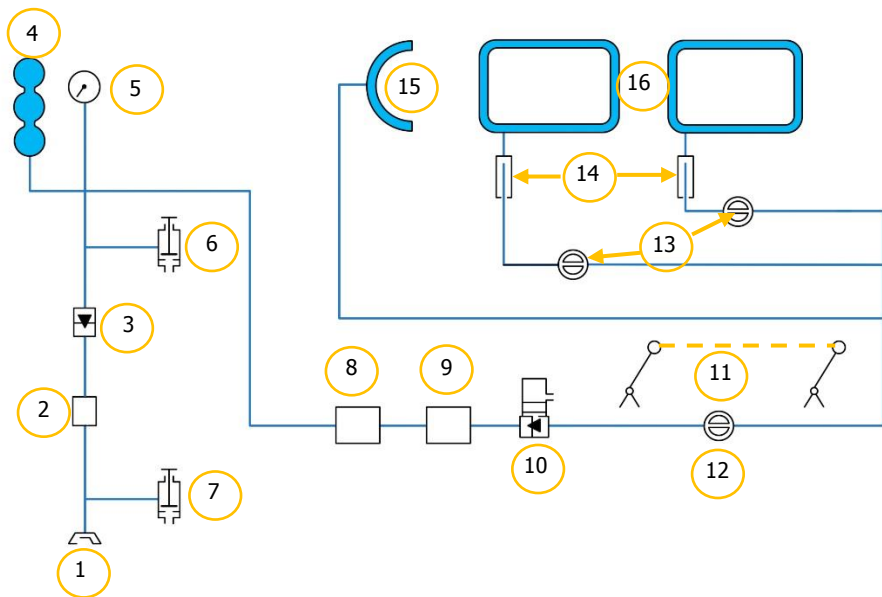


Рис. 71. Схема воздушной системы

- | | |
|---|---|
| 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 ручку 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.

При переходе регулятора температуры в аварийный режим загорается сигнал КОНДИЦ АВАР. на аварийном табло. В симуляторе L-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 задатчик 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 задатчик температуры.

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



Рис. 72. Кран вентиляции костюма

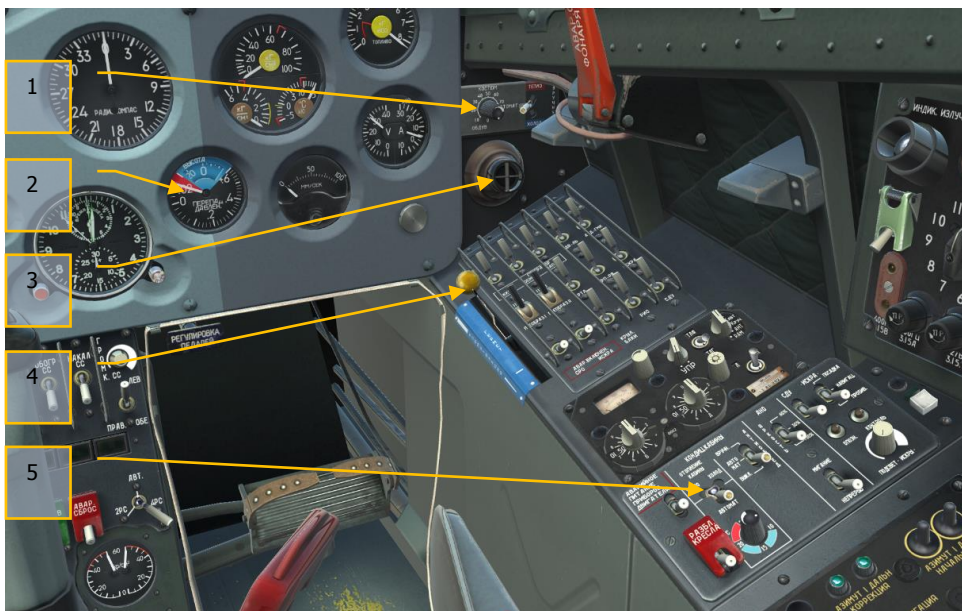


Рис. 73. Органы управления и сигнализации воздушной системы и системы кондиционирования в передней кабине

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



Рис. 74. АЗС КОНДИЦ в задней кабине

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 1 100 л (825 кг). Для увеличения дальности полёта на концах крыла жёстко закреплены два топливных бака вместимостью 100 л каждый. Полная заправка 975 кг.

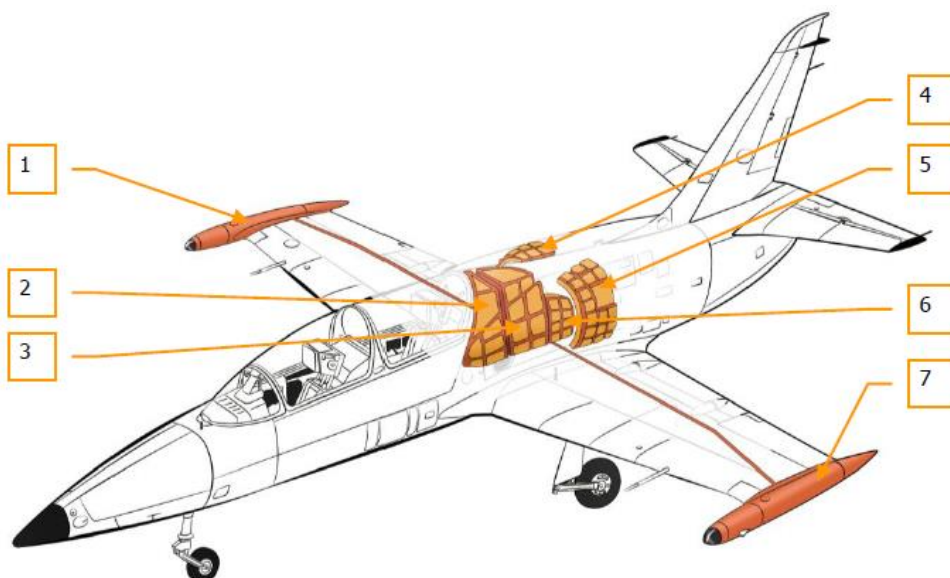


Рис. 75. Топливные баки

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

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.

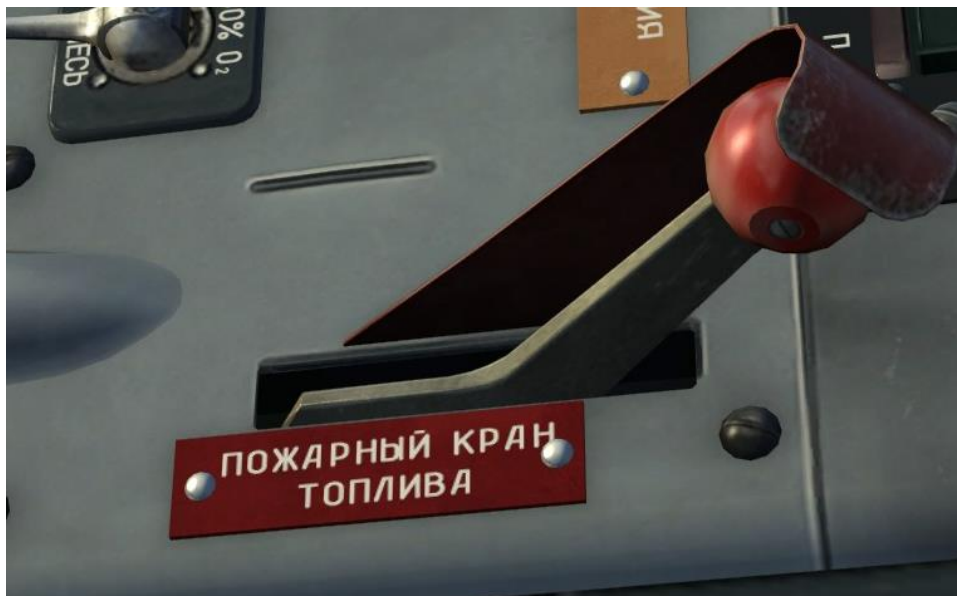


Рис. 76. Пожарный кран

Порядок выработки топлива

Порядок выработки топлива должен обеспечить сохранение центровки самолёта в заданных эксплуатационных пределах. При полной заправке топливом (1300 л) 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. и АЗС ДВ-Ль 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.

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

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

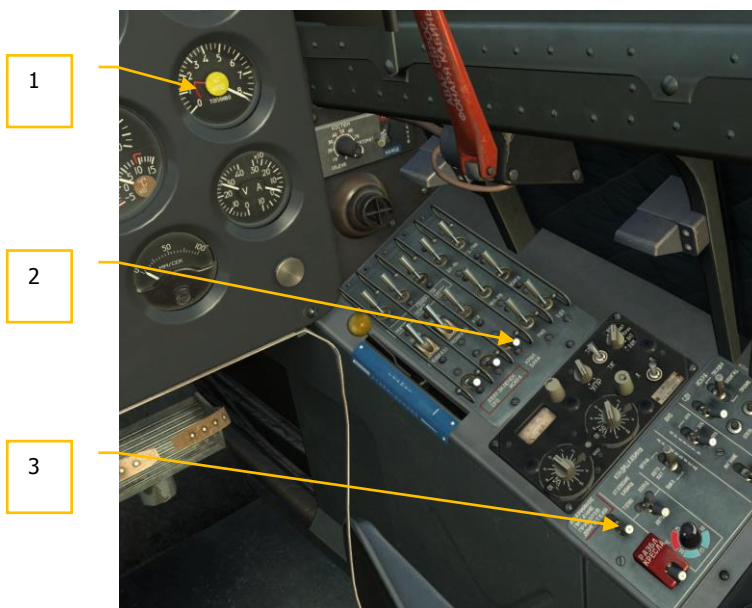


Рис. 77. Органы управления топливной системой в передней кабине

1. Указатель топливомера.
2. АЗС КРЫЛ. БАКИ.
3. Выключатель АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ.

Сигналы

- Сигнал 150 кг ТОПЛИВА на аварийном табло обеих кабин, свидетельствующий о резервном остатке топлива в фюзеляжных баках, сигнал работает в мигающем режиме.
- Сигнал НЕЗАПУСК на аварийном табло обеих кабин, свидетельствующий о падении давления топлива после насоса подкачки, сигнал работает в мигающем режиме.
- 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 мигающем режиме.
- Сигнал БАКИ на информационном табло обеих кабин гаснет при повышении давления в концевых топливных баках и загорается после выработки топлива из них. После выработки 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.

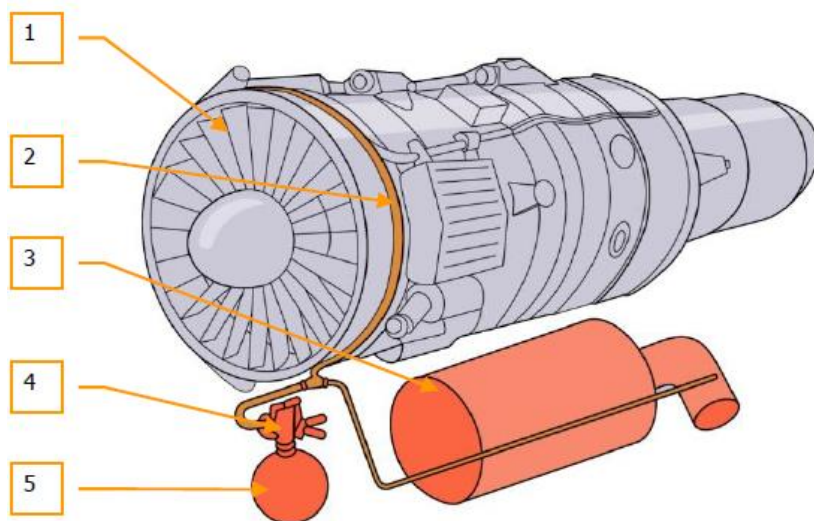


Рис. 78. Противопожарное оборудование

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

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.



Рис. 79. Переключатель КОНТР. ССП

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



Рис. 80. Кнопка ТУШЕНИЕ

Противообледенительная система

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

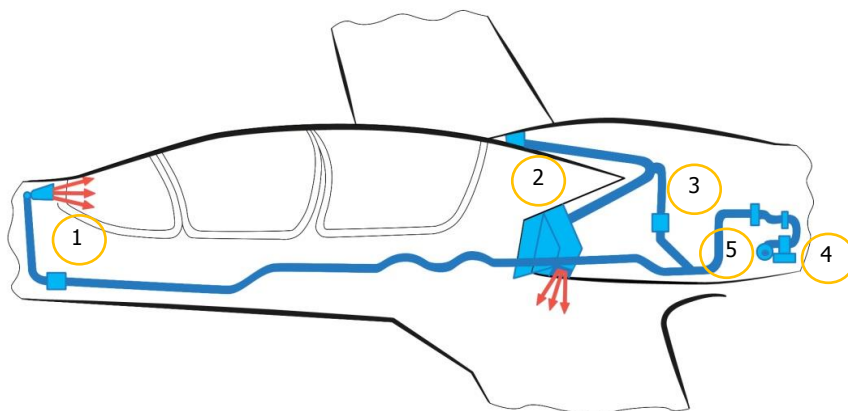


Рис. 81. Противообледенительная система

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 установке 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 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 30 с. после этого сигнал АНТИОБЛЕД. РАБОТАЕТ. После прекращения обледенения система выключается автоматически, вначале гаснет сигнал с символом снежинки, а через 30 с 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 30 с загорается сигнал АНТИОБЛЕД. РАБОТАЕТ. Для выключения переключатель поставить в положение ВЫКЛ.



Рис. 82. Органы управления противообледенительной системы

Общая характеристика, принцип работы и основные данные двигателя AI-25ТЛ

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



Рис. 83. Двигатель AI-25ТЛ

1. Лопатки.
2. Компрессор низкого давления (КНД).
3. Разделительный корпус.
4. Компрессор высокого давления (КВД).
5. Камера сгорания.
6. Турбина.
7. Камера смешивания.
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, который установлен 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.



Рис. 84. Органы контроля вибрации двигателя

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/см², на остальных режимах не менее 2 кг/см². Температура масла должна быть не более 90° С.

Если давление масла ниже 3 кг/см² на оборотах КВД 95% и выше, и ниже 2 кг/см² 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 кг/см².

В случае частичного или полного отказа основной системы топливопитания (боевое повреждение) необходимо выполнить переход на аварийную систему топливопитания, для чего необходимо включить АВАР. ТОПЛИВО. Выключатель расположен на левой панели обеих кабин. После включения 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.



Рис. 85. Переключатель АВАР. ТОПЛ. в передней (слева) и в задней (справа) кабинах

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



Рис. 86. Трёхстрелочный индикатор

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

Для включения прибора необходимо включить выключатель АККУМ и АЗС ДВ-Ль на основном распределительном щитке передней кабины. Стрелки манометров масла и топлива после включения устанавливаются на нулевые отметки 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 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:

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 $730 \pm 15^\circ \text{C}$.

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 Т.В.Г 700°C , то при уборке шасси или закрылок произойдёт частичная срезка топлива и уменьшение тяги двигателя на период горения данного сигнала.

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 Т.В.Г 730°C , то он горит и после снижения ТВГ, и после посадки. После опускания носового колеса происходит электроостанов двигателя.

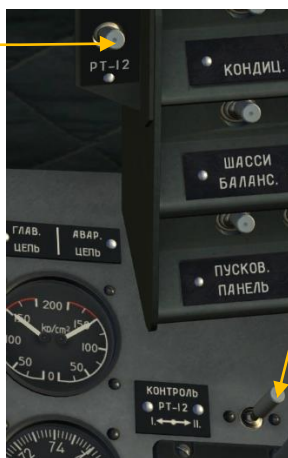
Органы управления и сигнализации РТ-12

Выключатель РТ-12



Рис. 87. Выключатель РТ-12

АЗС РТ-12



Переключатель
Контроль РТ-12

Рис. 88. АЗС и переключатель 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. Для проверки исправности системы необходимо последовательно нажать переключатель в положение I и II. Загорание сигнала Т.В.Г. 700°С свидетельствует о нормальной работе системы. После запуска двигателя не рекомендуется работать переключателем, так как включается клапан ограничения топлива.

Сигналы

1. Сигнал Т.В.Г. 730°С — сигнализирует о возрастании ТВГ до $730\pm 15^{\circ}\text{C}$, сигнал установлен на информационном табло передней кабины и работает в мигающем режиме.
2. Сигнал Т.В.Г. 700°С — сигнализирует о возрастании ТВГ до $700\pm 15^{\circ}\text{C}$, сигнал установлен на информационном табло передней кабины и работает в постоянном режиме.
3. Сигналов Т.В.Г. 730°С и Т.В.Г. 700°С в задней кабине нет.

Противообледенительная система двигателя

Служит для предотвращения обледенения деталей, расположенных на входе в двигатель (обтекатель входного направляющего аппарата и лопаток КНД). 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.

Панель управления двигателем в передней и задней кабине

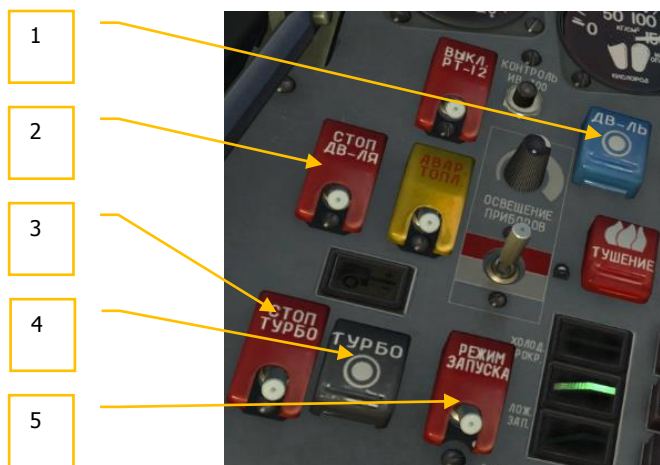


Рис. 89. Панель управления двигателем в передней кабине



Рис. 90. Панель управления двигателем в задней кабине

1. Кнопка ДВ-Ль — 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 — ХОЛОД.ПРОКР. – ЛОЖ.ЗАП. – ЗАПУСК, должен находиться 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 топливпитания), МГ, КР, НОМ, ВЗЛ. РУД в передней кабине оборудован защёлкой СТОП, которая предназначена для выключения двигателя.

РУД в задней кабине не имеет маркировки 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. Для того, чтобы переместить РУД в положение СТОП из передней кабины, необходимо убрать упор в задней. Выключить двигатель также можно с помощью выключателя СТОП ДВ-ЛЯ или закрытием пожарного крана.

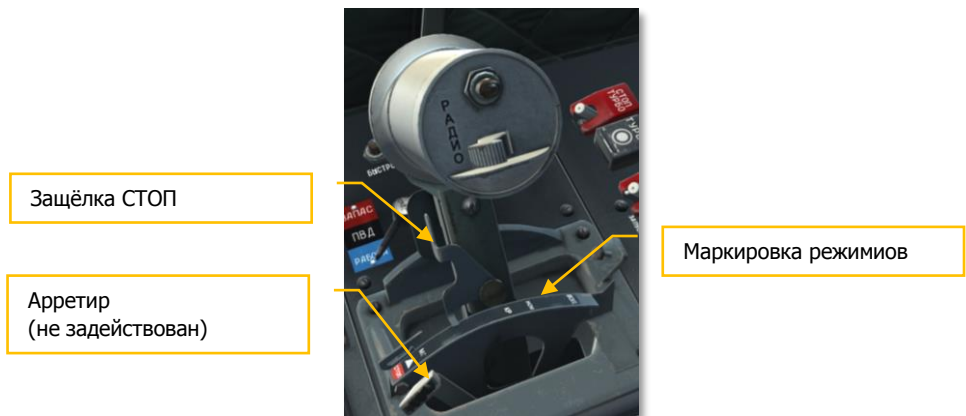


Рис. 91. РУД в передней кабине

Выдвижной упор



Рис. 92. 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°С.

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°С.

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°С.

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°С.

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

ИТЭ-2 (n1 — обороты КВД, n2 — обороты КНД.) и ТСТ-2 расположены в обеих кабинах.



Рис. 93. Указатели ТСТ-2 и ИТЭ-2

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.



Рис. 94. Переключатель УКАЗАТЕЛЬ ТВГ ЗАД. – ПЕРЕД

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 °С				
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 ²	Не более 65	Не более 65	Не более 65	Не более 65
Температура масла на входе в двигатель, °С	-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 приёместности 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, °С				
на земле	Не более 550			
в полёте	Не более 600			

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

Авиационное оборудование самолёта

Авиационное оборудование самолёта предназначено для обеспечения электроснабжения потребителей постоянным и переменным током, управления силовой установкой и контроля за её работой, определения пилотажных и навигационных параметров полёта, управления агрегатами и системами самолёта.

Авиационное оборудование самолёта L-39C 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-CAM-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-CAM-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, для чего

выключатель ГЕНЕРАТОР ЗАПАС. установить в выключенное положение. При аварийной уборке шасси также произойдёт уборка воздушной турбины.



Рис. 95. Запасной генератор ГСР-3000 в выпущенном положении

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.
- Индикатор триммера тангажа.

ПТ-500Ц предназначен для обеспечения энергией:

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

Распределение электрической энергии

На самолёте L-39С для передачи и распределения электрической энергии в передней кабине установлены два распределительных щитка, основной электрощиток и вспомогательный электрощиток.

Также имеется электрощиток в задней кабине.

АЗС на электрощитке в задней кабине являются командными.

Основной электрощиток передней кабины



Рис. 96. Основной электрощиток в передней кабине

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. СРО — 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.

Вспомогательный электрощиток передней кабины

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

В модуле L-39С все АЗС на вспомогательном электрощитке находятся во включённом положении.



Рис. 97. Вспомогательный электрощиток передней кабины

На вспомогательном электрошитке расположены следующие АЗСы:

1. КНДИЦ. — для подачи напряжения от бортовой сети к системе кондиционирования воздуха в кабине.
2. АНТИОБЛ. ОБДУВ — 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-рулёмными фарами.
14. ФАРА ПРАВ. — для подачи напряжения от бортовой сети к системе управления посадочно-рулёмными фарами.
15. ОСВЕЩ КАБИНЫ КРАСН. — 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. САРПП ЭКСР-46 КЛ-39 — для подачи напряжения от бортовой сети к системе управления стрельбой сигнальными ракетами, системе управления аварийного покидания самолёта и системе САРПП-12ГМ.
25. РТ-12 — для подачи напряжения от бортовой сети к системе защиты двигателя от перегрева.

Электрощиток задней кабины

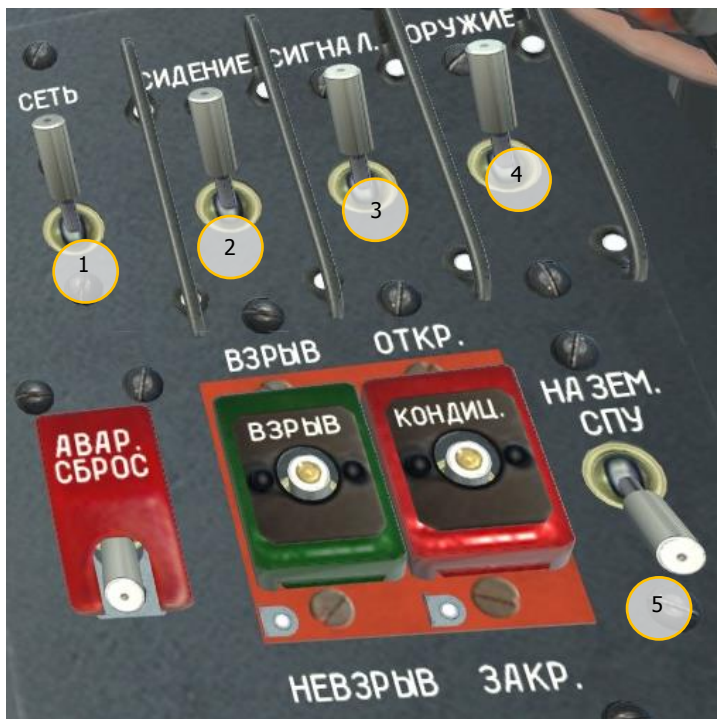


Рис. 98. Электрощиток задней кабины

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.

Включение источников постоянного и переменного тока в сеть и контроль за их работой

Включение в бортовую сеть аэродромного источника питания:

- Подключение наземного источника питания осуществляется выключателем АККУМ., расположенным на основном электрощитке передней кабины. Контроль подключения аэродромного источника питания в кабине самолёта лётчиком осуществляется по загоранию лампы с символом стартовой тележки на левой панели в передней кабине и по вольтамперметру (напряжение 27–29 В). Вольтамперметр в задней кабине не установлен.



Рис. 99. Сигнал аэродромного источника питания и вольтамперметр

Включение в бортовую сеть аккумулятора 12-САМ-28

- Для включения в сеть аккумуляторной батареи необходимо включить выключатель АККУМ на основном электрощитке. Контроль включения осуществляется по вольтметру и сигналам ГЕНЕРАТОР и ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР, работающих в мигающем режиме на аварийном табло. Напряжение по вольтметру 24 В.

Включение в бортовую сеть основного генератора

- Для включения основного генератора необходимо включить выключатель ГЕНЕРАТОР ОСНОВ. на основном электрощитке 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.

Включение преобразователя СПО-1000

- Для включения СПО-1000 № I и II необходимо включить АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ.-I и АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ.-II на основном электрощитке 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.

Включение преобразователя СПТ-40:

- Преобразователь включается с помощью АЗС ДВ-Ль на основном электрощитке передней кабины.
- Контроль исправности осуществляется по нормальной работе указанных выше потребителей, питание которых он обеспечивает.
- При отказе преобразователя загорается сигнал красного цвета ПРЕОБРАЗ. 3х36 В на информационном табло обеих кабин, работает в мигающем режиме.

Включение преобразователя ПТ-500Ц:

- Преобразователь включается с помощью АЗС АГД-ГМК на основном электрощитке 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.

Реостат регулировки силы света установлен на левой панели обеих кабин.

Переключатель ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ с красной и белой чертами, обозначающий положение переключателя, установлен на левой панели обеих кабин.

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

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



Рис. 100. Пульт управления освещением кабины



Рис. 101. Переключатель и лампа аварийного освещения



Рис. 102. Белое и красное освещение передней кабины



Рис. 103. Аварийное освещение в передней кабине

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).



Рис. 104. Внешняя световая сигнализация

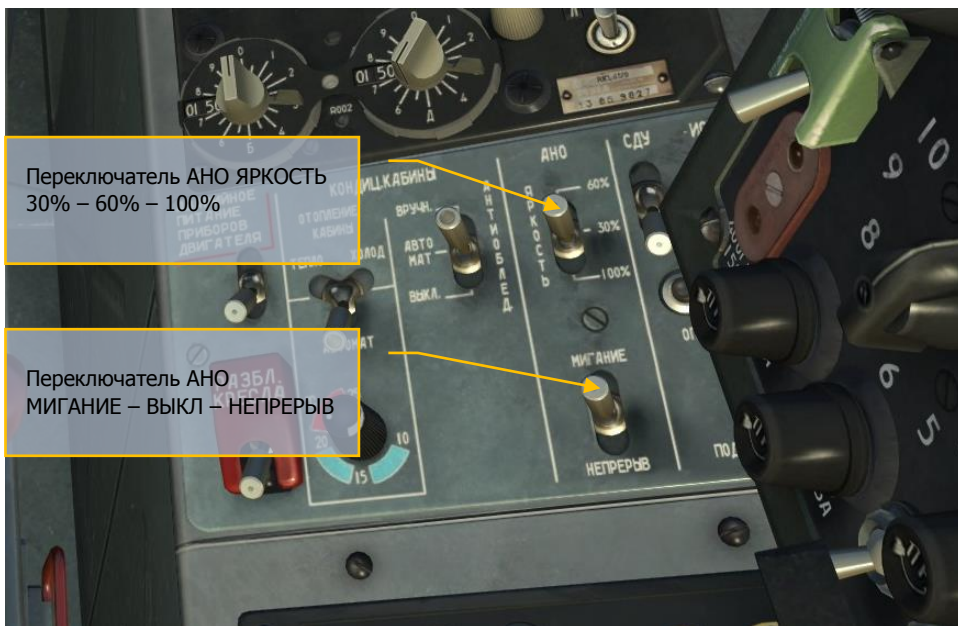


Рис. 105. Органы управления внешней световой сигнализации

Система управления посадочно-рулѐжными фарами

Предназначена для освещения рулѐжных дорожек и ВПП при полѐтах ночью.

Переклю­чател­ь ФАРА РУЛЕЖ. ПОСАД для включения и выключения режима работы фар установлен на левом борту передней и задней кабины.



Рис. 106. Переключатель ФАРА РУЛЕЖ. ПОСАД

При полётах ночью лётчик может проверить выпуск шасси с помощью рулѐжной фары. Для этого необходимо переключатель ФАРА РУЛЕЖ. ПОСАД установить в положение РУЛЕЖ. Если фары горят — шасси выпущено, если фары не горят — шасси убрано.



Рис. 107. Посадочно-рулёжные фары

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.
- Табло сигнализации положения закрылков.
- Табло сигнализации о нейтральном положении триммеров.
- Табло сигнализации о подключении аэродромного источника питания.
- Табло сигнализации вооружения.

Информационное и аварийное табло установлены 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-й 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° С.
- Т.В.Г. 700° С.

Также для выдачи аварийных режимов справа от прицела АСП-ЗНМУ-39 в передней кабине и над приборной доской в задней кабине, установлен сигнализатор аварийных режимов (САР)

САР 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.



Рис. 108. Аварийное, информационное табло и сигнализатор аварийных режимов передней кабины

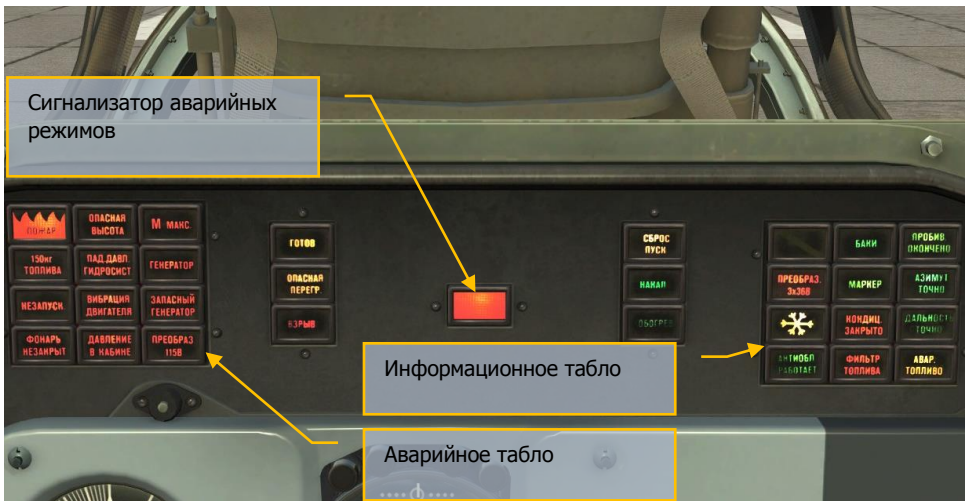


Рис. 109. Аварийное, информационное табло и сигнализатор аварийных режимов задней кабины

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



Рис. 110. Панель контроля исправности сигнальных ламп всех табло

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 аэрометрическими 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 L-39C 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.

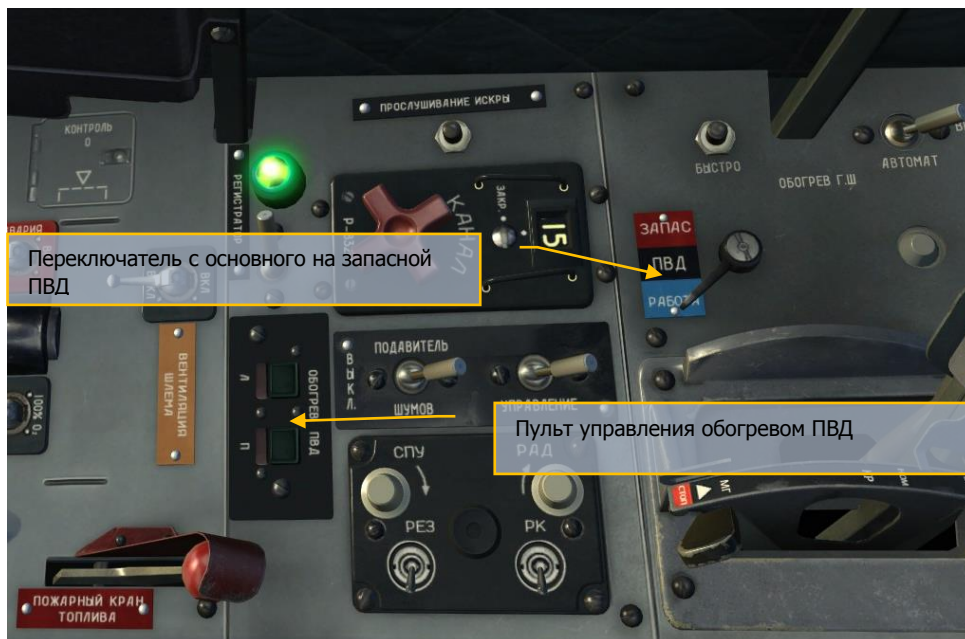


Рис. 111. Органы управления ПВД в передней кабине

Переключатель ПВД ЗАПАС. РАБОТА — для переключения с основного на запасной приёмник воздушного давления.

Кнопки-лампы ОБОГРЕВ ПВД Л и П — для электрического обогрева приёмников воздушных давлений.

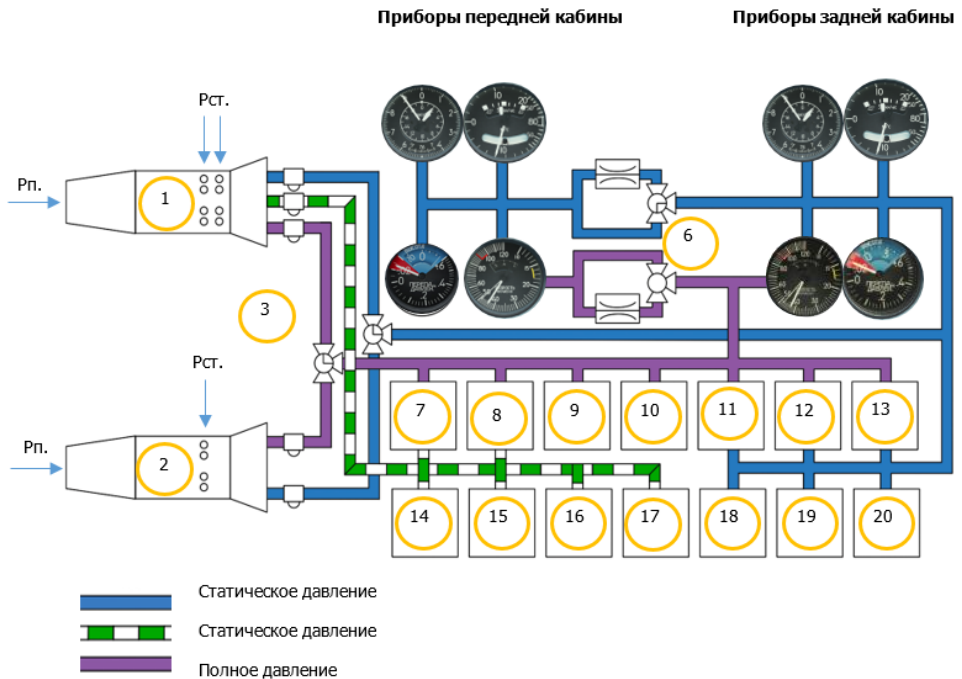


Рис. 112. Система приёмников воздушного давления самолёта

1. Основной приёмник воздушного давления.
2. Запасной приёмник воздушного давления.
3. Кран переключения с основного на запасной приёмник воздушного давления.
4. Приборы передней кабины.
5. Приборы задней кабины.
6. Краны имитации отказов.
7. Датчик скорости аппаратуры ИСКРА-К.
8. Датчик скорости аппаратуры ИСКРА-К.
9. Сигнализаторы скоростного напора катапультного кресла первой кабины.
10. Сигнализаторы скоростного напора катапультного кресла второй кабины.
11. Датчик скорости САРПП-12 ГМ.
12. Датчик скорости и автоматического включения САРПП-12 ГМ.
13. Сигнализатор скорости в цепи управления закрылков.
14. Регуляторы давления в кабине.
15. Механизм высоты АСП-ЗНМУ-39.
16. Регуляторы давления в кабине.
17. Датчик высоты аппаратуры ИСКРА-К.
18. Датчик высоты САРПП-12 ГМ.

19. Датчик радиовысотомера.
20. Датчик сигнализации опасного давления в кабине.

Для ввода имитации отказа ПВД в трубопроводах статического и полного давлений передней кабины, в кабине инструктора на среднем пульте установлены два крана: ПОЛН. ДАВЛ. РАБОТА – ДРОС. 30 сек. – ОТКАЗ и СТАТ. ДАВЛ. РАБОТА – ДРОС. 30 сек. – ОТКАЗ.

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.



Рис. 113. Пульт ввода отказов в приборы передней кабины

Пилотажно-навигационные приборы подразделяются на:

- Аэрметрические приборы.
- Гироскопические приборы.

Аэрметрические 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).

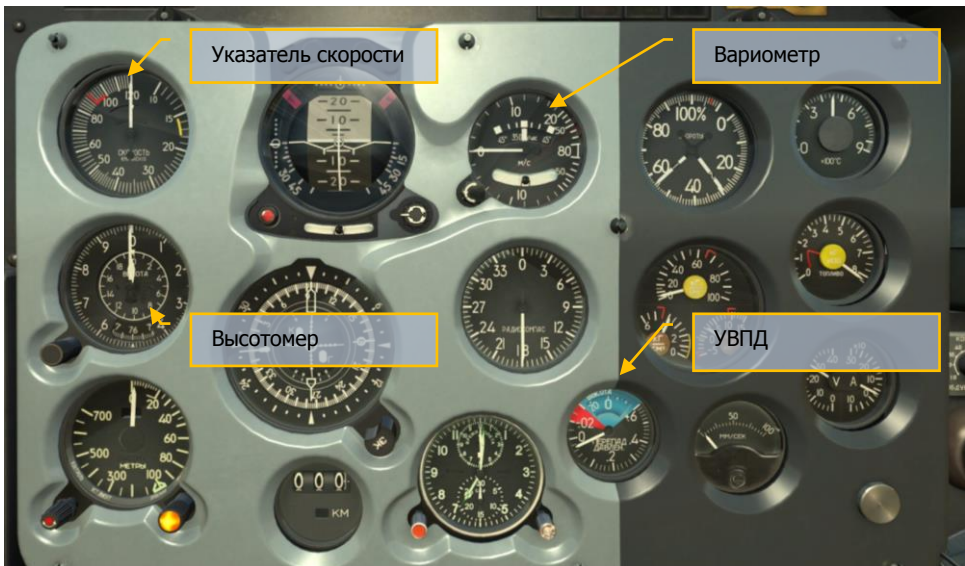


Рис. 114. Аэрметрические приборы

Барометрический высотомер ВД-20

Предназначен для измерения относительной высоты полёта. Диапазон измерения высоты 0—20 км. Высотомер установлен на приборных досках передней и задней кабины.

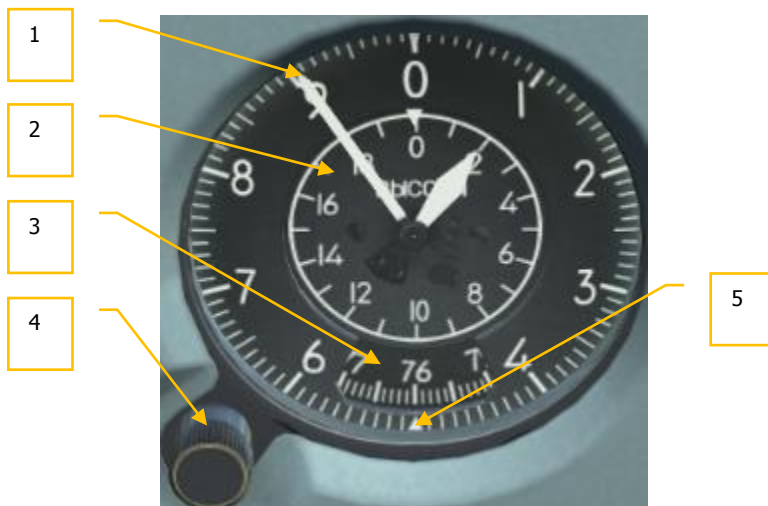


Рис. 115. Высотомер ВД-20

1. Внешняя шкала для отсчёта значений высоты в сотнях метров. Диапазон измерения высоты – 0—1000 м, оцифровка – через 100 м, цена деления – 10 м.
2. Внутренняя шкала для отсчёта высоты в километрах. Диапазон измерения высоты – 0—20 км, оцифровка – через 2 км, цена деления – 1 км.
3. Шкала барометрического давления.
4. Кремальера для установки барометрического давления в диапазоне от 670 до 790 мм рт. ст.
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

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.



Рис. 116. Указатель высоты и перепада давления

Комбинированный указатель скорости и числа М полёта КУСМ-1200

Предназначен для измерения приборной скорости от 100 до 1200 км/ч, истинной скорости — от 300 до 1200 км/ч, числа М полёта — от 0,5 до 1 и сигнализации о критическом значении числа М равного 0,78.

При достижении числа М, равного 0,78, включается сигнал М макс на аварийном табло в обеих кабинах и автоматически выпускаются тормозные щитки. Сигнал М макс работает в постоянном режиме. КУСМ-1200 установлен на приборных досках передней и задней кабины.

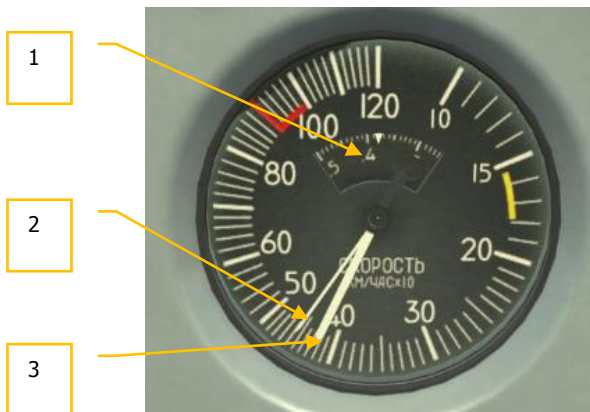


Рис. 117. Комбинированный указатель скорости

1. Шкала числа М полёта.
2. Стрелка истинной скорости.
3. Стрелка приборной скорости.

Вариометр комбинированного прибора

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

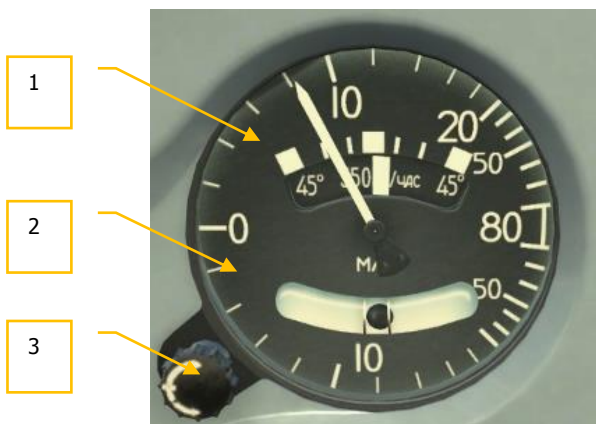


Рис. 118. Вариометр

1. Шкала вертикальной скорости набора.
2. Шкала вертикальной скорости снижения.

3. Кремальера для установки стрелки вариометра на нулевую шкалу.

Гироскопические приборы

1. Дистанционный авиагоризонт АГД-1.
2. Электрический указатель поворота и скольжения (ЭУП).
3. Акселерометр.

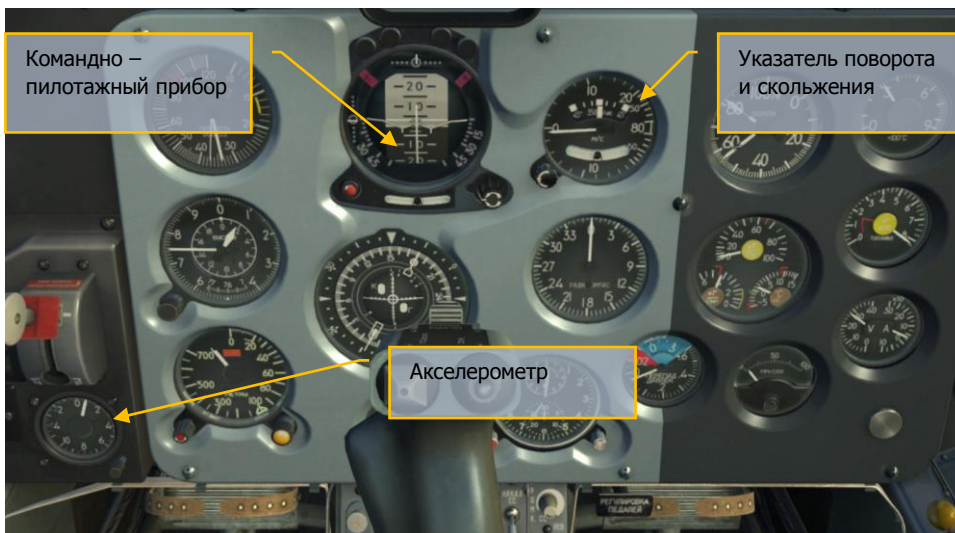


Рис. 119. Гироскопические приборы

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 L-39, на КПП-1273К расположены стрелки бокового и продольного канала, а также стрелки бокового отклонения и отклонения по высоте. Перемещение стрелок происходит от сигналов, поступающих из системы директорного управления. СДУ L-39 обеспечивает полуавтоматическое управление самолётом при заходе на посадку. Включение системы производится АЗС СДУ на основном распределительном щитке и выключателем СДУ на правой панели в передней кабине.

Для включения КПП включить выключатель АККУМ и АЗС АГД-ГМК на основном распределительном щитке передней кабины.

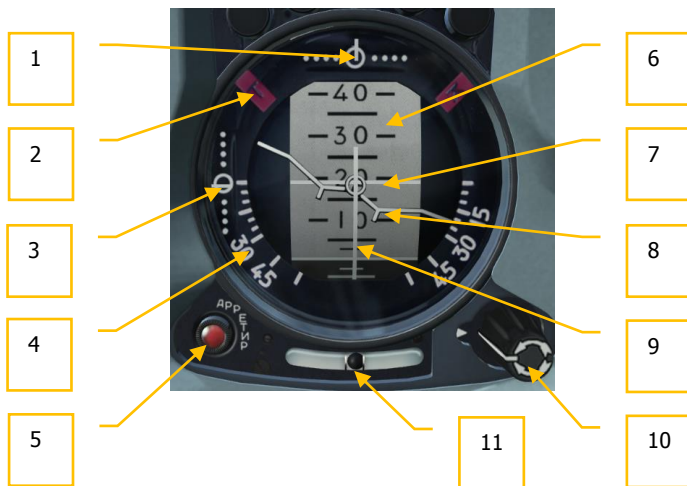


Рис. 120. Контрольно-пилотажный прибор

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

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

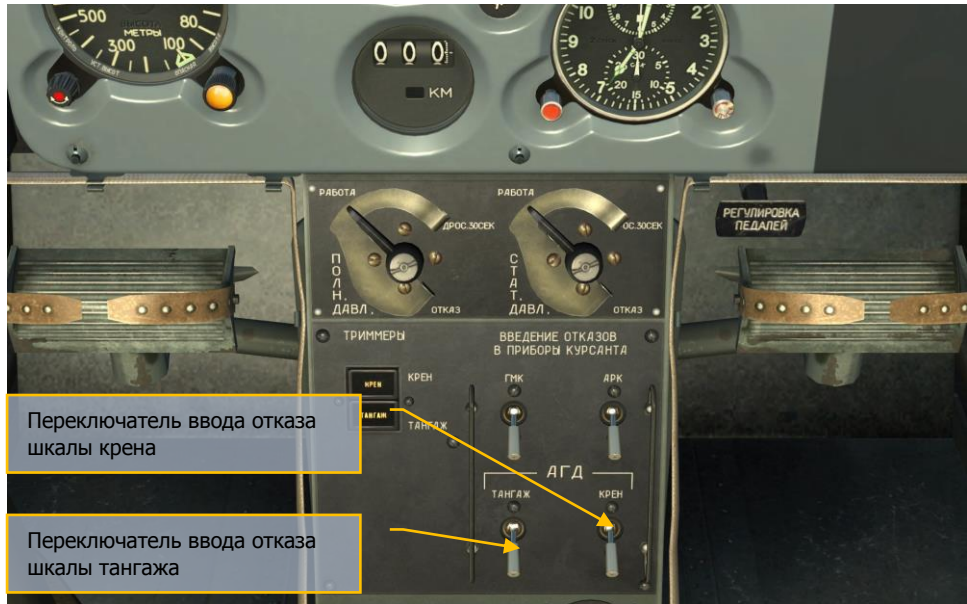


Рис. 121. Пульт ввода отказов в приборы передней кабины

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° и скорости 350 км/ч. Цена деления шкалы кренов — 15° . Для включения ЭУП необходимо включить выключатель АККУМ и АЗС ДВ-Ль на основном распределительном щитке передней кабины. ЭУП установлен на приборных досках передней и задней кабины.

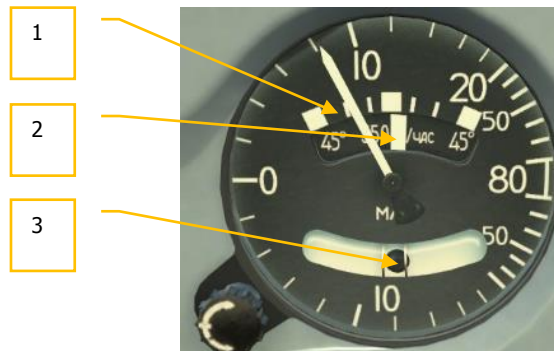


Рис. 122. Указатель поворота и скольжения

1. Шкала крена.
2. Указатель поворота.
3. Указатель скольжения.

Акселерометр

Предназначен для выдачи лётчику информации о величине нормальной перегрузки. При достижении положительной перегрузки +7,5 или отрицательной -3,5, включается предупредительный сигнал о наличии недопустимой перегрузки. В задней кабине акселерометр не установлен.



Рис. 123. Акселерометр

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.



Рис. 124. Авиационные бортовые часы

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

Измерители курса

Для измерения курса полёта на самолёте L-39C установлены:

- Магнитный компас КИ-13.
- Курсовая система ГМК-1АЭ.



Рис. 125. Измерители курса

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.



Рис. 126. Магнитный компас КИ-13

Курсовая система ГМК-1АЭ

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

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

Для включения НПП включить выключатель АККУМ и АЗС АГД-ГМК 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.

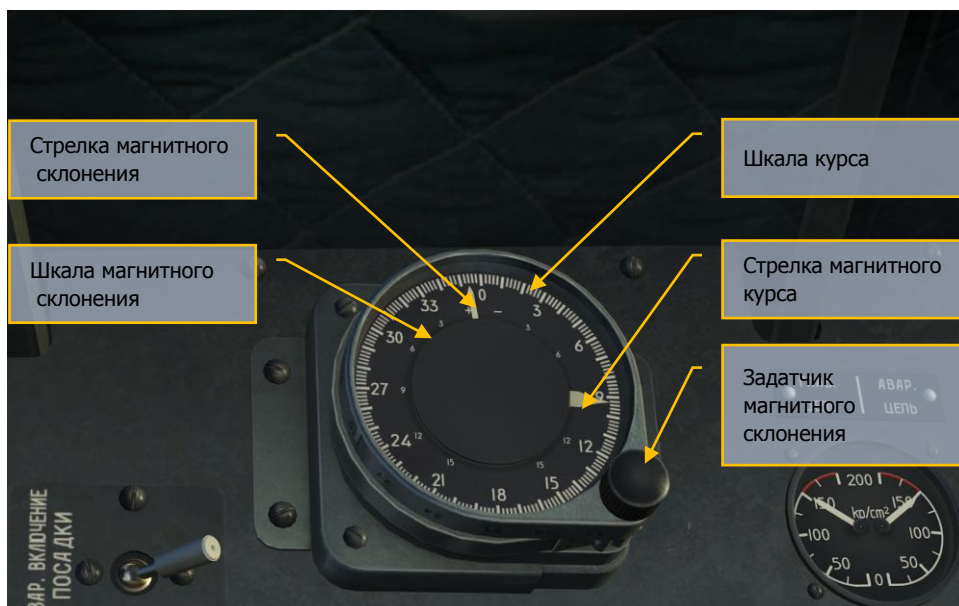


Рис. 127. Коррекционный механизм

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 случае 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.



Рис. 128. Лампа ЗАВАЛ ГА и кнопка СОГЛАС. МК

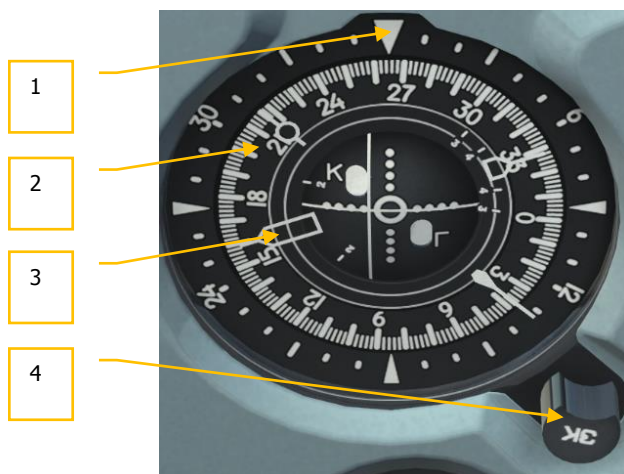


Рис. 129. Навигационно-пилотажный прибор

1. Неподвижный индекс курса.
2. Шкала курса.
3. Стрелка курсозадатчика.
4. Задатчик курса.

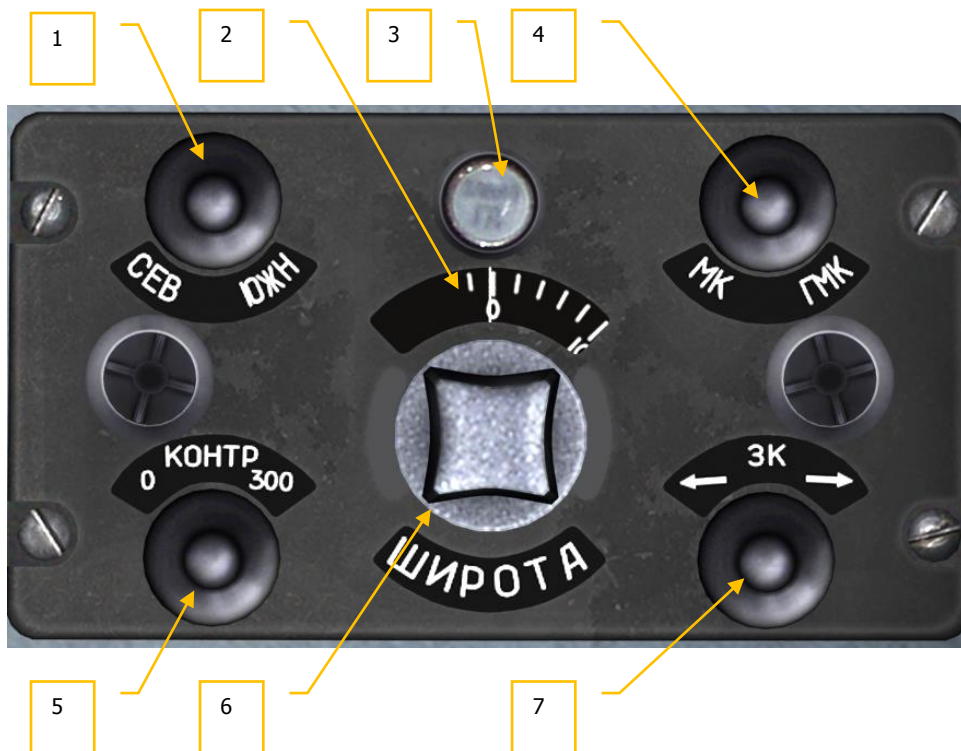


Рис. 130. Пульт управления курсовой системой

1. Переключатель СЕВ. ЮЖН — для установки северного или южного полушария.
2. Шкала широт — для установки широты местности. Установка широты необходимо для компенсации ухода гироскопа вызванного суточным вращением Земли.
3. Лампа ЗАВАЛ ГА.
4. Переключатель МК – ГПК (МК — режим магнитной коррекции. ГПК — режим гирополукомпыаса).
5. Переключатель КОНТР. 0–300° для проверки системы в режиме МК. При отклонении прерключателя в пложение 0 или 300, шкала НПП и стрелка магнитного курса КМ-8 отклоняются на значение $0 \pm 10^\circ$ или $300 \pm 10^\circ$, при этом на ПУ-26Э и на приборных досках горит лампа ЗАВАЛ ГА. При отпускании переключателя курсовая система будет согласовываться по магнитному курсу с нормальной скоростью. Для того чтобы ускорить согласование, необходимо нажать кнопку СОГЛАС. МК на приборной доске или нажать переключатель ЗК на ПУ-26Э. Произойдёт согласование по магнитному курсу с большой скоростью.

6. Ручка для установки широты аэродрома (местности).
7. Переключатель ЗК предназначен для проверки курсовой системы в режиме ГПК, при отклонении ЗК влево шкала НПП отрабатывает значение в сторону уменьшения показаний, при отклонении вправо в сторону увлечения показаний. После проверки выполнить согласование курсовой системы нажатием на кнопку СОГЛАС. МК на приборной доске. Произойдёт согласование по магнитному курсу с большой скоростью. Переключатель также предназначен для ускоренного согласования курсовой системы по магнитному курсу в режиме МК.

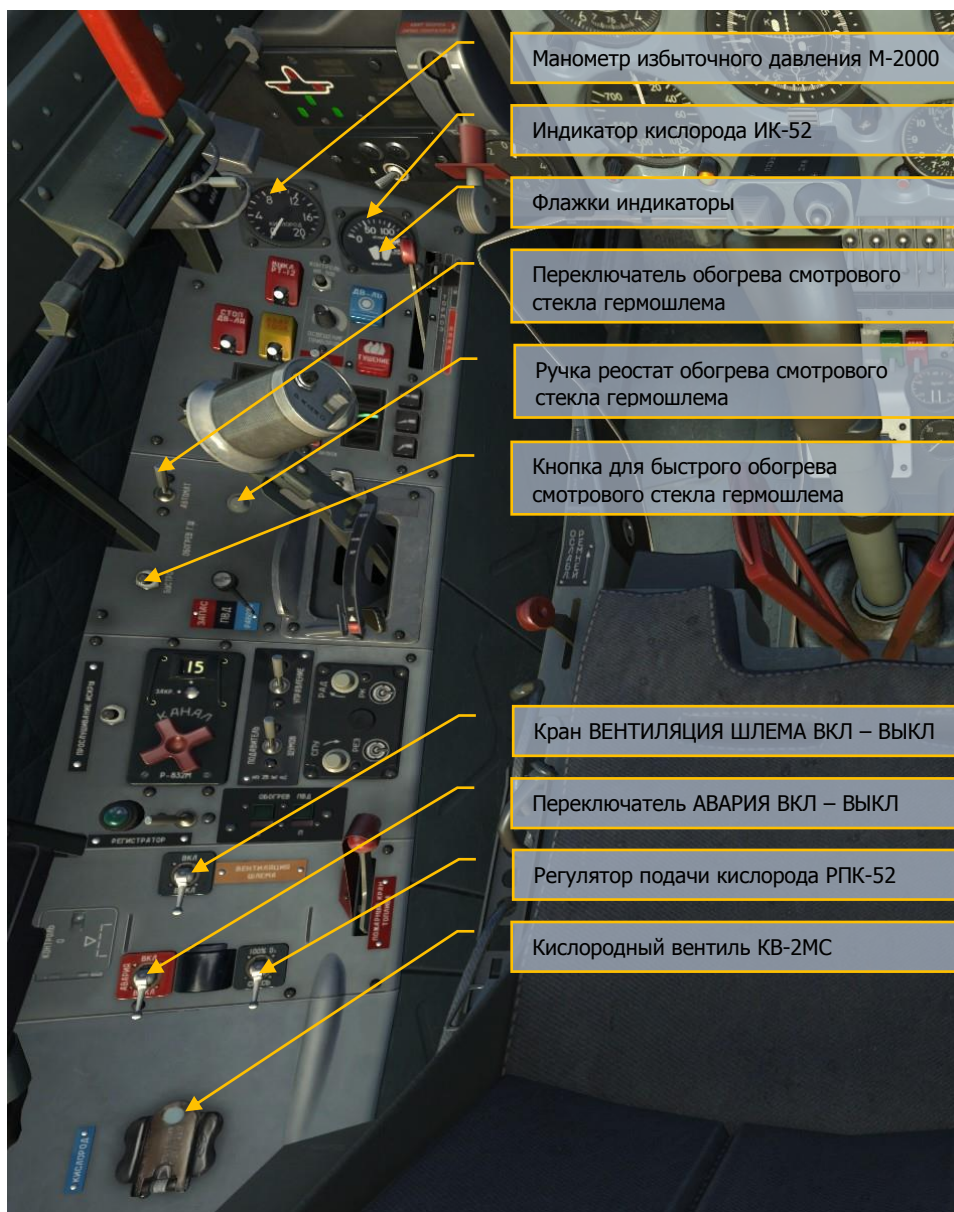
Инструктор из задней кабины может ввести отказ ГМК-1АЭ передней кабины.



Рис. 131. Пульт ввода отказов в приборы передней кабины

Кислородное оборудование самолёта

Использование кислородного оборудования в симуляторе L-39C 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, высотнo-компенсирующий костюм и вентиляционный костюм не используются, и органы управления 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.



Манометр избыточного давления М-2000

Индикатор кислорода ИК-52

Флажки индикаторы

Переключатель обогрева смотрового
стекла гермошлема

Ручка реостат обогрева смотрового
стекла гермошлема

Кнопка для быстрого обогрева
смотрового стекла гермошлема

Кран ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА ВКЛ – ВЫКЛ

Переключатель АВАРИЯ ВКЛ – ВЫКЛ

Регулятор подачи кислорода РПК-52

Кислородный вентиль КВ-2МС

Рис. 132. Органы управления кислородным оборудованием в передней кабине

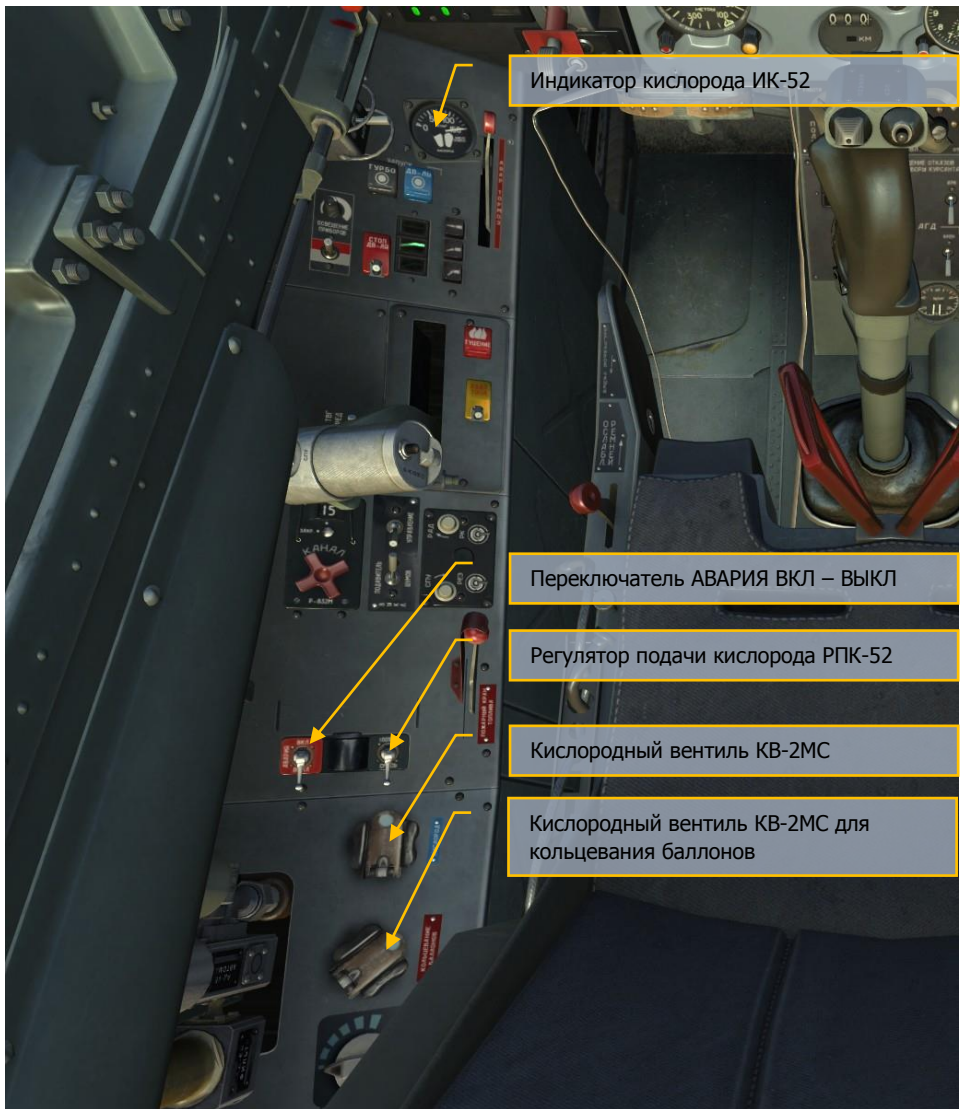


Рис. 133. Органы управления кислородным оборудованием в задней кабине

ККО-5 установлен в передней и задней кабине.

Органы управления ККО-5:

- Манометр избыточного давления М-2000К — предназначен для контроля избыточного давления в системе дыхания. Расположен на левом пульте в передней кабине. В симуляторе – не задействован.
- 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. Флажки индикаторы при вдохе сходятся, а при выдохе расходятся.
- Переключатель АВТОМАТ – ВЫКЛ — для электрообогрева смотрового стекла гермошлема, расположен на левом пульте передней кабины. В симуляторе не задействован.
- Ручка реостат обогрева смотрового стекла гермошлема. В симуляторе не задействован.
- Кнопка БЫСТРО ОБОГРЕВ ГШ — для быстрого обогрева смотрового стекла гермошлема, установлена на левом пульте передней кабины. В симуляторе не задействована.
- Кран ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА ВКЛ – ВЫКЛ — предназначен для вентиляции гермошлема, установлен на левой панели в передней кабине. В симуляторе не задействован.
- АВАРИЯ ВКЛ – ВЫКЛ — предназначена для включения непрерывной подачи кислорода.
- Регуляторы подачи кислорода РПК-52. Рукоятка 100% O₂ – СМЕСЬ — для автоматического регулирования подачи кислорода в зависимости от высоты полёта, установлены на левом пульте обеих кабин, рукоятка
- Кислородный вентиль КВ-2МС КИСЛОРОД — предназначены для подачи кислорода от ёмкостей к комплекту.
- Кислородный вентиль КВ-2МС КОЛЬЦЕВАНИЕ БАЛЛОНОВ — для соединения магистралей передней и задней кабины. Расположен в задней кабине.

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%O₂ – 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 РЕГИСТРАТОР, расположенным на левой панели передней кабины. После включения системы начинает мигать лампа зелёного цвета, расположенная возле выключателя РЕГИСТРАТОР. Если лётчик не включил выключатель РЕГИСТРАТОР, предусмотрено автоматическое включение и выключения САРПП-12 ГМ по достижению скорости 120 км/ч.

В модуле самолёта L-39С САРПП-12ГМ реализована следующим образом: при просмотре трека можно вывести окно с параметрами выполненного полёта.



Рис. 134. Выключатель РЕГИСТРАТОР и сигнальная лампа

Радиоэлектронное оборудование самолёта

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.

Пульт управления находится на левой панели в обеих кабинах.

Включение Р-832М производится с помощью выключателя АККУМ и АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-I, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-II, АЗС РТЛ 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.

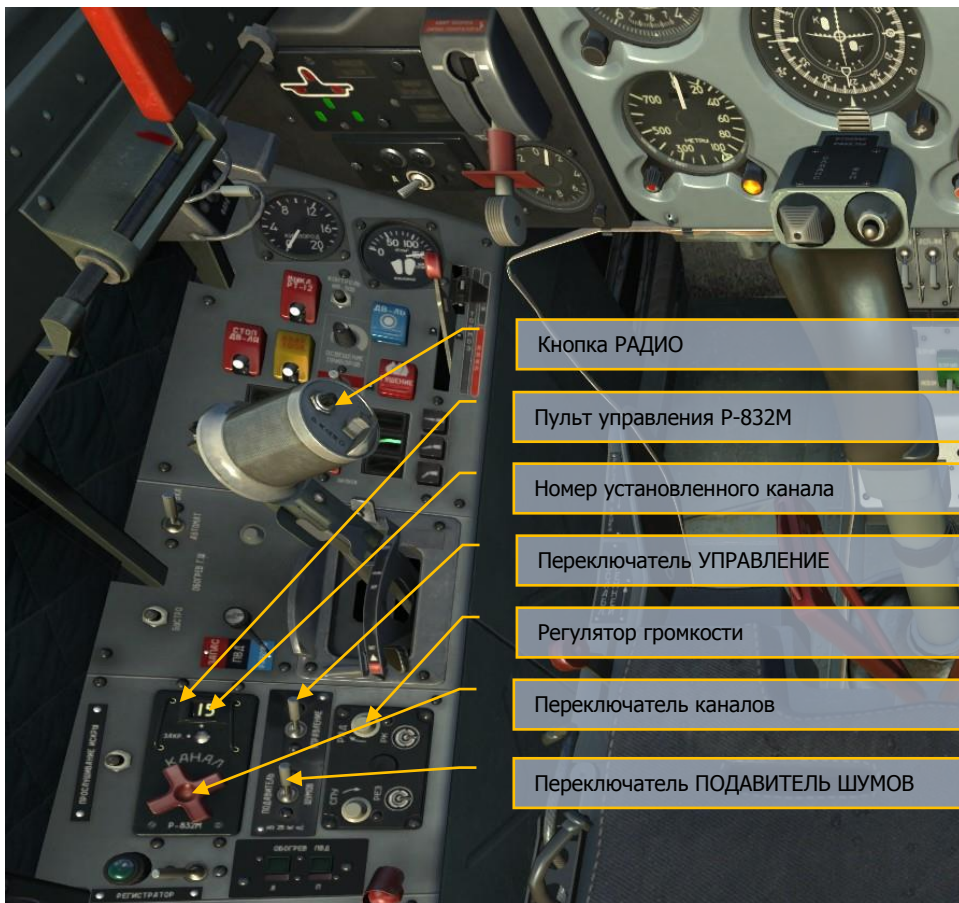


Рис. 135. Органы управления радиостанцией в передней кабине

- Переключатель КАНАЛ — для переключения каналов связи.
- Переключатель УПРАВЛЕНИЕ — для подключения передатчика к передней или задней кабине (контроль осуществляется по подсвету номера канала).
- Регулятор громкости РАД — для регулировки громкости внешней радиосвязи и сигналов самопрослушивания.
- Выключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ – ВЫКЛ — для включения подавителя шумов.

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 и АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-І, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-ІІ, АЗС РТЛ 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.

Пульты управления размещаются на левой панели обеих кабин, рядом с пультом управления Р-832М.

Кнопка СПУ расположена на торцевой части РУД в обеих кабинах и на РУС в задней кабине.

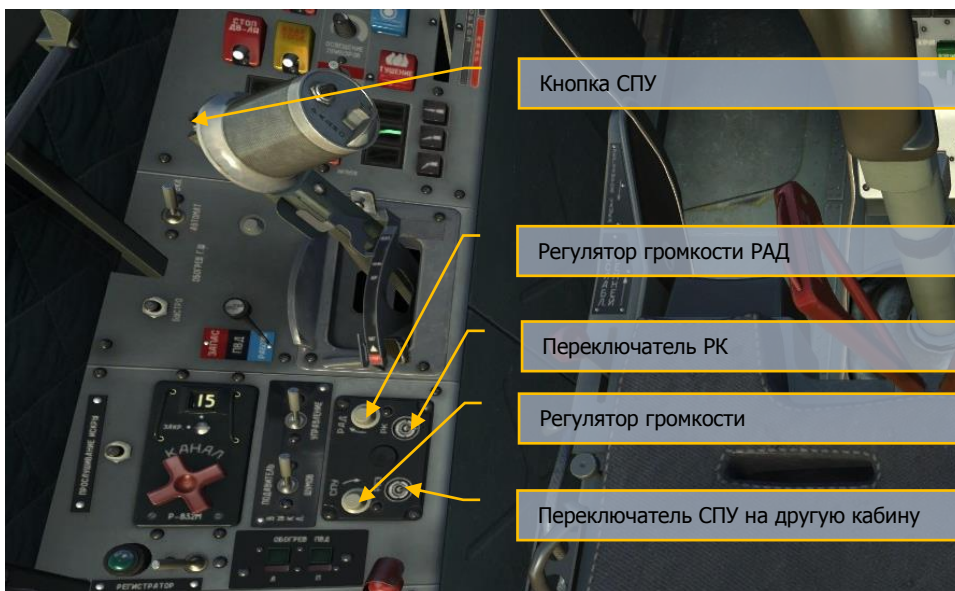


Рис. 136. Органы управления СПУ-9 в передней кабине

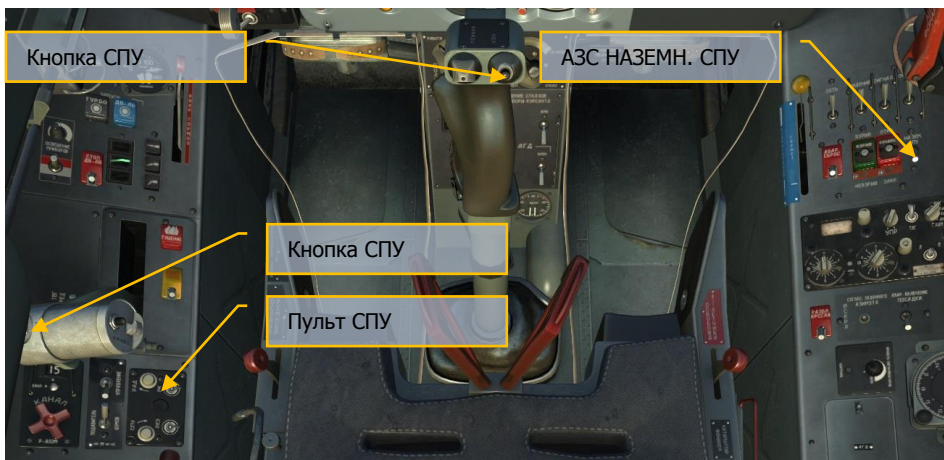


Рис. 137. Органы управления СПУ-9 в задней кабине

- Регулятор громкости РАД — для регулировки громкости внешней радиосвязи и сигналов самопрослушивания.
- Переключатель РК — для прослушивания позывных ДПРС и БПРС.
- Регулятор громкости СПУ — для регулировки громкости СПУ.
- Переключатель РЕЗ — для переключения СПУ на другую кабину.
- 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 радиокompас РКЛ-41

Предназначен для определения направления на приводные радиостанции.

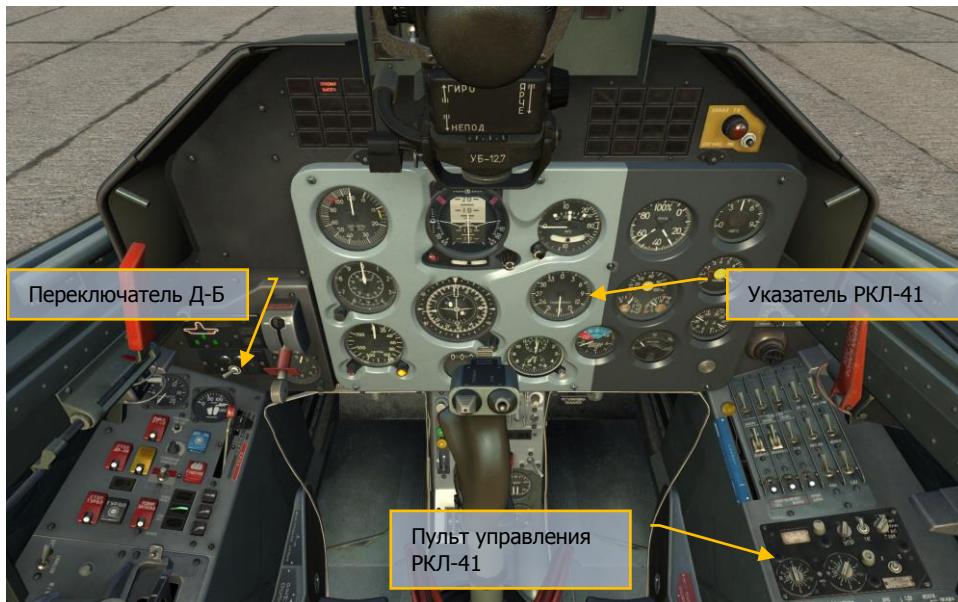


Рис. 138. Органы управления и индикации РКЛ-41 в передней кабине

- 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.

Включение РКЛ-41 производится с помощью выключателя АККУМ, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-I, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-II, АЗС РТЛ на основном электрощитке передней кабины.

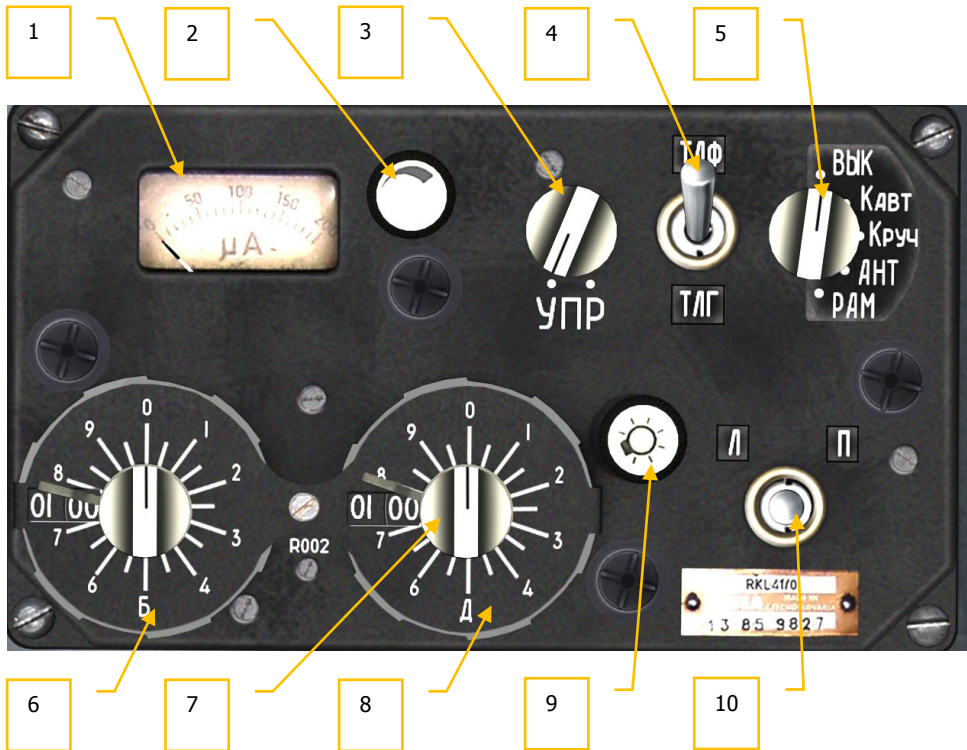


Рис. 139. Пульт управления РКЛ-41

1. Индикатор настройки — предназначен для точной настройки РКЛ на заданную частоту по максимальному отклонению стрелки.
2. Ручка регулировки громкости.
3. Переключатель пультов управления — предназначен для переключения пультов управления. К РКЛ подключён тот пульт управления, на котором горят лампы подсвета.
4. Переключатель ТЛФ – ТЛГ — для подключения фильтров приёмного тракта.
5. 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 АНТЕННА направление на приводную радиостанцию не определяется. Используется для настройки РКЛ на частоты приводных радиостанций. Режим КОМПАС для слухового пеленгования радиостанций.

6. 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.
7. Ручка точной настройки — для подстройки РКЛ по максимальной слышимости сигналов в режиме ТЛФ и по максимальному отклонению стрелки в режиме ТЛГ.
8. 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.
9. Ручка регулировки яркости подсветки.
10. Переключатель Л – П — для ручного вращения антенны.

Проверка и настройка радиоконцентра РКЛ-41

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

- а) На пульте управления СПУ-9 переключатель РК – ВЫК установить в положение РК.
- б) На пульте управления радиоконцентра:
 - Переключатель Д – Б на приборной доске установить в положение Д.
 - Переключатель управления радиоконцентра поставить в положение «на свою кабину».
 - Установить максимальную громкость, повернув ручку регулятора громкости в крайнее правое положение.
 - Включить радиоконцентра, переведя переключатель рода работ из положения ВЫКЛ в положение АНТ, при этом должен включиться подсвет пульт 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 ДПРС.
 - Перевести переключатель ТЛГ – ТЛФ в положение ТЛГ и ручкой точной настройки подстроить радиоконцентра 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 радиоконцентра должна показывать курсовой угол ДПРС.
 - 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 ДПРС.

- переключатель Д – Б установить в положение Б, произвести настройку радиокompаса на ближнюю приводную радиостанцию ручками настройки декады Б и проверить его работу в порядке, указанном для ДПРС.
- 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.



Рис. 140. Пульт ввода отказов в приборы 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 системы 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.
- ПОСАДКА.

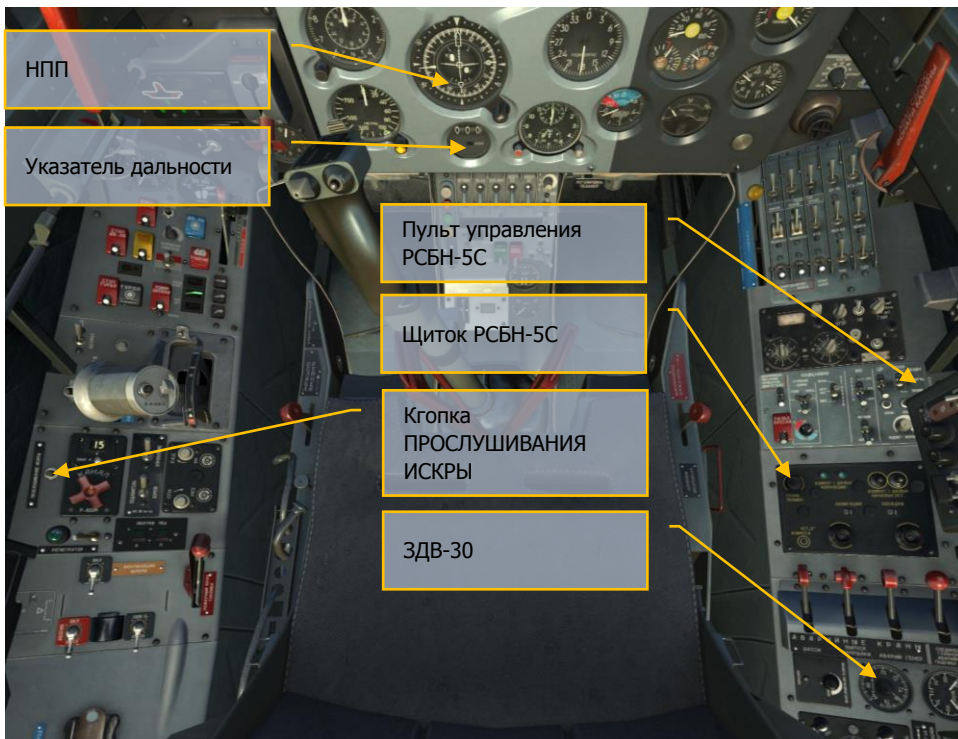


Рис. 141. Органы управления и индикации РСБН-5С в передней кабине

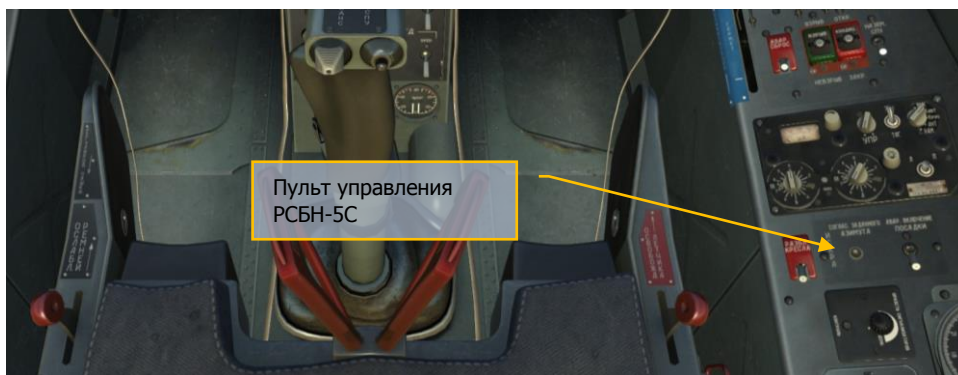


Рис. 142. Органы управления и индикации РСБН-5С в задней кабине

В режиме НАВИГАЦИЯ определяется:

- Азимут самолёта по прибору НПП.
- Дальность относительно радиомаяка по прибору ППД-2.

При отсутствии сигналов по радиоканалу измерения азимута и дальности осуществляется по данным автономного счисления.

Автономное счисление координат производится с накоплением ошибки, величина которой зависит от времени полёта. Устраняются накопленные ошибки при автономном счислении азимута и дальности с помощью нажимных переключателей АЗИМУТ/ДАЛЬН НАЧАЛЬН.УСТ. на щитке управления РСБН-5С.

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 глissадный планке прибора НПП.

При окончании режима пробивания облачности 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 глissадного (ГРМ) радиомаяков.
- Положение глissады 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 глissадного радиомаяка.

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

Включение РСБН-5С производится с помощью выключателя АККУМ, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-I, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-II, АЗС АГД-ГМК, АЗС ИСКРА 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 и ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО.

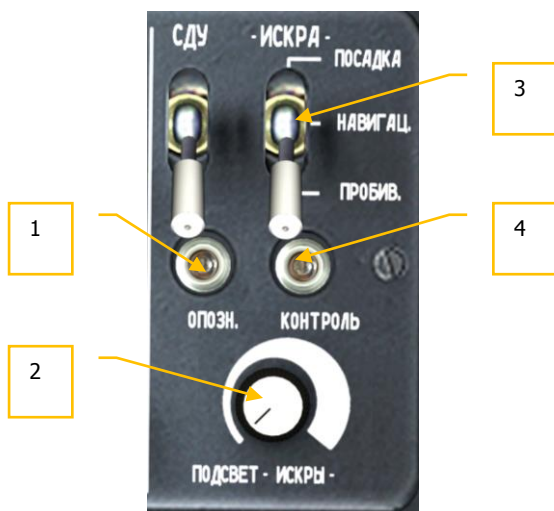


Рис. 143. Пульт управления РСБН-5С в передней кабине

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



Рис. 144. Кнопка прослушивание ИСКРЫ в передней кабине

При нажатии прослушиваются позывные наземного маяка РСБН, установлена на левом пульте в передней кабине.

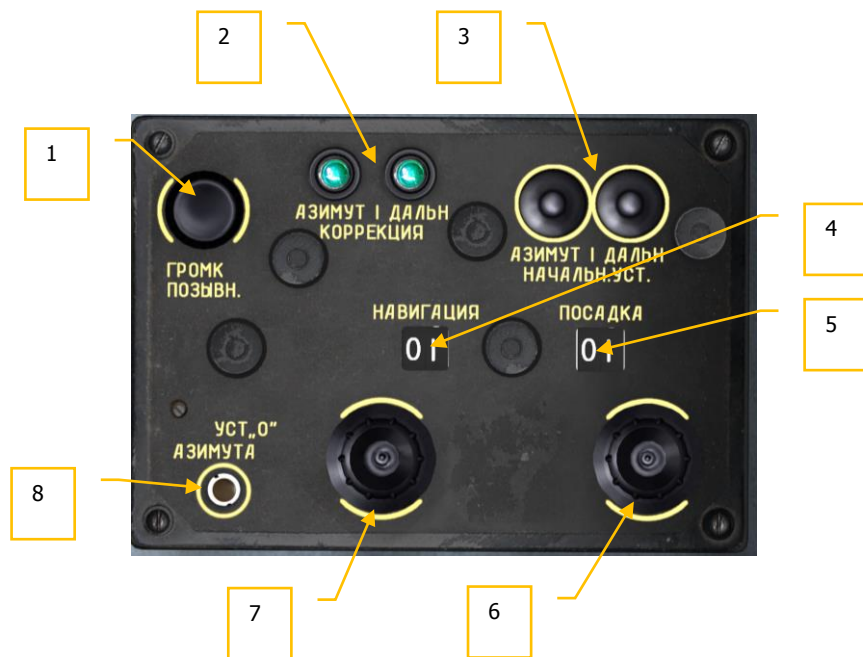


Рис. 145. Щиток управления РСБН-5С в передней кабине.

1. Ручка ГРОМК. ПОЗЫВН — для регулировки громкости позывных наземных маяков РСБН.
2. Сигнальные лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТА и ДАЛЬН — для контроля работоспособности азимутального и дальномерного канала. При автономном счислении координат лампы АЗИМУТ/ДАЛЬН КОРРЕКЦИЯ не горят.
3. Нажимные переключатели АЗИМУТ/ДАЛЬН НАЧАЛЬН.УСТ. — для установки фактических значений азимута и дальности для устранения накопленных ошибок при автономном счислении.
4. Индикация выбранного канала навигации.
5. Индикация выбранного канала посадки.
6. Переключатель ПОСАДКА на 40 каналов — для установки каналов посадки.
7. Переключатели НАВИГАЦИЯ на 40 каналов — для установки каналов навигации.
8. Кнопка УСТ. «0» АЗИМУТА — для проверки калибровки азимутального канала.



Рис. 146. ЗДВ-30 в передней кабине

ЗДВ-30 предназначен для установки барометрического давления аэродрома посадки при использовании режима ПРОБИВАНИЕ ОБЛАЧНОСТИ ВНИЗ. Установка барометрического давления необходимо для формирования программы снижения по кривой пробивания облачности и сигнала отклонения от заданной программы снижения. Положение заданной программы снижения указывает глиссадная планка на приборе НПП.

Управление аппаратурой ИСКРА-К из второй кабины

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 и ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО. При автономном счислении координат сигналы не горят.

Радиовысотомер малых высот РВ-5

Предназначен для определения истинной высоты полёта над пролетаемой местностью в диапазоне от 0 до 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, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-I, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-II, АЗС МРП-РВ 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 ± 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.



Рис. 147. Радиовысотомер малых высот РВ-5

1. Бленкер отказа радиовысотомера.
2. Кнопка-ручка установки опасной высоты.
3. Индекс опасной высоты.
4. Лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА.

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, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-I, АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-II, АЗС МРП-РВ на основном распределительном щитке передней кабины.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТА



ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТА

Эксплуатационные ограничения самолёта

№ п/п	Ограничения	Чем ограничивается
1	Максимальный взлётный вес: <ul style="list-style-type: none"> с бетонированной ВПП — 4 700 кг с грунтовой ВПП — 4 600 кг 	Прочностью самолёта
2	Максимальный посадочный вес — 4 500 кг (в отдельных случаях — 4 600 кг)	Прочностью шасси
3	Максимально допустимая скорость полёта по прибору (до высоты 1 300 м) — 900 км/ч	Прочностью самолёта
4	Максимально допустимое число М полёта по прибору (на высотах более 1 300 м) — 0,8	Устойчивостью и управляемостью самолёта
5	Максимально допустимые перегрузки для полётного веса 4 200 кг и менее: <ul style="list-style-type: none"> положительная — 8 отрицательная — 4 для полётного веса более 4 200 кг: <ul style="list-style-type: none"> положительная — 7 отрицательная — 3,5 для полёта с выпущенными закрылками: <ul style="list-style-type: none"> положительная — 2 отрицательная — не допускается 	Прочностью самолёта
6	Минимально допустимая скорость полёта по прибору — 200 км/ч	Запасом Су до сваливания
7	Максимально допустимые скорости полёта по прибору: <ul style="list-style-type: none"> с выпущенным шасси — 340 км/ч с выпущенными закрылками (во взлётном и посадочном положении) — 310 км/ч 	Прочностью щитков шасси и узлов подвески закрылков

№ п/п	Ограничения	Чем ограничивается
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 — 10 000 м	Теплонапряженностью двигателя
16	Максимальная продолжительность непрерывной работы двигателя на взлётном режиме — 20 мин	Прочностью двигателя
17	Максимально допустимая температура газов за турбиной в полёте: <ul style="list-style-type: none"> • до высоты 8 000 м — 685° С (при включённой противообледенительной системе — не более 705° С) • на высотах более 8 000 м — 715° С • на малом газе и при запуске на всех высотах — 600° С 	Теплонапряженностью 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

№ п/п	Ограничения	Чем ограничивается
20	Минимальные обороты ротора КВД при работе двигателя на аварийной системе топливопитания: <ul style="list-style-type: none"> • на высотах до 2 000 м — 56% • на высотах 2 000 м и более — 60% 	Запасом устойчивости работы двигателя
21	Максимальные обороты ротора КВД при работе двигателя на аварийной системе топливо питания: <ul style="list-style-type: none"> • на высотах до 2 000 м — 103% • на высотах от 2 000 до 8 000 м — не более 99% 	Запасом устойчивости работы двигателя
22	Максимальная высота полёта при работе двигателя на аварийной системе топливопитания — 8 000 м	Высотностью топливной системы
23	Максимальная высота полёта с выключенным подкачивающим насосом — 6 000 м	Устойчивостью работы двигателя
24	Максимальная высота полёта с включённой ПОС — 8 000 м	Теплонапряжённостью двигателя
25	Максимальная высота запуска двигателя в полёте — 6 000 м	Надёжностью запуска двигателя
26	Минимальные обороты авторотации ротора КВД при запуске двигателя в 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

Запуск двигателя и выполнение полёта

Холодный старт

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 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. 3x36 В.
 - КОНДИЦ. ЗАКРЫТО.
 - ПРЕОБРАЗ. 115В.
 - Сигнализатор аварийных режимов.

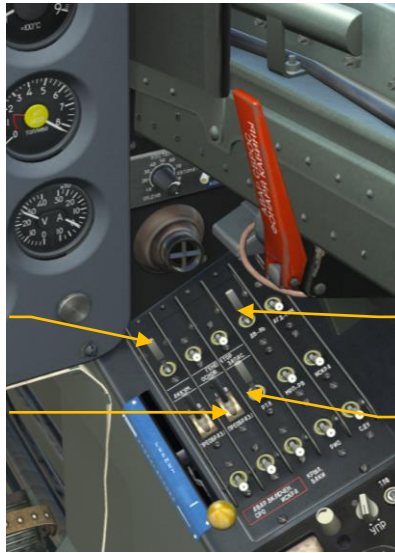
При давлении в основной гидросистеме до 100 ± 5 кг/см² горит сигнал ПАД. ДАВЛ. ГИДРОСИСТ.

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-ЛБ** сигналы НЕ ЗАПУСКАЙ и ПРЕОБРАЗ. 3x36 В. гаснут.
- **АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-I.**
- **АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-II.**
- **АЗС РТЛ.**
- **РЕГИСТРАТОР.**



АККУМ

115-В ПРЕОБРАЗ-I (II)

ДВ-ЛЬ

РТЛ



РЕГИСТРАТОР

До запуска двигателя необходимо:

- Выполнить настройку РКЛ-41 на частоты ДПРС и БПРС.
- 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.

Если запуск будет производиться от наземного источника питания, то необходимо подать команду на его подключение. [\] (радиоменю), [F8], [F2], [F1] (подключить питание). Установить колодки под колесом основных стоек [\] (радиоменю), [F8], [F4], [F1] (установить колодки).

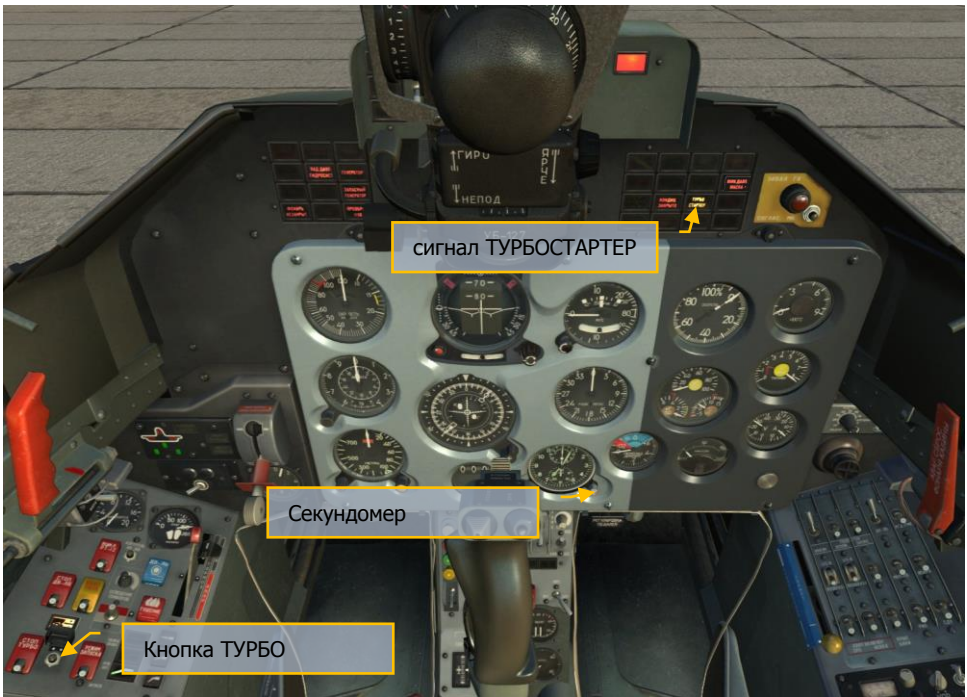
Запросить разрешение на запуск двигателя [\] (радиоменю), [F5], F3] (Разрешите запуск) после получения разрешения, выключить:

- **АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-I.**
- **АЗС 115 В ПРЕОБРАЗ-II.**
- **АЗС РТЛ.**

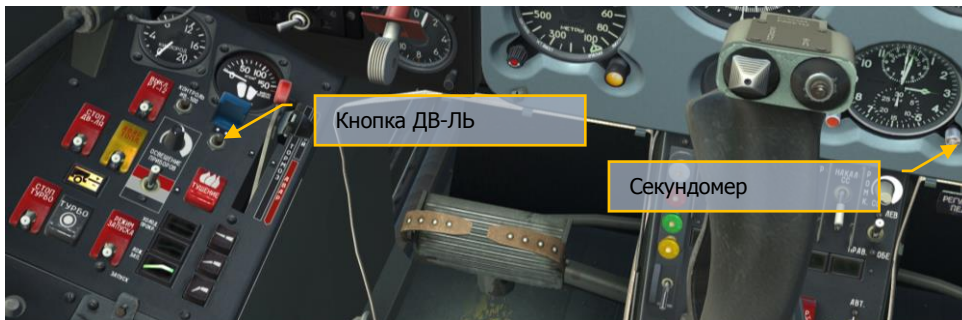
Приступить к запуску двигателя:

- Убедиться, что рычаг управления двигателем (РУД) находится в положение СТОП, не горят сигналы НЕ ЗАПУСКАЙ и ПРЕОБРАЗ. 3х36 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.



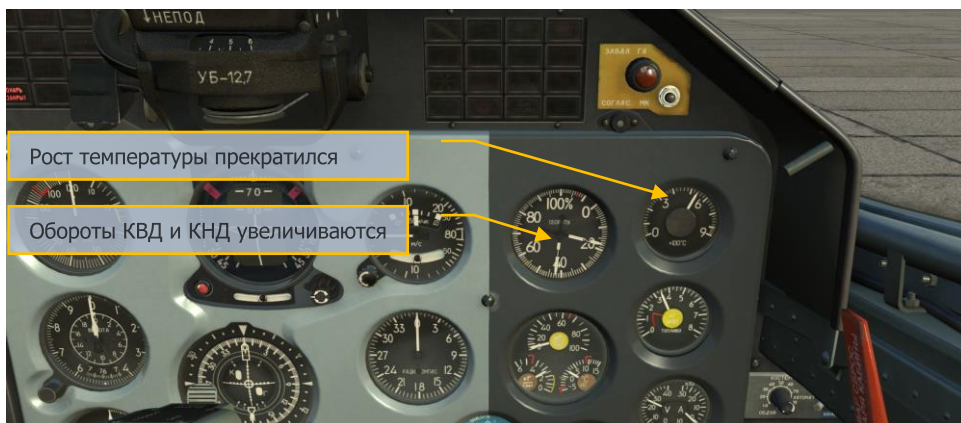
- Через 3–6 с после нажатия кнопки ДВ-Ль перевести РУД в положение МГ. [RAIt + Home].



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



- 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. Нажать кнопку секундомера.



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°C .
- Давление масла, должно быть не менее 2 кг/см^2 , сигнал МИН. ДАВЛ. МАСЛА не горит.
- Время запуска двигателя не более 50 с.



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.



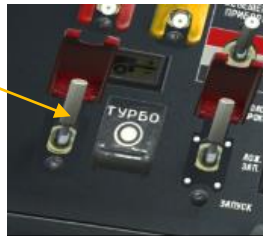
переключатель
РЕЖИМ ЗАПУСКА

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.

выключатель
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 [\] (радиоменю), [F8], [F2], [F2] (отключить питание).

Сигналы ГЕНЕРАТОР, ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР и наземного источника гаснут.

Убедиться по вольтамперметру, что напряжение в бортовой сети 27–29 В.

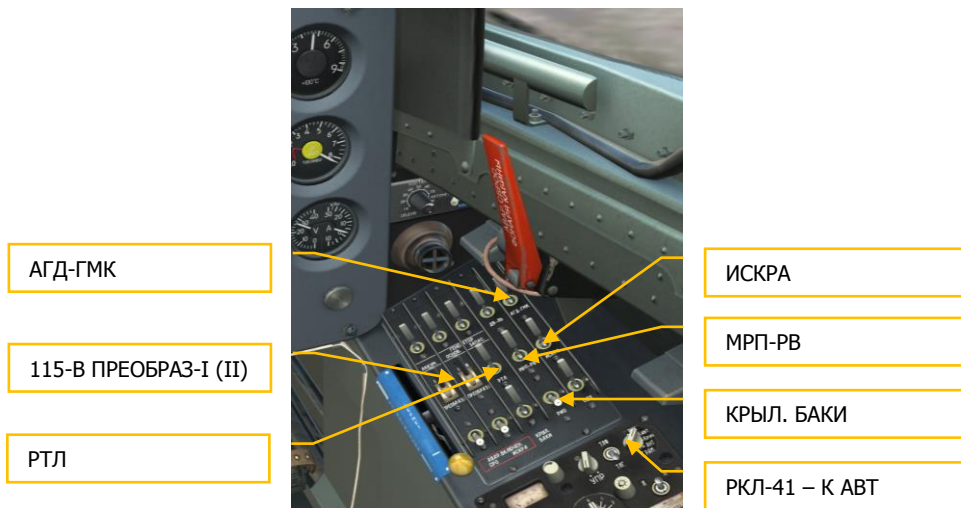
V/A - 27 – 29 V



ГЕНЕРАТОР ОСНОВ

ГЕНЕРАТОР ЗАПАС

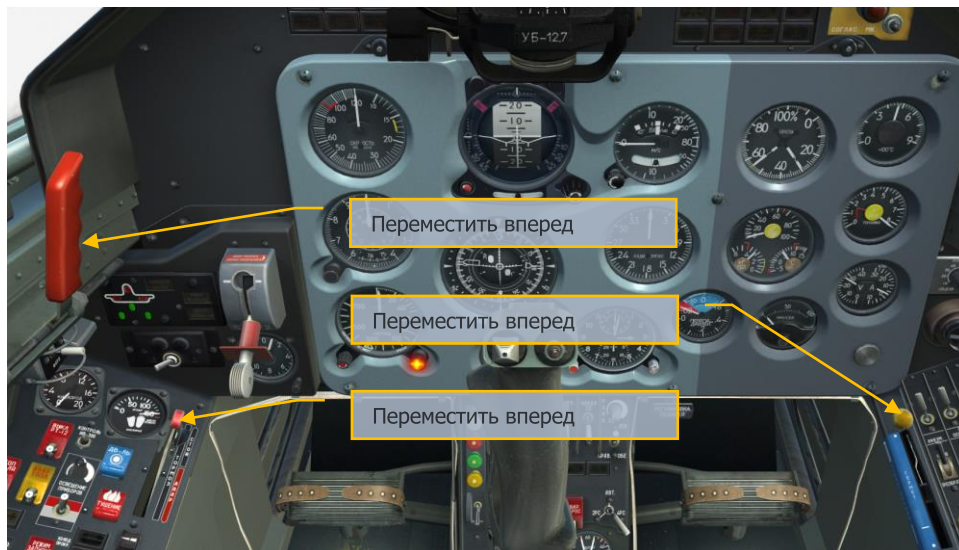
- АГД-ГМК.
- 115 В ПРЕОБРАЗ-I и 115 В ПРЕОБРАЗ II.
- РТЛ.
- МРП-РВ.
- ИСКРА.
- КРЫЛ. БАКИ.
- Переключатель рода работ на пульте управления РКЛ-41 поставить в положение Кавт, при этом должен включиться подсвет пульты управления и индикатора настройки.



- Подать команду на закрытие фонаря*, [\] (радиоменю), [F8], [F2], [F1] (закрыть фонарь).
- 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 ТОРМОЗ в крайнее переднее положение (стояночный тормоз). Флажок открывает надпись СТОЙ.

*Примечание: закрыть и открыть фонарь кабины можно самостоятельно нажатием клавиши [LCtrl + C].

При температуре наружного воздуха +5° С и ниже, а 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° [Shift+F].
- Зажать тормозной рычаг [W].
- Снять со стояночного тормоза.



- Подать команду технику «Убрать колодки» [I] (радиоменю), [F8], [F4], [F2] (убрать колодки).
- Плавно увеличить обороты двигателя [Numrad+] настолько, чтобы самолёт начал движение. Если переднее колесо было развёрнуто в момент движения с места, начавшийся разворот парировать тормозами.

Развороты на рулении выполнять отклонением педалей [Z], [X] (не менее, чем на 50% хода) с использованием тормозов [W]. Для прекращения разворота действовать кратковременными движениями противоположной педали и тормозом.

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.

Вырулить на ВПП, прорулить по прямой 10–15 м для установки переднего колеса по линии взлёта. Затормозить колеса [W].

Проверить, что триммеры руля высоты и элеронов находятся в нейтральном положении.



Если триммера не установлены в нейтральное положение, клавишами:

- [RCtrl+.] — триммер руля высоты вверх.
- [RCtrl+;] — триммер руля высоты вниз.
- [RCtrl+.] — триммер элерона влево.
- [RCtrl+/] — триммер элерона вправо.

установить триммеры в нейтральное положение.

Проверить правильность показаний компаса ГМК-1АЭ (при необходимости согласовать его) и радиоконюаса РКЛ-41, убедиться в отсутствии аварийных сигналов (исключение — сигнал 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 60 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 180–190 км/ч самолёт плавно отделяется от земли.



Рис. 148. Положение линии горизонта в передней (сверху) и задней (внизу) кабине при разбеге на двух колёсах

На высоте 15 м и скорости не менее 220 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 м и скорости не менее 250 км/ч убрать закрылки. Уборку закрылков контролировать по загоранию сигнальной лампы и возвращению кнопки уборки закрылков в исходное положение.

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 обратный 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, $K=ОПК\pm УС$.

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

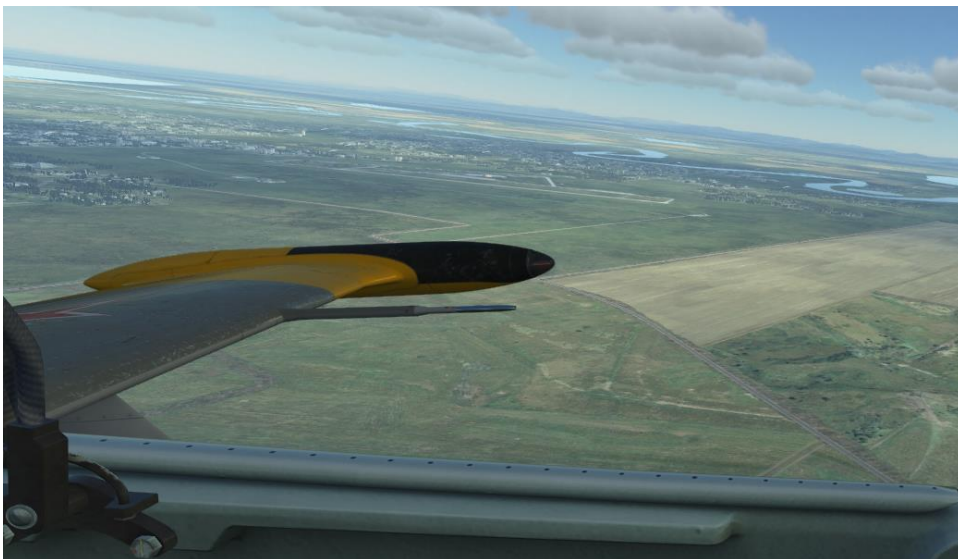


Рис. 149. Траверз ВПП

На траверзе начала 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%).

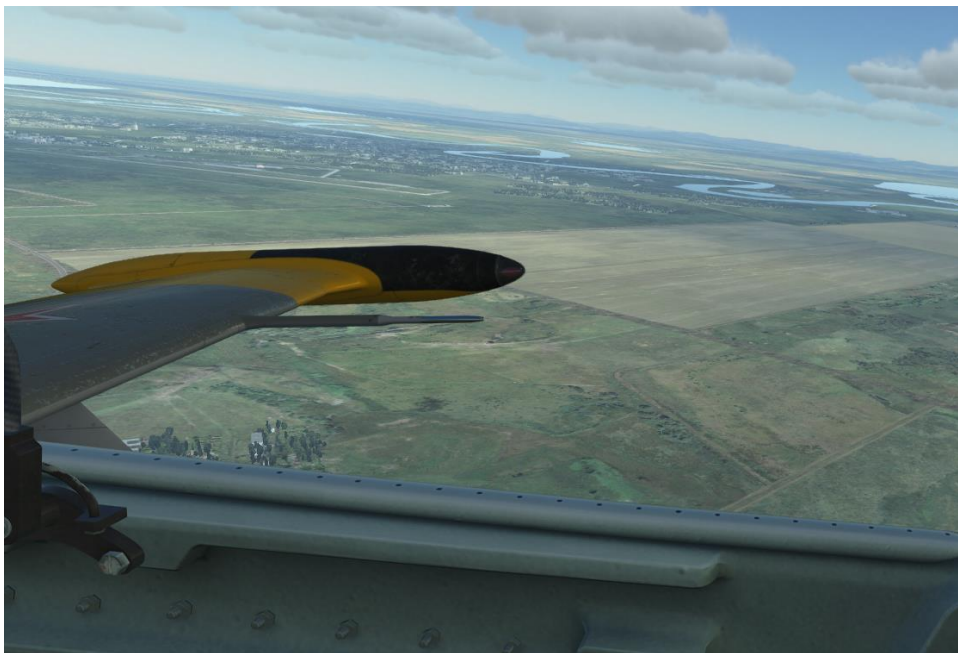


Рис. 150. Траверз начала ВПП

Третий разворот

Третий разворот начинать после пролёта траверза ДПРС 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.

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.

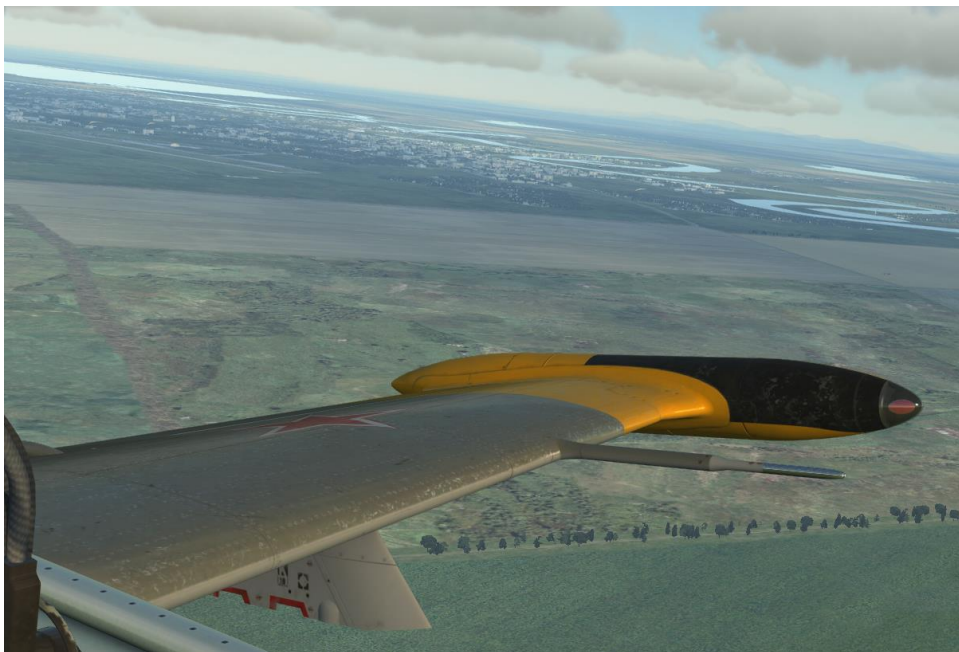


Рис. 151. Угол визирования на ВПП перед выполнением 3-го разворота

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 $15\text{--}20^\circ$.

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



Рис. 152. Угол визирования на ВПП перед выполнением 4-го разворота

После выхода из четвёртого разворота самолёт должен находиться на продолжении оси ВПП, на удалении $5\text{--}5,5\text{ км}$ от её начала, на высоте $320\text{--}330\text{ м}$.



Рис. 153. Вид на ВПП после вывода из четвёртого разворота из передней (сверху) и задней (внизу) кабин

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 ДПРС в режиме снижения на высоте 260 м и скорости 260 км/ч.



Рис. 154. Вид на ВПП из передней кабины при проходе ДПРС



Рис. 155. Вид на ВПП из задней кабины при проходе ДПРС

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

Снижение после четвёртого разворота

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



Рис. 156: Вид на ВПП из передней кабины при проходе БПРС



Рис. 157. Вид на ВПП из задней кабины при проходе БПРС

Момент пролёта ДПРС и БПРС 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°.

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.



Рис. 158. Окончание выравнивания (вид из передней кабины)



Рис. 159. Окончание выравнивания (вид из задней кабины)

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. Как только самолет прекратит приближение к земле, приостановить движение ручки на себя и убедиться, 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.



Рис. 160. Приземление самолёта на два основных колеса (вид из передней кабины)



Рис. 161. Приземление самолёта на два основных колеса (вид из задней кабины)

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.

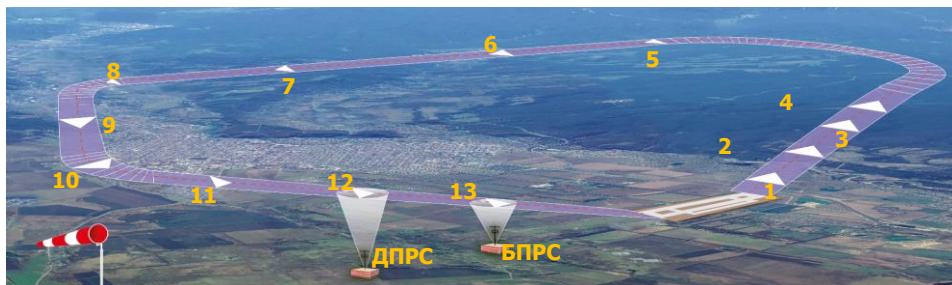


Рис. 162. Схема полёта по кругу

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° — ввод в разворот на ОПК.
5. $H=600$ м, $V=350$ км/ч. $K=ОПК\pm УС$.
6. $H=600$ м, $V=350$ км/ч. траверз маяка РСБН КУРМ= 270° (90°) ППД= $5,5-6$ км.
7. Траверз начала ВПП, $n_1=80$ %. $V=300$ км/ч — выпустить шасси.
8. $H=600$ м $V=300$ км/ч. КУР= 240° (120°), крен= 30° — ввод в 3-й разворот.
9. $n_1=85$ % $V=280$ км/ч выпустить закрылки на 25° , перевод на планирование с $V_y=4-5$ м/с.
10. $H=420-400$ м $V=280$ км/ч. крен= 30° — ввод в 4-й разворот.
11. $H=330-320$ м — вывод из 4-го разворота, выпустить закрылки на 44° .
12. $H=260$ м $V=260$ км/ч — проход ДПРС.
13. $H=60-80$ м $V=230$ км/ч — проход БПРС.

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 указателе оборотов установились на ноль, выключить оставшиеся на основном распределительном щитке АЗС и выключатель **РЕГИСТРАТОР.**

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 кг/см².

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 кг/см² на режимах с оборотами ротора КВД 95% и выше и не менее 2 кг/см² 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
200	1,25
300	2,5
400	4,0
500	5,0
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° 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.

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 накрениением 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 самолёта в штопор причём как в сторону отклонённой педали, так и в противоположную.

Штопор

Самолёт 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 1 050–1 200 и 1 400–1 700 м.

Нормальный штопор

Ввод самолёта в штопор выполнять в такой последовательности:

- Установите в горизонтальном полёте на высоте не менее 5000 м. скорость 300 км/ч.
- Переведите самолёт в набор высоты с углом 20 град. и установите обороты МГ
- На скорости 190—180 км/ч отклоните полностью педаль в сторону штопора, плавным движением РУС на себя выдерживайте нос самолёта в горизонте, при крене более 45 град. взять РУС полностью на себя, скорость при этом 170—160 км/ч. Элероны при вводе и во время штопора должны находиться в нейтральном положении. 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 самолёта из штопора при непреднамеренном срыве в штопор выполнять в такой последовательности:

- Оценить высоту.
- Определить направление вращения.
- 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 навигации

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

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.

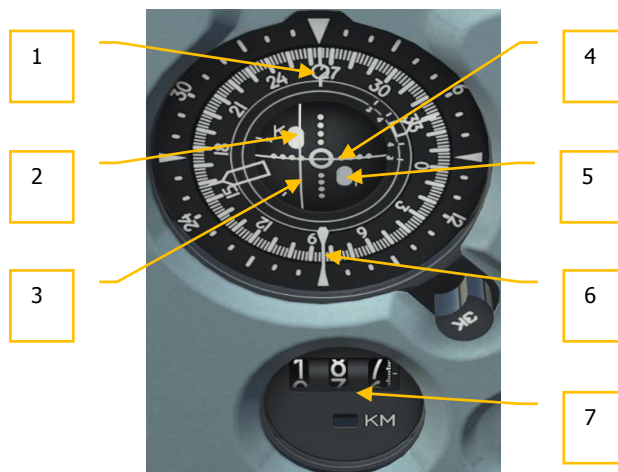


Рис. 163. Навигационно-пилотажный прибор и прибор показывающий дальность

1. Азимут самолёта.
2. Бленкер курса.
3. Курсовая планка.
4. Глиссадная планка.
5. Бленкер глиссады.
6. Направление на аэродром.
7. ППД-2.

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 L-39 на аэродромах Краснодар-Центральный, Майкоп, Крымск и Моздок установлена РСБН и оборудование посадочной радиомаячной группы (ПРМГ), в состав которого входят курсовой радиомаяк (КРМ) и глиссидный радиомаяк с ретранслятором дальности (ГРМ).

Оборудование посадочной радиомаячной группы на аэродроме Краснодар-Центральный установлено только с посадочным курсом 86° , а на аэродроме Майкоп — только с посадочным курсом 40° .

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

Расположение маяка РСБН и оборудование ПРМГ на аэродромах необходимо знать и учитывать при выходе на аэродром посадки и выполнения 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.
- Убедиться, 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.
- На ЗДВ-30 установить давление аэродрома посадки.
- Установить частоту ДПРС и БПРС аэродрома посадки, стрелка указателя РКЛ-41 должна показывать направление на ДПРС.
- 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 5 000–8 000 метров и на удаление от 50 до 132 км, то целесообразно использовать режим ПРОБИВАНИЕ ОБЛАЧНОСТИ ВНИЗ. Если удаление 12–30 км, и высота 600–1 500 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 самолёта относительно крейсерской высоты, принятой равной 8 000 м.

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

На удалении менее 21±3 км глиссадная планка показывает положение самолёта 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 самолёта относительно высоты 600 м.

Для выполнения полёта в режиме пробивания облачности необходимо:

- Проверить установку задатчика курса на значение курса посадки.
- Переключатель рода работ ПОСАДКА – НАВИГАЦИЯ – ПРОБИВ установить в положение ПРОБИВ.
- На ЗДВ–30 установить давление аэродрома посадки.
- Курсовая планка на приборе НПП покажет положение самолёта относительно маяка РСБН.
- Глиссадная планка на приборе НПП покажет положение самолёта относительно траектории пробивания облачности.
- Прибор ППД-2 индицирует дальность до маяка РСБН.
- 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 глиссадной 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 ± 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 быть 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° .

- Увеличить обороты двигателя до 90 % и далее выдерживать скорость 280 км/ч, сохранять высоту 600 м.
- По мере подхода к радиоглиссаде (Д=12 км) глиссадная планка НПП будет приближаться к центральному кружку.
- Д=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.
- Д=6 км, что должно соответствовать высоте 300 метров, выпустить закрылки на 44°, 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 ДПРС выполнить на скорости 260 км/ч, высота 200 метров, момент пролёта ДПРС определяется по звуковому сигналу и миганию сигнала МАРКЕР.
- После пролёта ДПРС контролировать уменьшение скорости, чтобы к пролёту БПРС скорость была не менее 230 км/ч.
- Пролёт БПРС выполнить на Н=80–60 м и скорости 230 км/ч, момент пролёта БПРС определяется по звуковому сигналу и миганию сигнала МАРКЕР.
- После пролёта БПРС установить визуальный контакт с посадочной полосой, уточнить положение самолёта относительно посадочной полосы и произвести посадку.

Самолёт L-39C 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 самолёта по заданной глиссаде. На приборе ППД-2 индицируется дальность до точки установки ГРМ.

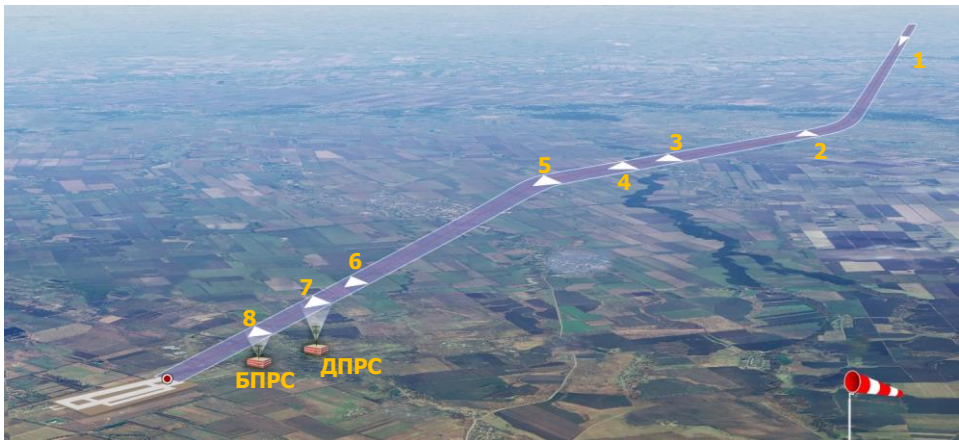


Рис. 164. Схема захода на посадку с использованием режимов ПРОБИВАНИЯ ОБЛАЧНОСТИ и ПОСАДКА

1. Снижение в режиме пробивания облачности.
2. Высота 600 м, $D=21\pm 3$ км, окончание режима пробивания облачности.
3. Высота 600 м, $D=15$ км скорость 330 км/ч – выпустить шасси.
4. Скорость 280 км/ч — выпустить закрылки на 25° .
5. Высота 600 м, $D=12$ км — вход в радиоглиссаду.
6. Высота 300 м, $D=6$ км скорость 280 км/ч — выпустить закрылки на 44° .
7. Проход ДПРС, скорость 260 км/ч, высота 200 м.
8. Проход БПРС, скорость 230 км/ч, высота 60–80 м.

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.

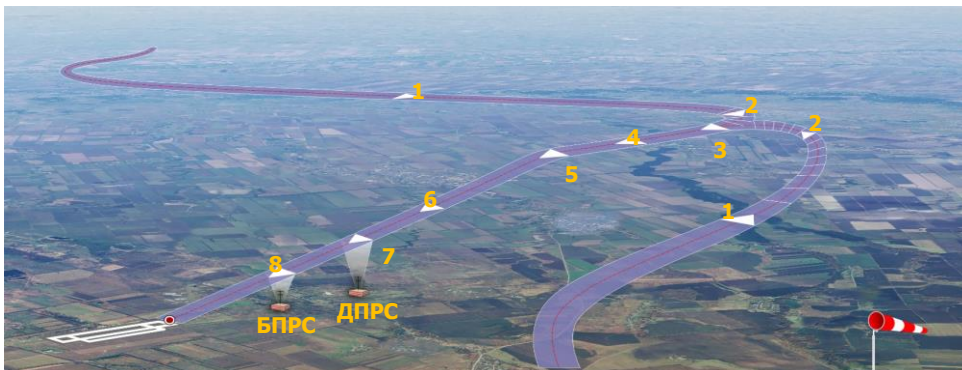


Рис. 165. Схема выхода на аэродром и выполнение захода на посадку с использованием режима ПОСАДКА

1. Маневр по выходу в створ ВПП.
2. Разворот на посадочный курс, включение режима ПОСАДКА.
3. Высота 600 м, $D=15$ км скорость 330 км/ч — выпустить шасси;
4. Скорость 280 км/ч — выпустить закрылки на 25° .
5. Высота 600 м, $D=12$ км — вход в радиоглиссаду.
6. Высота 300 м, $D=6$ км, скорость 280 км/ч — выпустить закрылки на 44° .
7. Проход ДПРС, скорость 260 км/ч, высота 200 м.
8. Проход БПРС, 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.

1. Задатчиком курса на НПП установить посадочный курс аэродрома посадки.
2. Установить частоту ДПРС и БПРС аэродрома посадки.
3. Убедиться, что стрелка кузателя РКЛ-41 показывает направление на ДПРС.
4. Используя в комплексе показания приборов НПП, РКЛ-41 и карту (F10) определить своё местоположение относительно аэродрома посадки, выполнить разворот на аэродром.
5. Для раннего обнаружения ВПП, полёт целесообразно выполнять на высотах 1000–2000 м.
6. После визуального обнаружения ВПП, выполнить маневр по выходу на ДПРС.
7. После выхода на ДПРС выполнить снижение к первому развороту до высоты 600 м вдоль ВПП, на снижении установить скорость 350 км/ч.
8. 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.

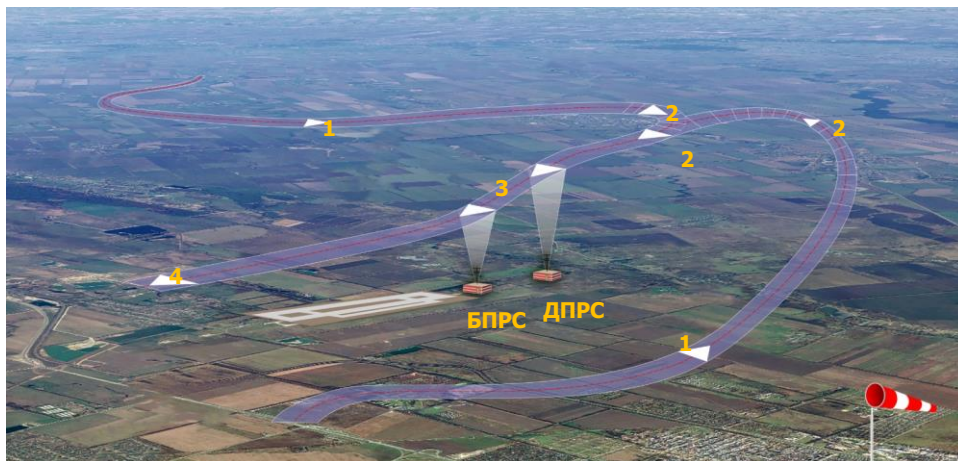


Рис 166. Схема выхода на аэродром с использованием РКЛ-41

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

ВООРУЖЕНИЕ И БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ L-390



ВООРУЖЕНИЕ И БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ L-39C

Вооружение самолёта

Самолёт L-39C 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 L-39C 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 переключателя ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ в положение ВЗРЫВ.
- Сигналы ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ (символы авиабомб) — сигнализирует о подвеске авиабомб.
- Сигнал ГОТОВ — сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч.

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 (символ авиабомб).
- 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 ЛЗ9М-117, ЛЗ9М-118.
- Электрическая система управления стрельбой и сигнализация.

Блоки УБ-16-57У подвешиваются к крыльевым балочным держателям. ПУС-36ДМ предназначен для распределения и отправки 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 (символ авиабомб) — 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.

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 (символ авиабомб).
- 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-13М.
- 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 поочерёдно в зависимости от положения переключателя, одновременный пуск ракет невозможен.
- Сигналы ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ (символы авиабомб) — сигнализируют 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 (символы авиабомб).
- 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



Рис. 167. Пульт управления вооружением в передней кабине



Рис. 168. Сигналы вооружения в передней кабине

Органы управления и сигнализации вооружения в задней кабине

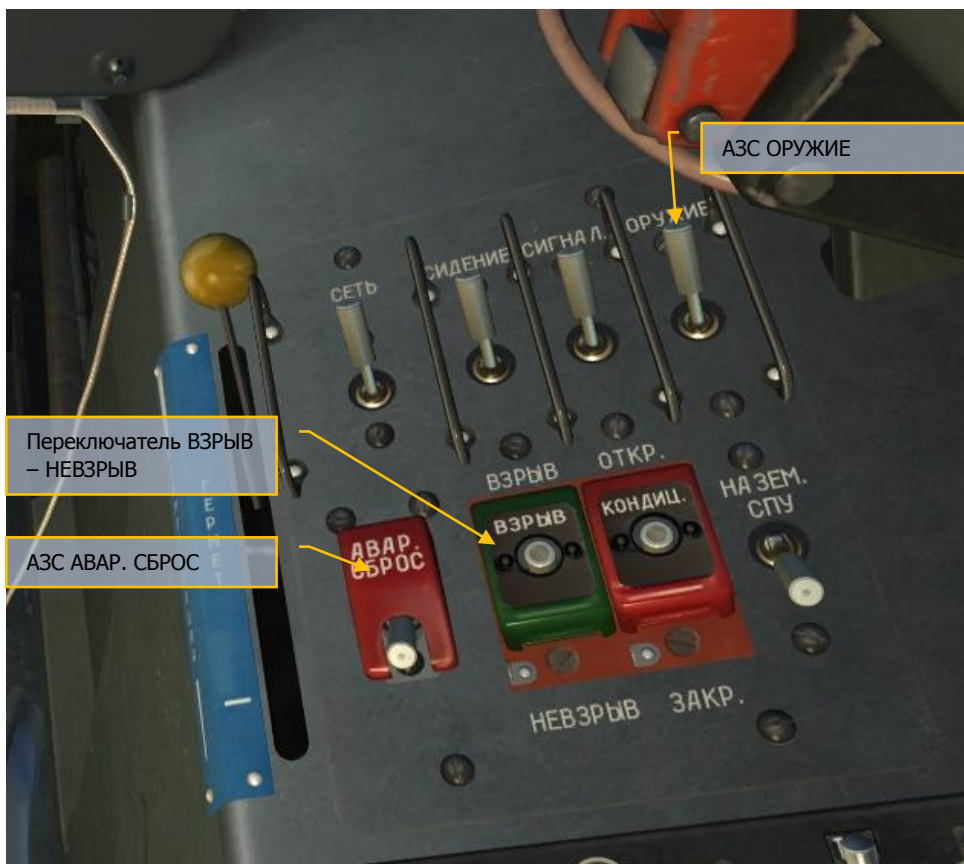


Рис. 169. Органы управления вооружением в задней кабине



Рис. 170. Сигналы вооружения

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 до 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 10 м, 750–800м.
- Максимальная дальность фотографирования цели размером 20 м, 1 300–1 500м.
- Время непрерывного фотографирования 12 сек.
- Число кадров 60.

Для включения ФКП-2-2 необходимо включить АЗС АСП – ФКП на среднем пульте в передней кабине.

Управление осуществляется нажатием боевой кнопки 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.

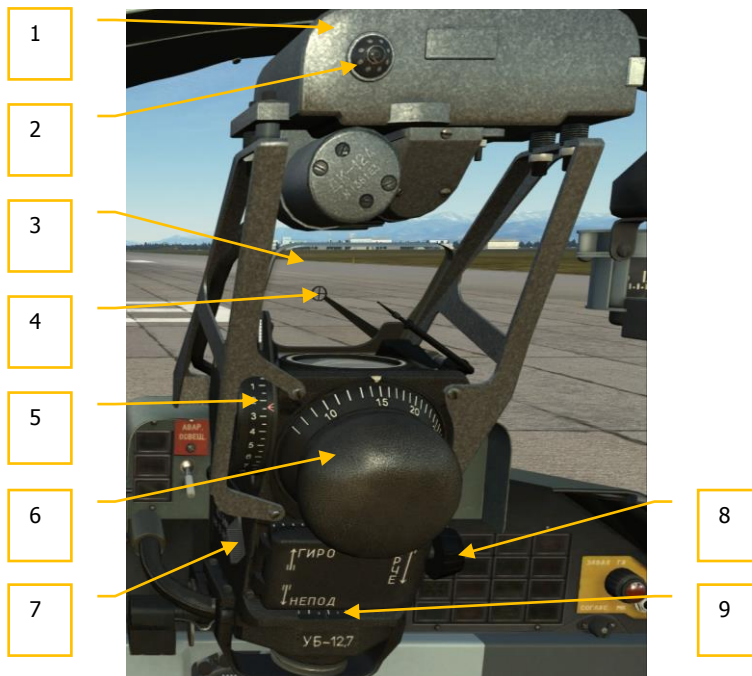


Рис. 171 АСП-ЗНМУ-39

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

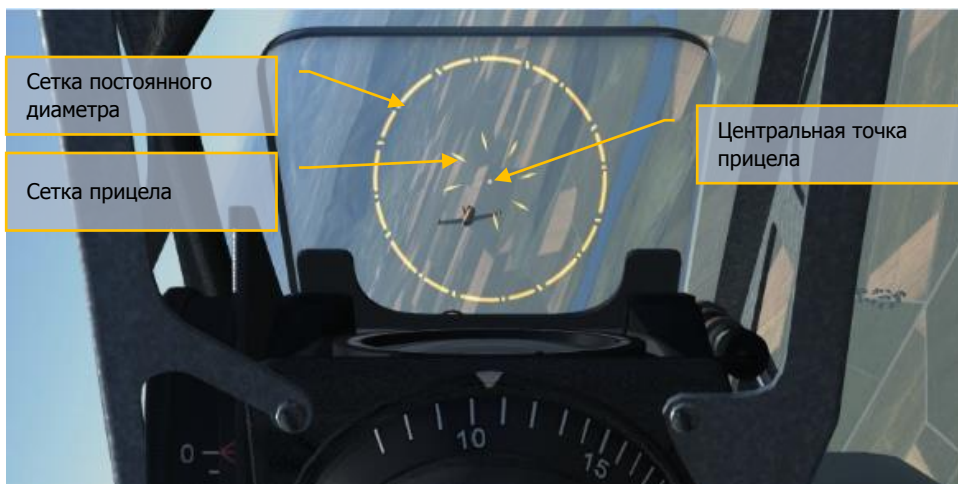


Рис. 172. Сетка прицела



Рис. 173. Органы управления вооружением в передней кабине

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, которая установлена справа в хвостовой части фюзеляжа.

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

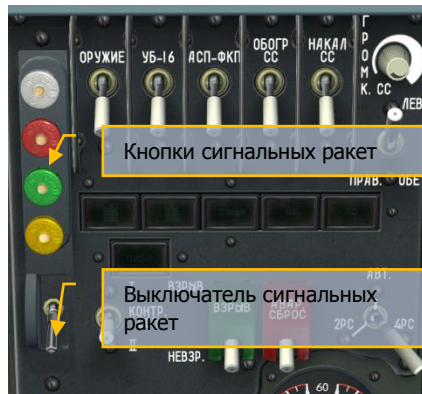


Рис. 174. Пульт ЭКСР-46

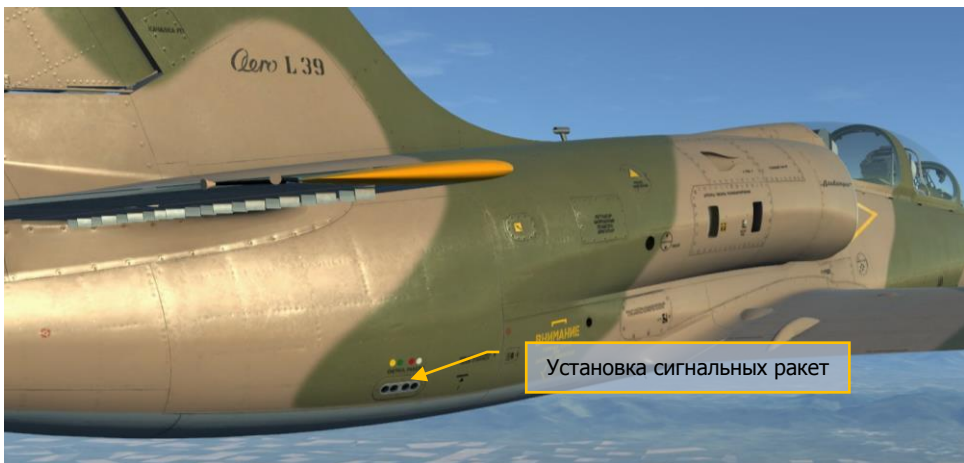


Рис. 175. Установка сигнальных ракет

Подготовка к полёту на боевое применение по наземным целям

Полёты на боевое применение по наземным целям являются сложным элементом, и требуют 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

$$Бф = Бц \times Дп / Дс$$

где:

- **Бф** — фиктивная база цели, м.
- **Бц** — фактический размер цели, м.
- **Дп** — максимальная дальность, вводимая в прицел 800 м.
- **Дс** — дальность стрельбы.

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.

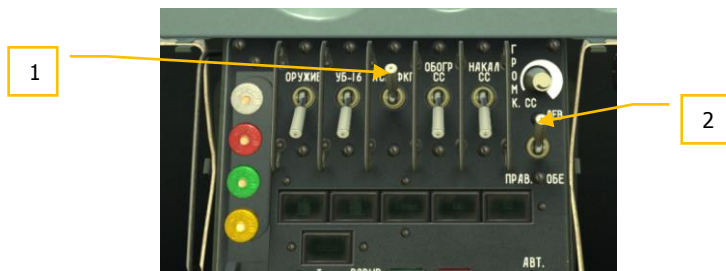
Бомбометание выполнять с углом пикирования 20, 30 и 40 гр. в условиях, приведённых в таблице №1.

Таблица № 1.

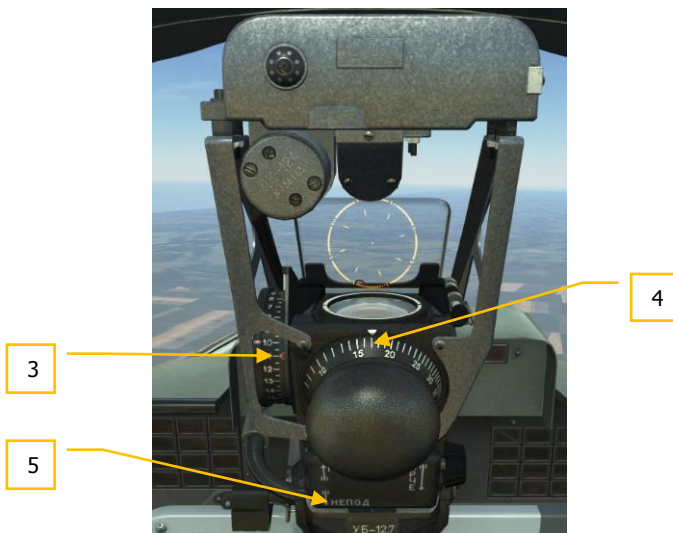
№ п/п	Параметры	20°	30°	40°
1	Угол наклона отражателя прицела, градусы	13	11	10
2	Высота выхода на цель и ввода в пикирование, м	1200	1500	1800
3	Скорость выхода на цель и ввода в пикирование, км/ч	440	350	300
4	Высота сбрасывания, м	730	800	1100
5	Скорость сбрасывания, км/ч	570	550	550
6	Обороты КВД на участке пикирования, %	97	92	МГ
7	Перегрузка при выводе из пикирования, ед	4 – 5	4 – 5	4 – 5

Перед выходом на цель:

1. Включить АЗС АСП-ФКП [LShift+7].
2. Переключателем ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ, ОБЕ установить вариант сброса авиабомб [RAlt+RCtrl+RShift+R].



3. Установить угол наклона отражателя для соответствующего угла пикирования и поднять кресло в верхнее положение [LShift+S — поднять вверх, LAlt+LShift+S — опустить вниз] чтобы было видно центральную точку прицела и верхнюю часть дальномерного кольца. При этом немного поменяется привычное положение вида в кабине.
4. Установить фиктивную базу цели.
5. Переключатель ГИРО-НЕПОД в положение НЕПОД [LShift+J].



6. Ввести в прицел минимальную дальность [.]



Действия в районе цели:

7. Выйти на цель на заданной высоте и скорости (смотри таблицу №1).
8. Включить АЗС ОРУЖИЕ [LShift + 5].



9. Маневр выхода на цель строить таким образом, чтобы цель перемещалась к заданному углу визирования (точка начала разворота).





10. В момент прихода цели к заданному углу визирования, начать разворот на боевой курс с креном 60–120° с одновременным вводом в пикирование.



11. 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.

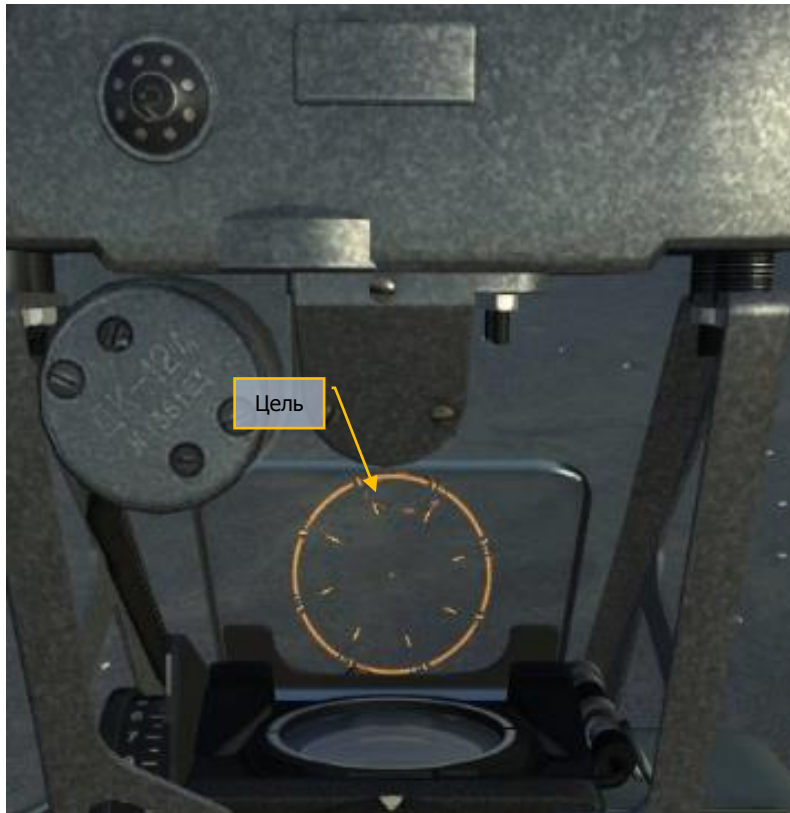


Рис. 176. Положение центральной точки сетки прицела относительно цели в начале пикирования

12. Откинуть БК [LCtrl+Space], по мере снижения самолёта центральная точка сетки прицела будет смещаться на цель, а скорость и высота к расчётным параметрам сбрасывания.

13. По достижению заданной высоты и скорости (смотри таблицу №1) и совмещения центральной точки прицела с целью нажать на БК (1 сек.) [Sprac] и произвести сброс авиабомбы.



Рис. 177. Положение центральной точки сетки прицела относительно цели в момент нажатия на боевую кнопку

Сразу после сброса произвести вывод из пикирования с перегрузкой 4–5 ед. с одновременным увеличением оборотов до ВЗЛ.

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

Для этого необходимо:

- Переключатель ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ в передней или переключатель БОМБЫ ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ в 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.

Полёт на стрельбу неуправляемыми ракетами

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

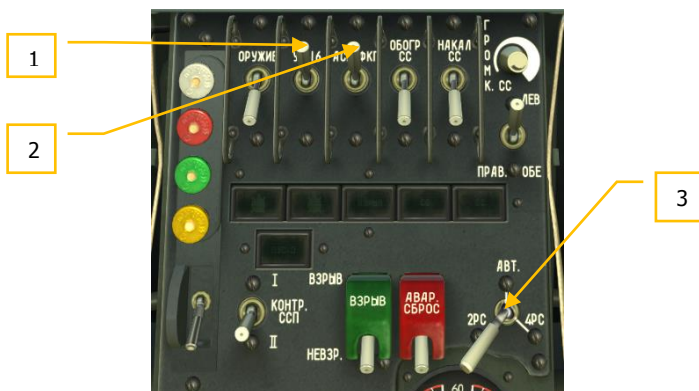
Стрельбу неуправляемыми ракетами выполнять под углом 20 и 30° в условиях, приведённых в таблице №2.

Таблица № 2.

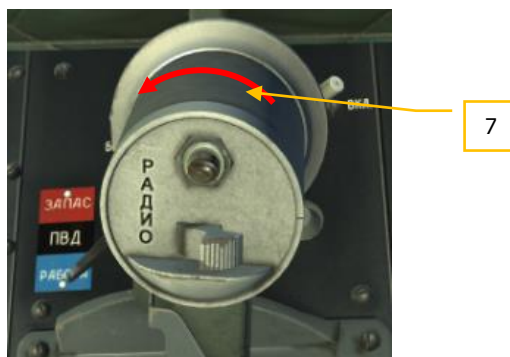
№ п/п	Параметры	30°	20°
1	Угол наклона отражателя прицела, гр	2,53	2,30
2	Высота выхода на цель и ввода в пикирование, м	1200	1200
3	Скорость выхода на цель и ввода в пикирование, км/ч	300	400
4	Высота стрельбы, м	600	500
5	Скорость в момент стрельбы, км/ч	550	560
6	Дальность стрельбы, м	1200	1460

Перед выходом на цель:

1. Включить АЗС УБ-16 [LShift + 6].
2. Включить АЗС АСП-ФКП [LShift+7].
3. Переключателем 2РС – АВТ – 4РС установить вариант стрельбы [RAlt+V] – [RShift+V] – [RCtrl+V].



4. Установить угол наклона отражателя прицела для соответствующего угла пикирования.
5. Установить фиктивную базу цели.
6. Переключатель ГИРО – НЕПОД в положение ГИРО [LShift+J].
7. Ввести в прицел минимальную дальность [.]



Действия в районе цели:

8. Выйти на цель на высоте 1 200 м и заданной скорости.
9. Включить АЗС ОРУЖИЕ [LShift + 5].



10. Маневр выхода на цель строить таким образом, чтобы цель перемещалась к заданному углу визирования (также, как и при бомбометании).
11. В момент прихода цели к заданному углу визирования, начать разворот на боевой курс с креном 60–120° с одновременным вводом в пикирование.
12. Разворот и ввод в пикирование закончить так, чтобы центр сетки прицела был под целью.



Рис. 178. Положение центральной точки сетки прицела относительно цели в начале пикирования

13. Откинуть БК [LCtrl+Space], ввести в прицел максимальную дальность [;]. При этом прицельная марка начинает «плавать» по отражателю прицела, реагируя на маневры самолета. Совместить центр сетки прицела с центром цели.
14. По мере снижения самолёта удерживать центральную точку сетки прицела на цели.

15. Как только цель впишется в окружность, образованную ромбиками сетки прицела, нажать на БК (1 сек.) [Space] и произвести пуск.

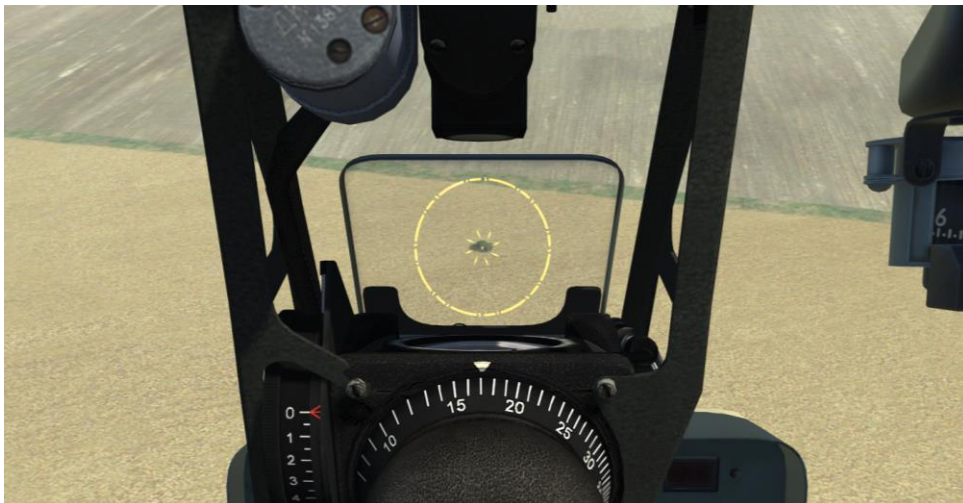


Рис. 179. Положение центральной точки сетки прицела относительно цели в момент нажатия на боевую кнопку (в прицел введена максимальная дальность)

16. Сразу после пуска произвести вывод из пикирования с перегрузкой 3–3,5 ед. с одновременным увеличением оборотов до ВЗЛ.

Примечание: При стрельбе НАР также можно использовать режим НЕПОД. Максимальную дальность установить перед вводом в пикирование.

В системе управления пуском неуправляемых ракет аварийный пуск невозможен, предусмотрен только аварийный сброс УБ-16.

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 [LShift+7].
2. Включить АЗС ОБОГРЕВ СС [LShift + 8].
3. Включить АЗС НАКАЛ СС [LShift + 9].
4. ГРОМК СС — установить максимальную громкость.
5. Переключателем ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ, ОБЕ выбрать ракету для пуска [RAIt+RCtrl+RShift+R].



6. Установить угол наклона отражателя прицела 0°.
7. Установить фиктивную базу цели.
8. Переключатель ГИРО – НЕПОД в положение НЕПОД [LShift+J].



- 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 1 200–2 000 м. при определении дальности по АСП-ЗНМУ-39. скорость сближения не более 200 км/ч. Выход из атаки производить на дальности не менее 1 000 м. Пуск разрешается производить при максимуме звукового сигнала ГСН (на разрешённой дальности пуска), и если перегрузка не превышает 2 ед.

Выполнение перехвата:

- Обнаружить цель и занять исходное положение для атаки, дальность 2 000 м, угол визирования на цель 50–60°, превышение или принижение 300–400 м.
- Включить АЗС ОРУЖИЕ [LShift + 5].

11



- Выполнить доворот на цель с креном 50–60°, при подходе цели к отражателю прицела убрать крен, откинуть БК [LCtrl+Space].
- Выполнить прицеливание, отворотами самолёта выделить максимальный звуковой сигнал.

14. Сигнал ОПАСНАЯ ПЕРЕГРУЗКА – не горит.



ПРИМЕЧАНИЕ: Сигнал ОПАСНАЯ ПЕРЕГР — сигнализирует о превышении допустимой перегрузки более 2 ед. При такой перегрузке невозможно точно навести ракету на цель.

15. Когда видимый размер цели будет в 3–2 раза меньше диаметра дальномерного кольца, выполнить пуск ракеты нажатием на БК [Space] на время не менее 2–2,5 с.



Рис. 180. Видимый размер цели в момент нажатия на боевую кнопку

16. Выполнить выход из атаки.
17. Выполнить повторный заход для атаки.

В системе управления пуском управляемых ракет, аварийный пуск невозможен, предусмотрен только аварийный сброс ракет вместе с АГУ.

L-39ZA



L-39ZA

ВВЕДЕНИЕ

В данном разделе руководства пилота указаны основные отличия систем, оборудования самолёта, двигателя и вооружения L-39ZA от L-39C.

Особенно внимание уделено работе с вооружением самолёта.

Общая характеристика самолёта

Двухместный учебно-тренировочный самолёт L-39ZA с двухконтурным турбореактивным двигателем AI-25TЛ предназначен для отработки техники пилотирования и воздушной навигации в простых и сложных метеорологических условиях днём и ночью, боевого применения по воздушным целям в условиях визуальной видимости с применением ракет Р-60 и Р-3С с тепловой головкой самонаведения, фотострельбе по воздушным целям, а также прицельному бомбометанию авиабомбами калибра до 500 кг (фотобомбометанию) с пикирования, стрельбе неуправляемыми ракетами типа С-5 (фотострельбе) с пикирования и стрельбе из пушки ГШ-23Л и пулемётного контейнера ПК-3 по наземным целям.

L-39ZA оборудован 4-мя точками подвески и в отличие от L-39C имеет увеличенную максимальную боевую нагрузку. Каждый внутренний балочный держатель рассчитан на 500 кг боевой нагрузки, внешний на 250 кг, но общая боевая нагрузка составляет не более 1100 кг.



Рис. 181. Балочные держатели

Для увеличения дальности полёта на внутренние балочные держатели могут подвешиваться подвесные топливные баки (ПТБ) вместимостью 150 или 350 л.



Рис. 182. Подвесные топливные баки на 350 л

Из-за увеличения боевой нагрузки L-39ZA имеет усиленную конструкцию крыла и шасси.

L-39ZA оснащён 23-мм пушкой ГШ-2-23Л, которая установлена в носовой части фюзеляжа под кабиной и закрыта обтекателем.

При этом внесены необходимые изменения в конструкцию фюзеляжа и расположение некоторых антенн и оборудования, выполнена обшивка щитка ниши передней стойки шасси из легированной стали для защиты от горячих пороховых газов.

Для блокирования стрельбы из пушки при превышении заданного угла атаки установлен датчик угла атаки (ДУА-3). Датчик находится в носовой части фюзеляжа с левой стороны.



Рис. 183. Пушка ГШ-23Л и ДУА-3

Эксплуатационные ограничения

1.	Максимальный взлётный вес, кг	5600
2.	Максимальный посадочный вес, кг	4800
3.	Максимально допустимая приборная скорость полёта без подвесок или с двумя УР (до высоты 1 300 м), км/ч	900
4.	Максимально допустимое число М без подвесок или с двумя УР на высоте более 1300 м	0,8
5.	Максимально допустимая приборная скорость полёта с подвесками, км/ч	870
6.	Максимально допустимое число М с подвесками	0,75
7.	Максимально допустимые перегрузки:	
	• для полётного веса 4.200 кг	+8/-4
	• для полётного веса 4.500 кг	+7/-3,5
	• для полётного веса 5000 кг	+6/-3
	• для полётного веса 5500 кг	+5/-2,5
8.	Длина разбега с бетонной ВПП на взлётном режиме работы двигателя с максимальным взлётным весом, м	1,280
9.	Скорость отрыва при взлёте с максимальным взлётным весом, км/ч	211
10.	Длина пробега по бетонной ВПП с использованием тормозов при посадке с максимальным взлётным весом, м	1070
11.	Посадочная скорость при посадке с максимальным взлётным весом, км/ч	190
12.	Скорость сваливания (км/ч) с подвесками при весе 5600 кг	
	• без закрылков	215
	• закрылки 25°	205
	• закрылки 44°	195

13. Скорость сваливания (км/ч) с подвесками
при весе 4800 кг

- без закрылков 202
- закрылки 25° 200
- закрылки 44° 180

КАБИНА L-39ZA

Передняя кабина



Рис. 184. Передняя кабина L-39ZA

В передней кабине L-39ZA произошли небольшие изменения, которые в основном связаны с дополнительным размещением пульта управления вооружением слева от приборной доски, и совмещённого пульта управления управляемыми ракетами (УР) и ГШ-23Л на левом борту.



Рис. 185. Пульты вооружения

Внизу пульта ГШ и УР расположен пульт управления освещением кабины и приборной доски и кнопка ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ (RSBN TUNE)

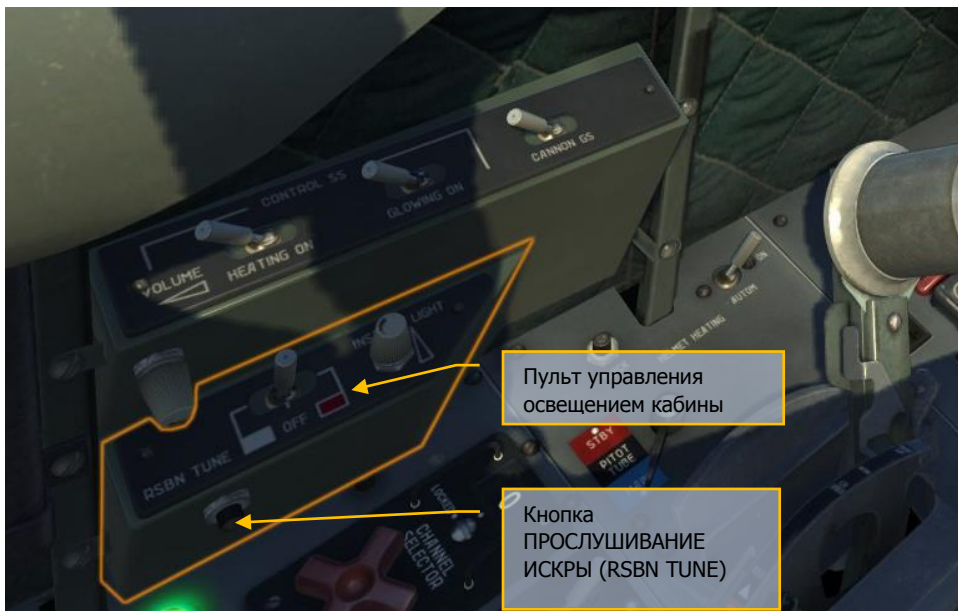


Рис. 186. Панель управления освещения кабины и кнопка ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ

На средний пульт в передней кабине добавлены АЗС и переключатели для управления вооружением, а также новый индикатор подвешенных авиационных средств поражения и ПТБ.



Рис. 187. Средний пульт

На левой панели управления двигателем переключатель режимов запуска ЛОЖН.ЗАПУСК (PRESERV) – ЗАПУСК (STARTING) – ХОЛОД. ПРОКР (COLD. ROTAT) находится под панелью и закрыт крышкой.



Рис. 188. Переключатель PRESERV - STARTING - COLD. ROTAT

Переключатель ВЫКЛ. РТ-12 (OFF JPT REG) отсутствует.

На основной электрощиток дополнительно установлены АЗС ОБОГРЕВ ДУА-3 (AOA-HTR) для обогрева датчика ДУА-3 и АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) для обеспечения питания основной системы вооружения.

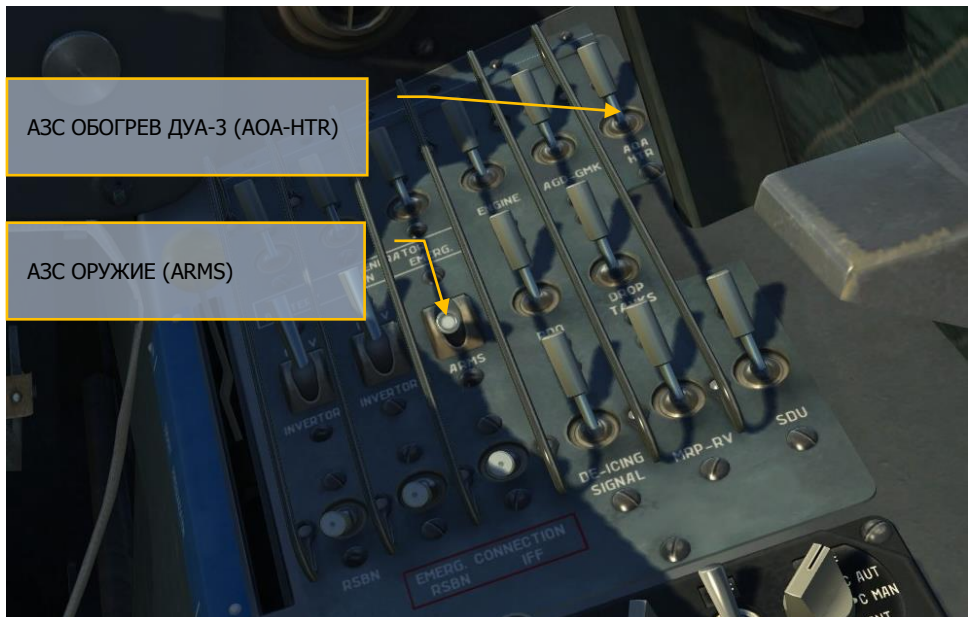


Рис. 189. Основной распределительный щиток

Задняя кабина



Рис. 190. Задняя кабина

СИСТЕМЫ САМОЛЁТА И ДВИГАТЕЛЯ

Топливная система

Топливная система L-39ZA состоит из основной системы, системы концевых и подвесных топливных баков.

Основная топливная система включает пять фюзеляжных баков. Для увеличения дальности полёта на концах крыла жёстко закреплены два топливных бака, также могут быть подвешены подвесные топливные баки (ПТБ) ёмкостью 150 или 350 литров. ПТБ подвешиваются только на внутренние пилоны.

№п/п	Топливные баки	Вместимость, л/кг	Общее количество, л/кг
1	Фюзеляжные	1100/824	1100/824
2	Два концевых топливных бака	200/156	1300/980
3	Два подвесных топливных бака (2x150 л)	300/234	1600/1214
4	Два подвесных топливных бака (2x350 л)	700/580	2000/1560

Порядок выработки топлива:

- Вырабатывается топливо из фюзеляжных топливных баков до остатка 575–625 кг.
- Подвесные топливные баки (если подвешены).
- Концевые топливные баки.
- Вырабатывается оставшееся топливо из фюзеляжных баков.

Сигнализация о подвешенных ПТБ отображается на индикаторе подвески в обеих кабинах.



Рис. 191. Индикатор подвески

После выработки топлива из ПТБ загорается сигнал ПОВЕЧ. БАКИ (DROP TANKS) на правом информационном табло обеих кабин.



Рис. 192. Сигнальное табло DROP TANKS

После выработки топлива из концевых топливных баков загорается сигнал БАКИ (WING TIP TANKS) на правом информационном табло обеих кабин.



Рис. 193. Сигнальное табло WING TIP TANKS

Для включения системы сигнализации выработки ПТБ и концевых топливных баков необходимо включить АЗС БАКИ (DROP TANKS) на основной электрощитке в передней кабине.



Рис. 194. АЗС БАКИ (DROP TANKS) в передней кабине

ПТБ могут быть сброшены в полёте. Для этого необходимо правый переключатель АВАРИЙНО (EMERGENCY) на панели вооружения в передней кабине установить в верхнее положение. Также можно выполнить сброс переключателем АВАР. СБРОС (EMERG. JETTIS) в задней кабине, установив его в переднее положение.



Рис. 195. Переключатель АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине

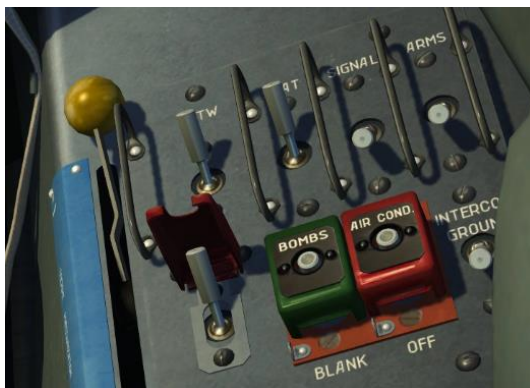


Рис. 196. Переключатель АВАР СБРОС (EMERG. JETTIS) в задней кабине

После сброса ПТБ сигнализация на индикаторе подвески гаснет.

Система защиты двигателя от перегрева РТ-12-9

Система РТ-12 на L-39ZA получила дополнительную функцию, которая предназначена для уменьшения подачи топлива от основной системы топливопитания при стрельбе из пушки.

Это связано с возможностью попадания пороховых газов во входное устройство.

Система РТ-12 начинает работать, когда выбран режим стрельбы из пушки и нажата боевая кнопка.

Уменьшение подачи топлива происходит в течение всего времени удержания боевой кнопки, при этом обороты двигателя могут снизиться вплоть до МГ.

После отпускания боевой кнопки, обороты возвращаются к прежним значениям.

На L-39ZA отсутствует выключатель РТ-12 (OFF JPT REG). Его функции выполняет АЗС РТ-12 (JPT REG).

Авиационное оборудование

L-39ZA оборудован датчиком углов атаки ДУА-3.

ДУА-3 входит в состав вооружения ГШ-23, и предназначен для сигнализации лётчику о превышении угла атаки и включения блокировки управления стрельбой из пушки при угле атаки более 6° .

Датчик ДУА-3 является флюгерным датчиком, установленным на борту самолета.

В корпусе датчика закреплён потенциометр, а с флюгером, свободно устанавливающимся по направлению воздушного потока, соединена токосъёмная щётка.

С потенциометра снимается напряжение, пропорциональное текущему углу атаки самолета.

В датчике установлены обогреватели для обеспечения работоспособности в условиях низких температур и обледенения.

Для обогрева ДУА-3 включить АЗС ОБОГРЕВ ДУА-3 (АОА-НТР) на основном электрощитке в передней кабине.

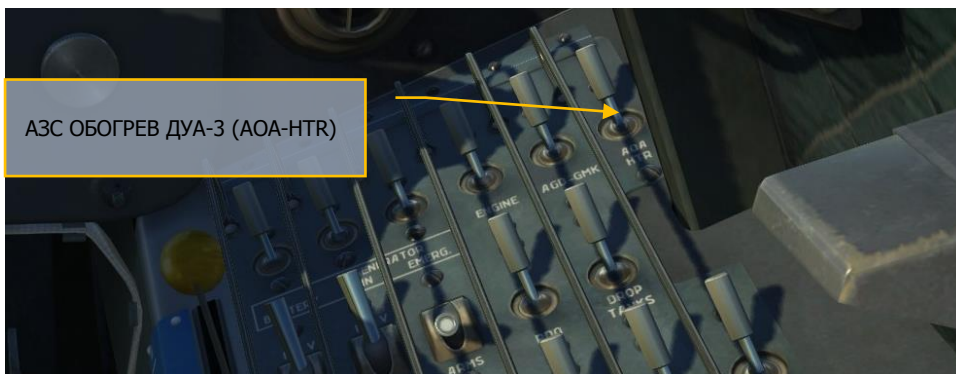


Рис. 197. АЗС АОА – НТР на основном распределительном щитке

В систему динамической проводки ПВД добавлен датчик скорости, который блокирует стрельбу из пушки при уменьшении скорости менее 400 км/ч.

ВООРУЖЕНИЕ И БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ L-39ZA

Вооружение самолёта

Самолёт L-39ZA оборудован бомбардировочным, ракетным, пушечным и пулемётным вооружением. Самолёт оснащён прицелом АСП-ЗНМУ-39 З, фотоконтрольным прибором ФКП-2-2, а также электрифицированной кассетой сигнальных ракет (ЭКСП-46) для выполнения стрельбы сигнальными ракетами.

Вооружение, прицельное и фотоконтрольное оборудование самолёта L-39ZA предназначены для выполнения следующих задач:

- Прицельного бомбометания с пикирования авиабомбами калибра 50–500 кг.
- Прицельной стрельбы неуправляемыми ракетами типа С-5 по наземным целям с пикирования.
- Пуска управляемых ракет Р-60 (Р-3С) по воздушным целям.
- Прицельной стрельбы из пушки ГШ-23 по наземным целям с пикирования.
- Прицельной стрельбы из пулемётного контейнера ПК-3 по наземным целям с пикирования.

Для подвески средств поражения L-39ZA оборудован двумя внешними пилонами ЛЗ9-М-619, ЛЗ9-М-620 и двумя внутренними пилонами ЛЗ9-М-639, ЛЗ9-М-640.

На L-39ZA установлен прицел АСП-ЗНМУ-39 З, который рассчитан под баллистику патрона калибра 23 мм для стрельбы из пушки ГШ-23Л. На L-39С прицел рассчитан под баллистику патрона калибра 12,7 мм.

В остальном характеристики прицела АСП-ЗНМУ-39 З аналогичны прицелу АСП-ЗНМУ-39.

Органы управления вооружением сосредоточены на пульте вооружения, средней панели и на левом борту в передней кабине. Боевая кнопка находится на ручке управления самолётом только в передней кабине.

Бомбардировочное вооружение

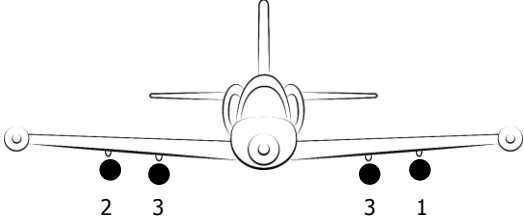
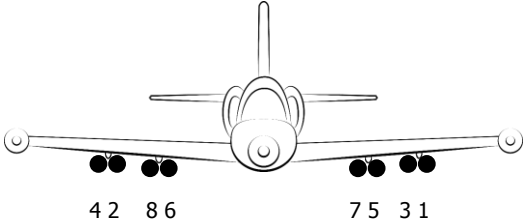
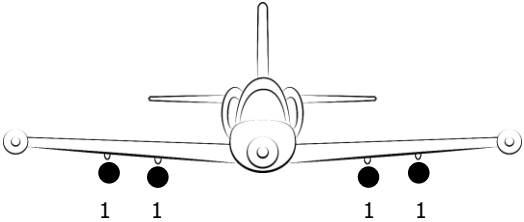
В состав бомбардировочного вооружения входят:

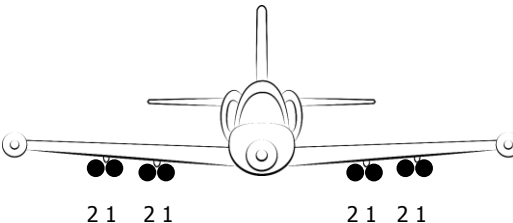
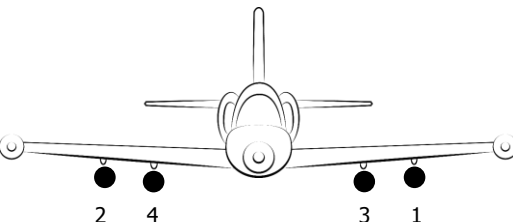
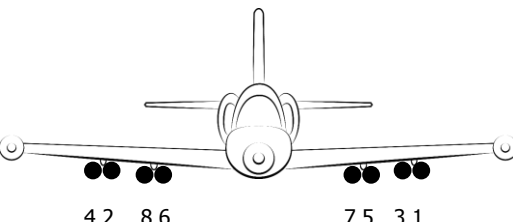
- Пилоны.
- Авиационные бомбы.
- Основная система управления сбросом авиабомб.
- Аварийная система сбрасывания авиабомб.

Авиационные бомбы подвешиваются к пилонам.

На пилоны могут устанавливаться двухзамковые балочные держатели ЛЗ9-М559 (далее ДЗБД) для применения авиационных бомб калибром до 100 кг.

Сброс авиабомб от основной системы управления производится только на взрыв одиночно или залпом с внешних пилонов и только залпом с внутренних пилонов при скорости полёта самолёта более 310 км/ч (при скорости менее 310 км/ч система блокируется).

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
Органы управления и сигнализации бомбардировочного вооружения в передней кабине.		
Основной распределительный щиток		
1	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания в цепи вооружения.
Панель вооружения		
2	Переключатель БОМБЫ СЕРИЯ – 1 – ЗАЛП (BOMBS TRAIN. – 1 – SALVO)	<p>Для выбора варианта бомбометания.</p> <p>Режим 1:</p> <ul style="list-style-type: none"> • внешние пилоны — по одной бомбе с левого затем с правого пилона. • внутренние пилоны — залпом.  <ul style="list-style-type: none"> • ДЗБД — по одной бомбе с левой, затем с правой стороны ДЗБД.
		 <p>Режим ЗАЛП (SALVO):</p> <ul style="list-style-type: none"> • внешние и внутренние пилоны — залпом. 

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
		<p>• ДЗБД — вначале с левой стороны всех ДЗБД, затем с правой стороны всех ДЗБД (боевую кнопку необходимо нажимать дважды).</p>  <p>Режим СЕРИЯ (TRAIN). (интервал 0,15 сек).</p> <p>• внешние и внутренние пилоны — по одной бомбе с левого затем с правого пилона.</p>  <p>При подвеске ДЗБД сброс происходит следующим образом:</p> <ul style="list-style-type: none"> • левая бомба с ДЗБД левого пилона. • левая бомба с ДЗБД правого пилона. • правая бомба с ДЗБД левого пилона. • правая бомба с ДЗБД правого пилона. 
3	Кнопки ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER)	Для выбора и отключения пилонов. При нажатии белой левой кнопки выбираются внешние пилоны, при нажатии белой правой кнопки — внутренние.

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
		Отключение производится, нажатием на коричневые кнопки.
4	Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY)	Для аварийного сброса бомб. Левый переключатель предназначен для аварийного сброса с внешних пилонов, правый переключатель соответственно для внутренних пилонов. При аварийном сбросе также произойдёт сброс ДЗДБ.
5	Переключатель ВЗРЫВ (LIVE)	Предназначен для сброса авиабомб на взрыв или невзрыв от аварийной системы сбрасывания авиабомб.
Средний пульт		
6	Переключатель ПУСК (LAUNCH)	Для подачи питания к боевой кнопке.
7	АЗС БОМБЫ (BOMBS)	Для подачи питания в основную систему управления сбросом авиабомб.
8	Индикатор подвески	Сигнализирует о подвеске авиабомб на пилонах и ДЗБД с бомбами.
9	Сигнал ПУС-0 (PUS-0)	Сигнализирует о готовности ПУС-36 ДМ к сбросу авиабомб.
Сигналы		
10	ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч.
11	ВЗРЫВ (EXPLOSIVE)	Сигнализирует о включении переключателя ВЗРЫВ (LIVE) в верхнее положение ВЗРЫВ (LIVE).
Органы управления и сигнализации бомбардировочного вооружения в задней кабине		
12	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания на АЗС ARMS в передней кабине. АЗС является командным по отношению к АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине.
13	Переключатель АВАР. СБРОС (EMERG. JETTIS).	Для аварийного сброса бомб. При включении данного переключателя произойдёт одновременный сброс бомб со всех пилонов.
14	Переключатель БОМБЫ ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ (BOMBS LIVE – BLANK)	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 (LIVE) в передней кабине. При установке переключателя в задней кабине в положение ВЗРЫВ (LIVE) или НЕВЗРЫВ (BLANK) авиабомбы будут сброшены соответственно на взрыв или невзрыв независимо от того, в какое положение установлен переключатель ВЗРЫВ (LIVE) в передней кабине.

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
15	Индикатор подвески	Сигнализирует о подвеске авиабомб на пилонах и ДЗБД с бомбами.
16	Сигнал СБРОС – ПУСК (ARMAMENT FIRE)	Сигнализирует о нажатии боевой кнопки в передней кабине.
17	Сигнал ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч.
18	Сигнал ВЗРЫВ (EXPLOSIVE)	Сигнализирует о включении переключателя ВЗРЫВ (LIVE) в положение ВЗРЫВ (LIVE) в передней или задней кабине.

Неуправляемое вооружение

В состав неуправляемого ракетного вооружения входят:

- Четыре универсальных блока УБ-16-57 УМП.
- 64 неуправляемые ракеты типа С-5, калибр 57 мм.
- Два прибора управления стрельбой ПУС-36ДМ.
- Пилоны.
- Электрическая система управления стрельбой.

Блоки УБ-16-57УМП подвешиваются к пилонам.

ПУС-36ДМ предназначен для распределения и подачи импульсов в электрозапалы ракет четырёх 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).

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
Органы управления и сигнализации неуправляемого ракетного вооружения в передней кабине.		
Основной распределительный щиток		
1	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания в цепи вооружения.
Панель вооружения		
2	Кнопки ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER)	Для выбора и отключения пилонов. При нажатии белой левой кнопки выбираются внешние пилоны, при нажатии белой правой кнопки — внутренние. Отключение производится нажатием на коричневые кнопки.
3	Переключатель СЕРИЯ – 2 – 4 (MISS. TRAIN. – 2 – 4)	Для выбора варианта стрельбы. 2 — после каждого нажатия боевой кнопки происходит отстрел двух ракет из левого и правого блока. 4 — после каждого нажатия на боевую кнопку происходит пуск четырёх ракет из левого и правого блока. СЕРИЯ (TRAIN). — осуществляется пуск всех 32/64-х ракет при одном нажатии боевой кнопки; Если выбраны все 4 УБ-16-57УМП, вначале выполняется пуск 32-х НАР с внешних, затем с внутренних пилонов.
4	Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY)	Для аварийного сброса блоков УБ-16-57УМП. Левый переключатель предназначен для аварийного сброса с внешних пилонов, правый переключатель соответственно для внутренних пилонов.
Средний пульт		
5	АЗС ПУСК (LAUNCH)	Для подачи питания к боевой кнопке.

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
6	АЗС ПАКЕТЫ (MISSILE)	Для подачи питания на приборы ПУС-36ДМ и блоки УБ-16, после включения АЗС ПАКЕТЫ (MISSILE) загораются два сигнала ПУС-0 (PUS-0).
7	Индикатор подвески	Сигнализирует о подвеске УБ-16-57УМП на пилонах.
8	Сигналы ПУС-0 (PUS-0)	Сигнализирует о готовности ПУС-36 ДМ к стрельбе.
Сигналы		
9	ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч.
Органы управления и сигнализации неуправляемого вооружения в задней кабине		
10	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания на АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине. АЗС является командным по отношению к АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине.
11	Переключатель АВАР. СБРОС (EMERG. JETTIS).	Для аварийного сброса УБ-16-57УМП. При включении данного переключателя произойдёт одновременный сброс УБ-16-57УМП со всех пилонов.
12	Индикатор подвески	Сигнализирует о подвеске УБ-16-57УМП на пилонах.
13	Сигнал СБРОС-ПУСК (ARMAMENT FIRE)	Сигнализирует о нажатии боевой кнопки в передней кабине.
14	Сигнал ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч.

Управляемое вооружение

В состав управляемого ракетного вооружения входят:

- Две управляемые ракеты P-60 (P-3C).
- Два пусковых устройства АПУ P-60 ZA (АПУ-13М 1).
- Пилоны.
- Датчик перегрузки МП-28А.
- Электрическая система питания, сигнализации и управления пуском ракет.
- Аварийная системы для пуска УР.

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

АПУ предназначены для подвески и электропитания ракет P-60 (P-3C).

Пусковые устройства устанавливаются только на внешние пилоны.

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

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
Органы управления и сигнализации управляемого вооружения в передней кабине		
Основной распределительный щиток		
1	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания в цепи вооружения.
Панель вооружения		
2	Кнопки ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER)	Для выбора и отключения пилонов. При нажатии белой левой кнопки выбираются внешние пилоны. Отключение производится нажатием на коричневую кнопку.
3	Переключатель СС ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ (A-A PORT. – STARB).	Для выбора варианта пуска. Пуск управляемых ракет выполняется только поочередно в зависимости от положения переключателя, одновременный пуск ракет невозможен. PORT. — для пуска выбрана левая ракета. STARB. — для пуска выбрана правая ракета
4	Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY)	Для аварийного сброса ракет с АПУ.
	Кнопка СС (AA MISSILE)	Для аварийного пуска ракет. Наведение на цель при аварийном пуске невозможно.
Средний пульт		
5	АЗС ПУСК (LAUNCH)	Для подачи питания к боевой кнопке.
6	АЗС РАКЕТЫ (MISSILE)	Для подачи питания к АПУ и ракетам.

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
7	Индикатор подвески	Сигнализирует о подвеске АПУ с ракетами на пилонах.
Панель управления ракетами и ГШ-23		
8	АЗС ОБОГРЕВ (HEATING)	Для подачи питания в цепи обогрева головки самонаведения ракеты и сигналу ОБОГРЕВ (ROCKETS HEATING) в задней кабине.
9	АЗС НАКАЛ (GLOWING)	Для подачи питания к датчику перегрузки, цепям накала ракет и сигналу НАКАЛ (GLOWING ON) в задней кабине.
10	Ручка ГРОМК. СС (VOLUME SS)	Регулятор громкости звукового сигнала захвата цели тепловой головкой самонаведения.
Сигналы		
11	ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч.
12	ОПАСНАЯ ПЕРЕГРУЗКА (NO LAUNCH)	Сигнализирует о превышении допустимой перегрузки более 2 ед. При такой перегрузке невозможно точно навести ракету на цель.
Органы управления и сигнализации управляемого вооружения в задней кабине		
13	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания на АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине. АЗС является командным по отношению к АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине.
14	Переключатель АВАРИЙНО (EMERG. JETTIS).	Для аварийного сброса АПУ с ракетами. При включении данного переключателя произойдет одновременный сброс АПУ с ракетами со всех пилонов.
15	Индикатор подвески	Сигнализирует о подвеске АПУ с ракетами на пилонах.
16	Сигнал ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 310 км/ч.
17	Сигнал ОПАСНАЯ ПЕРЕГРУЗКА (NO LAUNCH)	Сигнализирует о превышении допустимой перегрузки более 2 ед.
18	Сигнал СБРОС-ПУСК (ARMAMENT FIRE)	Сигнализирует о нажатии боевой кнопки в передней кабине.
19	Сигнал НАКАЛ (GLOWING ON)	Сигнализирует о подаче питания к датчику перегрузки и цепям накала ракет. Загорается после включения АЗС НАКАЛ (GLOWING).
20	Сигнал ОБОГРЕВ (ROCKETS HEATING)	Сигнализирует о подаче питания к цепям обогрева головки самонаведения ракеты. Загорается после включения АЗС ОБОГРЕВ (HEATING).

Пушка ГШ-23Л

23-мм двухствольная авиационная пушка ГШ-23Л предназначена для поражения воздушных и легкобронированных наземных (надводных) целей.

В состав пушечного вооружения входят:

- Пушечный контейнер.
- Двухствольная пушка ГШ-23Л.
- Система подачи патронов и извлечения гильз.
- Электрическая система управления стрельбой.

Скорострельность пушки составляет 3400 выстрелов в минуту, боекомплект составляет 150 патронов. Эффективная дальность стрельбы — 2 км.

Применяются патроны калибра 23 мм:

- БЗТ-23ГШ (бронейойно-зажигательно-трассирующий).
- ОФЗ-23-АМ-ГШ (осколочно-фугасно-зажигательный).
- ОФЗТ-23-АМ-ГШ (осколочно-фугасно-зажигательно-трассирующий).
- ФЗ-23-ГШ (фугасно-зажигательный).

Стрельба из пушки возможна в следующих условиях:

- Убрана передняя стойка шасси.
- Скорость не менее 400 км/ч
- Угол атаки не превышает 6 градусов.
- Положительная перегрузка не более 6 ед., отрицательная — не более -2 ед.

ГШ-23Л имеет систему пиротехнической перезарядки. Для перезарядки установлена кассета, снаряжаемая тремя пиропатронами. Срабатывание пиропатрона даёт импульс для начала работы пушечной автоматики, а также для перезарядки. Комплект из трёх пиропатронов обеспечивает зарядку пушки и две перезарядки в случае заклинивания патрона.



Рис. 198. Пушка ГШ-23Л

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
Органы управления и сигнализации пушечного вооружения в передней кабине.		
Основной распределительный щиток		
1	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания в цепи вооружения.
Панель вооружения		
2	Кнопка ЗАРЯД ГШ (EXPL.CHARGE. GS)	Для заряжания пушки.
3	Переключатель ПИРО III-II-I (PYRO III-II-I)	Для выбора пиропатрона для зарядки пушки, а также для перезарядки в случае заклинивания патрона. Положение I используется для зарядки пушки, в случае заклинивания установить переключатель в положение II и нажать кнопку ЗАРЯД ГШ (EXPL.CHARGE.GS). При повторном заклинивании установить переключатель в положение III и нажать кнопку ЗАРЯД ГШ (EXPL.CHARGE. GS).
4	Переключатель ПКЗ+ГШ (PKЗ+GS)	Для одновременного применения пушки и пулемётных контейнеров. Установить переключатель в верхнее положение и нажать боевую кнопку. При включении данного переключателя блокируется применение АБ, НАР и УР.
Средний пульт		
5	АЗС ПУСК (LAUNCH)	Для подачи питания к боевой кнопке.
6	Кнопка ПКЗ+ГШ НА ЗЕМЛЕ (DEBLOCK.GUNS WING+GS)	Для снятия блокировки стрельбы на земле с ПК-3 и ГШ-23. Применяется при пристрелке пушки и пулемётных контейнеров на земле.
Панель управления ракетам и ГШ-23		
7	АЗС ПУШК ГШ (CANNON GS)	Для включения пушки.
Сигналы		
8	ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 400 км/ч.
9	“α” (Альфа)	Сигнализирует о превышении допустимого угла атаки и/или уменьшения скорости менее 400 км/ч при стрельбе.
Органы управления и сигнализации пушечного вооружения в задней кабине.		
10	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания на АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине. АЗС является командным по отношению к АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине.
11	Сигнал ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением. Сигнал загорается при скорости более 400 км/ч.
12	Сигнал СБРОС ПУСК (ARMAMENT FIRE)	Сигнализирует о нажатии боевой кнопки в передней кабине.

Пулемётный контейнер ПК-3

В состав пулемётного вооружения входят:

- 4 пулемётных контейнера ПК-3.
- 12 пулемётов калибра 7,62.
- Электрическая система управления стрельбой.
- Аварийная система управления стрельбой.

ПК-3 может быть установлен на внешних и внутренних пилонах. ПК-3 оснащён тремя пулемётами калибра 7,62 мм. Начало стрельбы из ПК-3 ограничений по скорости полёта не имеет. Огонь можно вести одновременно с внутренних и/или внешних ПК-3. Боекомплект одного ПК — 1000 патронов.



Рис. 199. Пулемётный контейнер ПК-3

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
Органы управления и сигнализации пулемётного вооружения в передней кабине		
Основной распределительный щиток		
1	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания в цепи вооружения.
Панель вооружения		
2	Кнопки ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER)	Для выбора и отключения пилонов. При нажатии белой левой кнопки выбираются внешние пилоны, при нажатии белой правой кнопки — внутренние. Отключение производится нажатием на коричневые кнопки.

№п/п	Переключатель (сигнал)	Функции
3	Переключатели ЗАРЯД ПК-3 ВНЕШН ЗАРЯД ПК-3 ВНУТРН (EXPL.CHARGE GUNS OUTER GUNS INNER)	Для заряжания внешних и внутренних пулемётных контейнеров.
4	Переключатель ПКЗ+ГШ (PK3+GS)	Для одновременного применения пушки и пулемётных контейнеров. Установить переключатель в верхнее положение и нажать боевую кнопку. При включении данного переключателя блокируется применение АБ, НАР и УР.
5	Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY)	Для аварийного сброса ПК-3. Левый переключатель предназначен для аварийного сброса с внешних пилонов, правый переключатель соответственно для внутренних пилонов
Средний пульт		
6	АЗС ПУСК (LAUNCH)	Для подачи питания к боевой кнопке.
7	Индикатор подвески	Сигнализирует о подвеске ПК-3 на пилонах.
8	АЗС ПК-3 ВНЕШН ПК-3 ВНУТРН (GUN WING OUTER GUN WING INNER)	Для подачи питания в систему управления стрельбой на внутренние и внешние ПК-3.
9	Кнопка ПКЗ+ГШ НА ЗЕМЛЕ (DEBLOCK.GUNS WING+GS)	Для снятия блокировки стрельбы на земле с ПК-3 и ГШ-23. Применяется при пристрелке пушки и пулемётных контейнеров на земле.
10	Переключатель АВАР. ФОТО ПКЗ ВНУТРН. (EMERG.FOTO GUNS WING INNER)	Для снятия блокировки стрельбы с внутренних ПК-3 и ПФК-3 при отказе основного генератора. ПФК-3 (фотоконтейнер) в симуляторе не используется.
Сигналы		
11	ГОТОВ (STAND ALERT)	Сигнализирует о готовности системы управления вооружением.
Органы управления и сигнализации пулемётного вооружения в задней кабине		
12	АЗС ОРУЖИЕ (ARMS)	Для подачи питания на АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине. АЗС является командным по отношению к АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) в передней кабине.
13	Индикатор подвески	Сигнализирует о подвеске ПК-3 на пилонах.
14	Сигнал СБРОС-ПУСК (ARMAMENT FIRE)	Сигнализирует о нажатии боевой кнопки в передней кабине.

Органы управления и сигнализации в передней кабине

Панель вооружения

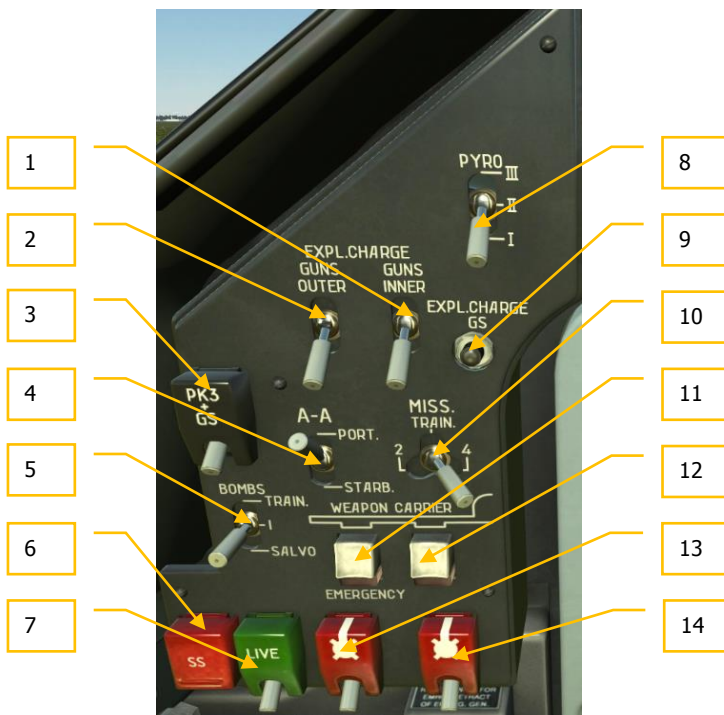


Рис. 200. Пульт управления вооружением в передней кабине

1. Переключатель ЗАРЯД ПК-3 ВНУТРИ. (EXPL.CHARGE GUNS INNER).
2. Переключатель ЗАРЯД ПК-3 ВНЕШН (EXPL.CHARGE GUNS OUTER).
3. Переключатель ПКЗ+ГШ (ПКЗ+GS).
4. Двухпозиционный переключатель СС ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ (A-A PORT. – STARB).
5. Трёхпозиционный переключатель БОМБЫ СЕРИЯ – 1 – ЗАЛП (BOMBS TRAIN. – 1 – SALVO).
6. Кнопка СС (AA MISSILE).
7. Переключатель ВЗРЫВ (LIVE).
8. Переключатель ПИРО III-II-I (PYRO III-II-I).
9. Кнопка ЗАРЯД ГШ (EXPL.CHARGE GS).
10. Трёхпозиционный переключатель СЕРИЯ – 2 – 4 (MISS. TRAIN. – 2 – 4).

11. Кнопка ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER) внешних пилонов.
12. Кнопка ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER) внутренних пилонов.
Когда нажата хоть одна кнопка, происходит блокировка стрельбы из пушки.
13. Переключатель АВАРИЙНО (EMERGENCY) внешних пилонов.
14. Переключатель АВАРИЙНО (EMERGENCY) внутренних пилонов.

Средний пульт

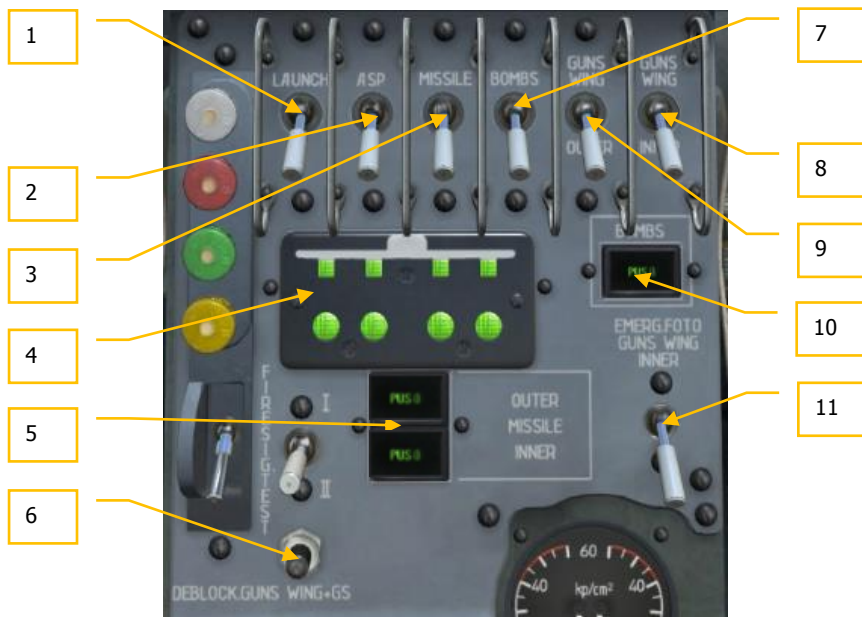


Рис. 201. Средний пульт в передней кабине

1. АЗС ПУСК (LAUNCH).
2. АЗС АСП (ASP) – для включения прицела АСП-ЗНМУ-39 З и фотоконтрольного прибора ФКП-2-2.
3. АЗС РАКЕТЫ (MISSILE).
4. Индикатор подвески:
 - Верхний ряд сигнализирует о подвеске отдельных АБ, блоков УБ-16, ПТБ, АПУ, держателей ДЗБД и контейнеров ПК-3 до взведения (до включения ЗАРЯД ПК-3 ВНЕШН ЗАРЯД ПК-3 ВНУТРН (EXPL.CHARGE GUNS OUTER GUNS INNER)).
 - Нижний ряд сигнализирует о подвеске ракет на АПУ, бомб на держателях ДЗБД и контейнеров ПК-3 после взведения (после включения ЗАРЯД ПК-3 ВНЕШН ЗАРЯД ПК-3 ВНУТРН (EXPL.CHARGE GUNS OUTER GUNS INNER)).
5. Сигналы ПУС-0 (PUS-0) для внешних и внутренних блоков УБ-16.
6. Кнопка ПКЗ+ГШ НА ЗЕМЛЕ (DEBLOCK.GUNS WING+GS).

7. АЗС БОМБЫ (BOMBS).
8. Переключатель ПК-3 ВНЕШН (GUN WING OUTER).
9. Переключатель ПК-3 ВНУТРН (GUN WING INNER).
10. Сигнал ПУС-0 (PUS-0) для АБ.
11. Переключатель АВАР. ФОТО ПКЗ ВНУТРН (EMERG.FOTO GUNS WING INNER).

Панель управления ракетами Р-3С, Р-60 и ГШ-23Л



Рис. 202. Панель управления ракетами Р-3С, Р-60 и ГШ-23Л

1. АЗС НАКАЛ (GLOWING ON).
2. АЗС ОБОГРЕВ (HEATING ON).
3. Ручка ГРОМК. СС (VOLUME SS).
4. АЗС ПУШКА ГШ (CANNON GS).

Сигнальные табло



Рис. 203. Сигнальные табло

1. Сигнал ВЗРЫВ (EXPLOSIVE). На L-39C находился на центральной панели.
2. Сигнал "α" (Альфа).

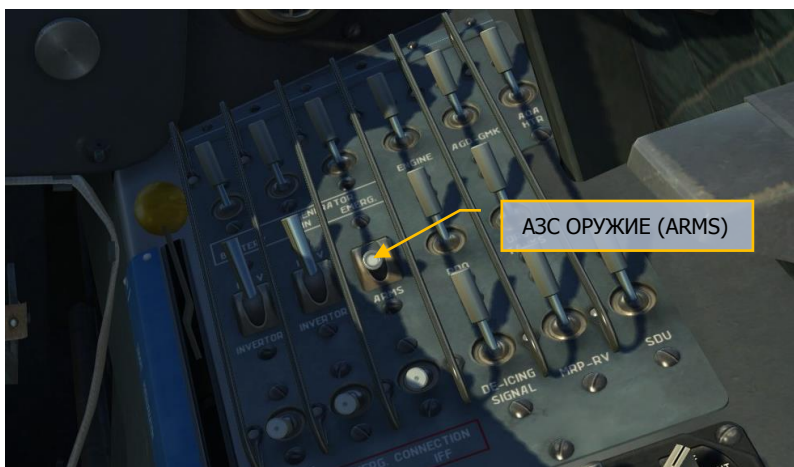
Полёты на бомбометание

Перед полётом проверить что в задней кабине включены АЗС СЕТЬ (NETW), ОРУЖИЕ (ARMS) и СИГНАЛ (SIGNAL).

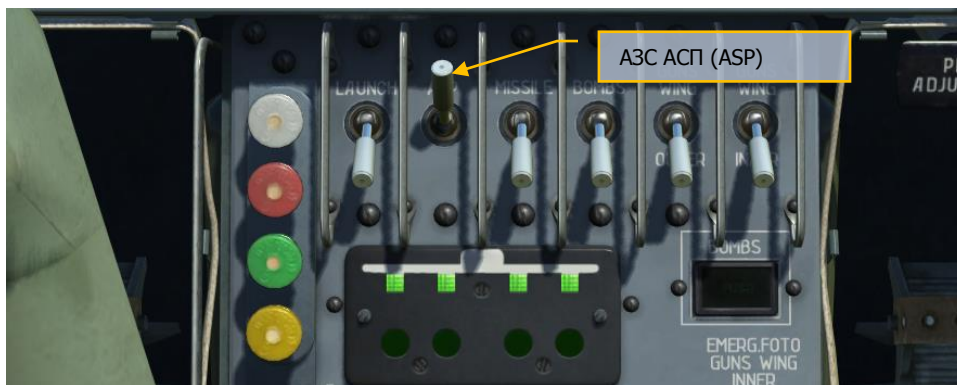
Параметры бомбометания на L-39ZA аналогичны параметрам бомбометания на L-39C.

Перед выходом на цель:

1. Включить АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) [RCtrl+3].



2. Включить АЗС АСП (ASP) [LAlt+2].



3. Установить угол наклона отражателя и поднять кресло в верхнее положение чтобы было видно центральную точку прицела и верхнюю часть дальномерного кольца. Установить фиктивную базу цели.
4. Переключатель ГИРО – НЕПОД (GYRO – FIXED) в положение НЕПОД (FIXED) [LShift+J].
5. Ввести в прицел минимальную дальность [.]
6. Включить АЗС БОМБЫ (BOMBS) [LAlt+4].



7. Кнопками ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER) выбрать пилоны.
[LShift+6] — внутренние пилоны.
[LShift+5] — внешние пилоны.
8. Переключателем БОМБЫ СЕРИЯ – 1 – ЗАЛП (BOMBS TRAIN. – 1 – SALVO) выбрать вариант применения АБ.
[LAlt+LCtrl+LShift+S] – вверх.
[LAlt+LCtrl+LShift+X] – вниз.



Действия в районе цели:

9. Включить АЗС ПУСК (LAUNCH) [LAlt+1].



10. Маневр выхода на цель строить таким образом, чтобы цель перемещалась к заданному углу визирования.
11. В момент прихода цели к заданному углу визирования, начать разворот на боевой курс с креном 60–120° с одновременным вводом в пикирование. После ввода в пикирование установить заданные обороты.
12. 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.
13. Откинуть БК [LCtrl+Space], по мере снижения самолёта центральная точка сетки прицела будет смещаться на цель, а скорость и высота к расчётным параметрам сбрасывания.
14. При достижении заданной высоты и скорости, и совмещения центральной точки прицела с целью, нажать на БК [Space] и произвести сброс авиабомбы.
15. Сразу после сброса произвести вывод из пикирования с перегрузкой 4–5 ед. с одновременным увеличением оборотов до ВЗЛ.

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

1. Переключатель ВЗРЫВ (LIVE) на панели вооружения в передней кабине или переключатель БОМБЫ ВЗРЫВ – НЕВЗРЫВ (BOMBS LIVE – BLANK) в задней кабине установить в положение ВЗРЫВ (LIVE).



Рис. 204. Переключатель ВЗРЫВ (LIVE) в передней кабине

2. Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине или переключатель АВАР. СБРОС (EMERG. JETTIS) в задней кабине установить во включённое положение.



Рис. 205. Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине

Для выполнения бомбометания от аварийной системы на «невзрыв», переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине или переключатель АВАР. СБРОС (EMERG. JETTIS) в задней кабине установить во включённое положение.

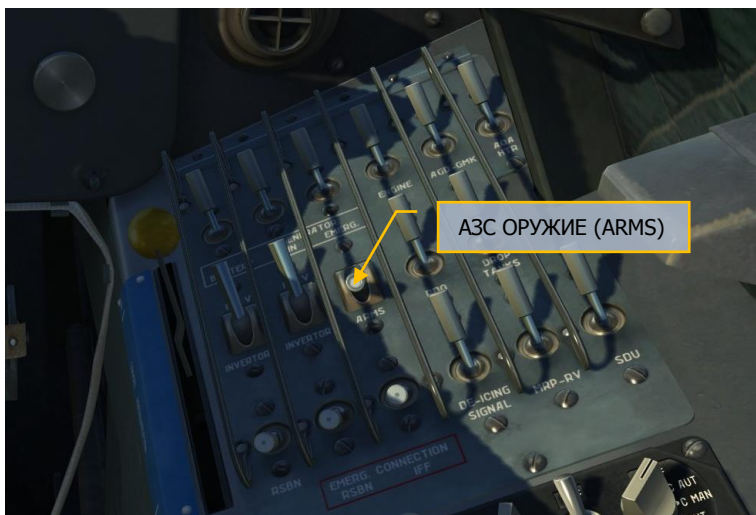
Полёт на стрельбу неуправляемыми ракетами

Перед полётом проверить что в задней кабине включены АЗС СЕТЬ (NETW), ОРУЖИЕ (ARMS) и СИГНАЛ (SIGNAL).

Параметры стрельбы на L-39ZA аналогичны параметрам стрельбы на L-39C.

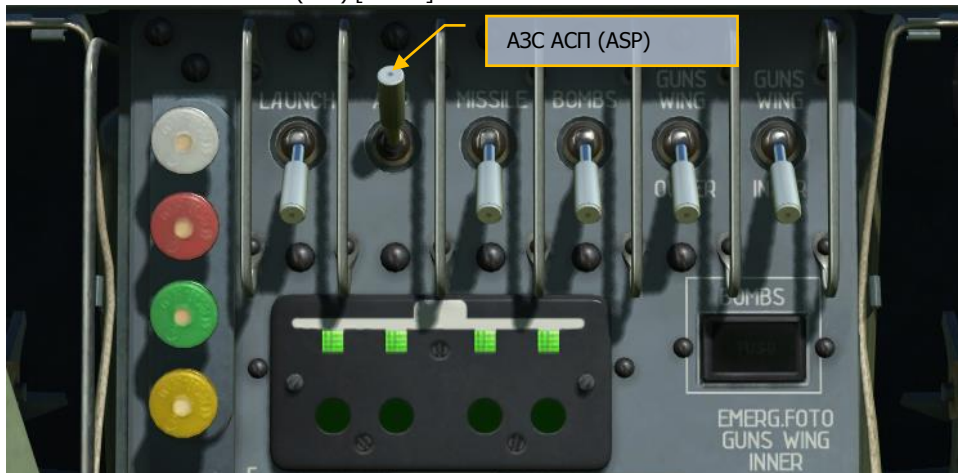
Перед выходом на цель:

1. Включить АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) [RCtrl+3].



DCS [L-39 ALBATROS]

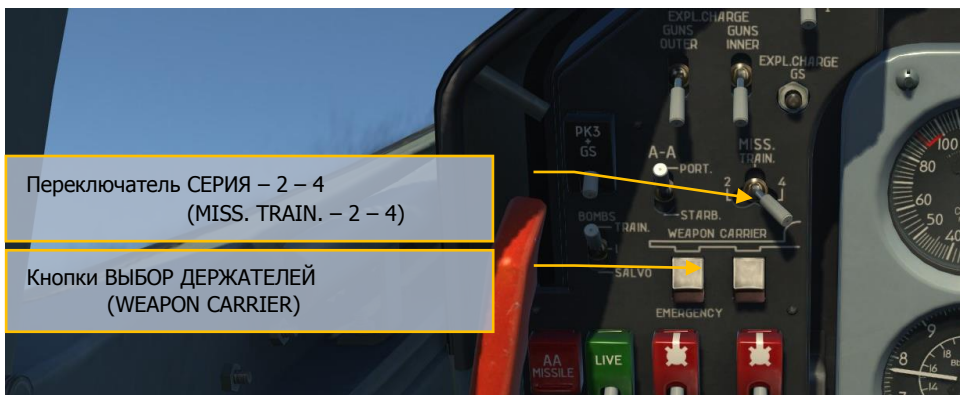
2. Включить АЗС АСП (ASP) [LAlt+2].



3. Установить угол наклона отражателя прицела.
4. Установить фиктивную базу цели.
5. Переключатель ГИРО – НЕПОД (GYRO – FIXED) в положение НЕПОД (FIXED) [LShift+J].
6. Ввести в прицел минимальную дальность [.]
7. Включить АЗС ПАКЕТЫ (MISSILE) [LAlt+3].

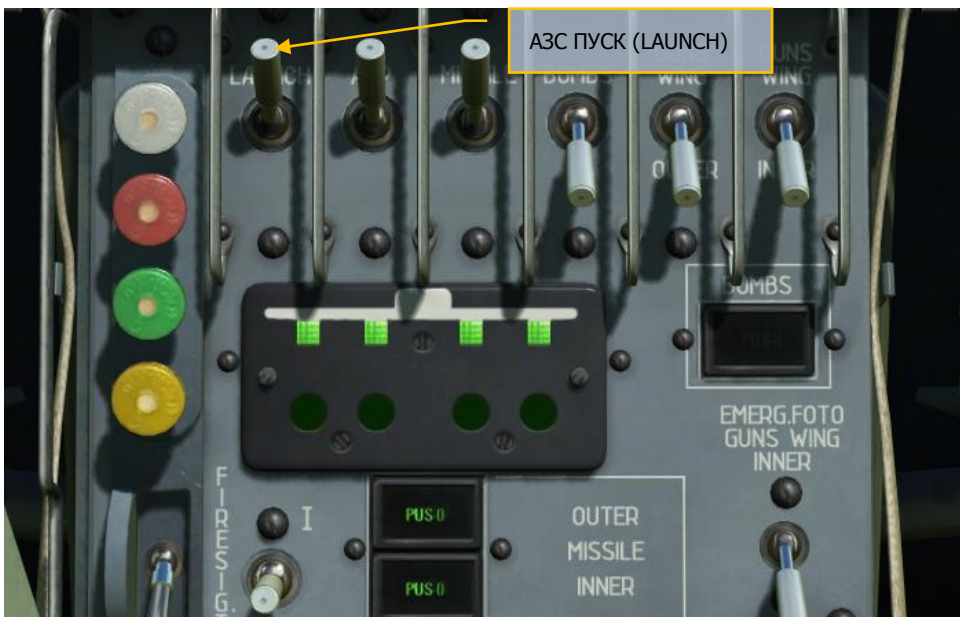


8. Переключателем СЕРИЯ – 2 – 4 (MISS. TRAIN. – 2 – 4) [RShift+V] — [RAlt+V] — [RCtrl+V] установить вариант стрельбы.
9. Кнопками ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER) выбрать пилоны.
[LShift+6] — внутренние пилоны.
[LShift+5] — внешние пилоны.



Действия в районе цели:

10. Включить АЗС ПУСК (LAUNCH) [LAlt+1].



11. Переключатель ГИРО – НЕПОД (GYRO – FIXED) в положение ГИРО (GYRO) [LShift+J].
12. Маневр выхода на цель строить таким образом, чтобы цель перемещалась к заданному углу визирования (точка начала разворота).
13. В момент прихода цели к заданному углу визирования, начать разворот на боевой курс с креном 60–120° с одновременным вводом в пикирование. При вводе в пикирование установить обороты двигателя МГ для угла пикирования 30° и 90-92% для угла пикирования 20°.
14. Разворот и ввод в пикирование закончить так, чтобы центр сетки прицела был под целью.
15. Откинуть БК [LCtrl+Space], ввести в прицел максимальную дальность [;], совместить центр сетки прицела с центром цели.
16. По мере снижения самолёта удерживать центральную точку сетки прицела на цели.
17. Как только цель впишется в окружность, образованную ромбиками сетки прицела, нажать на БК [Space] и произвести пуск.
18. Сразу после пуска произвести вывод из пикирования с перегрузкой 3–3,5 ед. с одновременным увеличением оборотов до ВЗЛ.
19. После вывода из пикирования ввести в прицел минимальную дальность и выполнить маневр для повторной атаки.

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

Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине или переключатель АВАР. СБРОС (EMERG. JETTIS) в задней кабине установить во включённое положение.

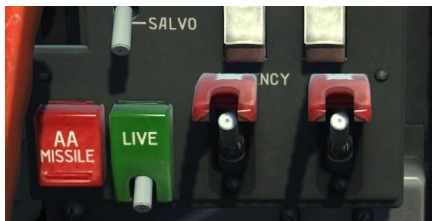


Рис. 206. Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине

Боевое применение по воздушным целям

Перед полётом проверить что в задней кабине включены АЗС СЕТЬ (NETW), ОРУЖИЕ (ARMS) и СИГНАЛ (SIGNAL).

Перед выполнением перехвата:

1. Включить АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) [RCtrl+3].

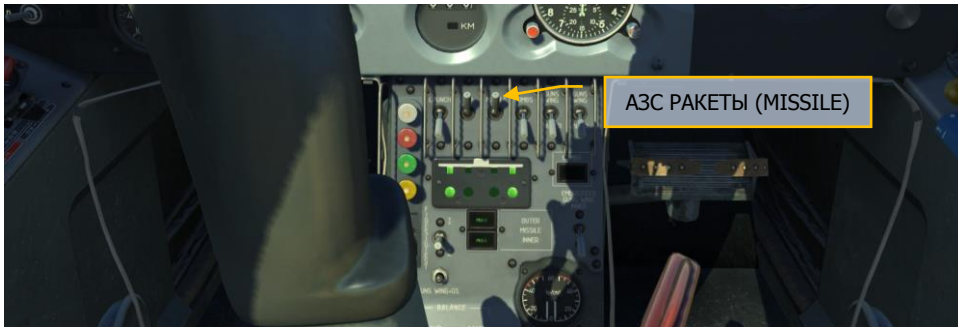


2. Включить АЗС АСП (ASP) [LAlt+2].

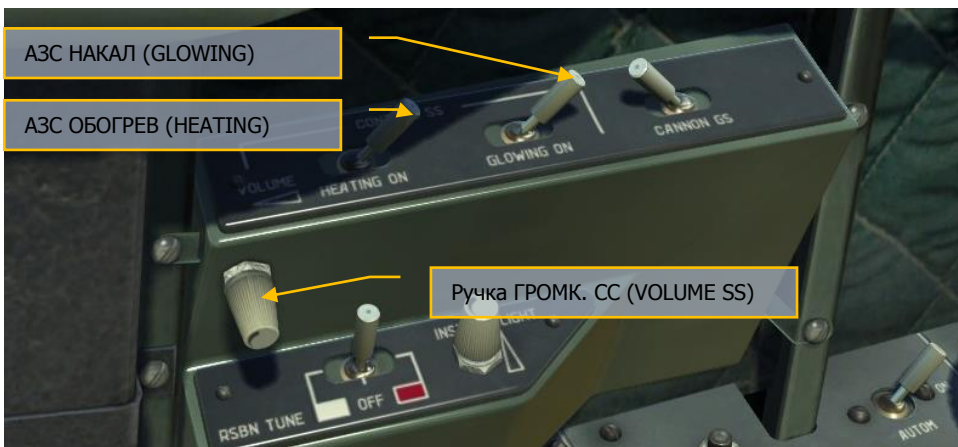


3. Установить угол наклона отражателя прицела 0° .
4. Установить фиктивную базу цели.
5. Переключатель ГИРО – НЕПОД (GYRO – FIXED) в положение НЕПОД (FIXED) [LShift+J].
6. Ввести в прицел максимальную дальность [;].

7. Включить АЗС ПАКЕТЫ (MISSILE) [LAlt+3].



8. Включить АЗС НАКАЛ (GLOWING) [LShift+9].
9. Включить АЗС ОБОГРЕВ (HEATING) [LShift+8].
10. Ручкой ГРОМК. СС (VOLUME SS) установить максимальную громкость.

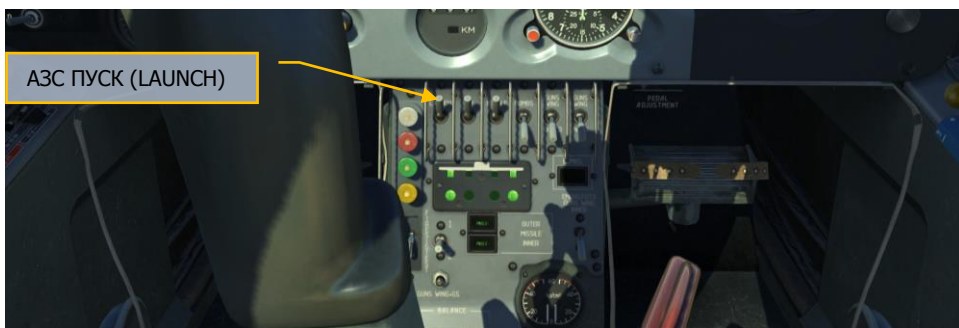


11. Переключателем СС ЛЕВАЯ – ПРАВАЯ (A-A PORT. – STARB) выбрать ракету для пуска [RAlt+RCtrl+RShift+R].
12. Нажать левую кнопку ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER) [LShift+5] для выбора внешних пилонов.



Выполнение перехвата:

13. Обнаружить цель и занять исходное положение для атаки, дальность 2000 м, угол визирования на цель 50–60°, превышение или принижение 300–400 м. Откинуть БК [LCtrl+Space].
14. включить АЗС ПУСК (LAUNCH) [LAlt+1].



15. Выполнить доворот на цель с креном 50–60°. При подходе цели к отражателю прицела убрать крен.
16. Выполнить прицеливание, отворотами самолёта выделить максимальный звуковой сигнал.
17. Сигнал NO LAUNCH не горит.

18. Когда видимый размер цели будет в 3–2 раза меньше диаметра дальномерного кольца, выполнить пуск ракеты нажатием на БК [Space].
19. Выполнить выход из атаки.
20. Выполнить повторный заход для атаки.

В случае отказа основной системы пуска УР, необходимо выполнить аварийный пуск нажатием кнопки СС (AA MISSILE).

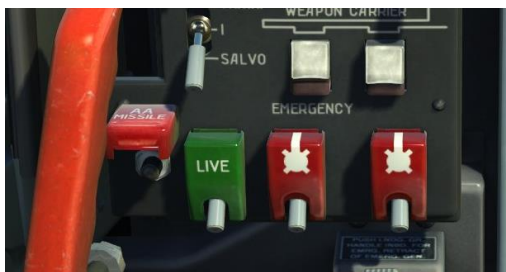


Рис. 207. Кнопка СС (AA MISSILE)

Для аварийного сброса ракет вместе с АПУ, левый переключатель АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине или переключатель АВАР. СБРОС (EMERG. JETTIS) в задней кабине установить во включённое положение.



Рис. 208. Переключатель АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине

Стрельба из пушки по наземным целям

Перед полётом проверить что в задней кабине включены АЗС СЕТЬ (NETW), ОРУЖИЕ (ARMS) и СИГНАЛ (SIGNAL).

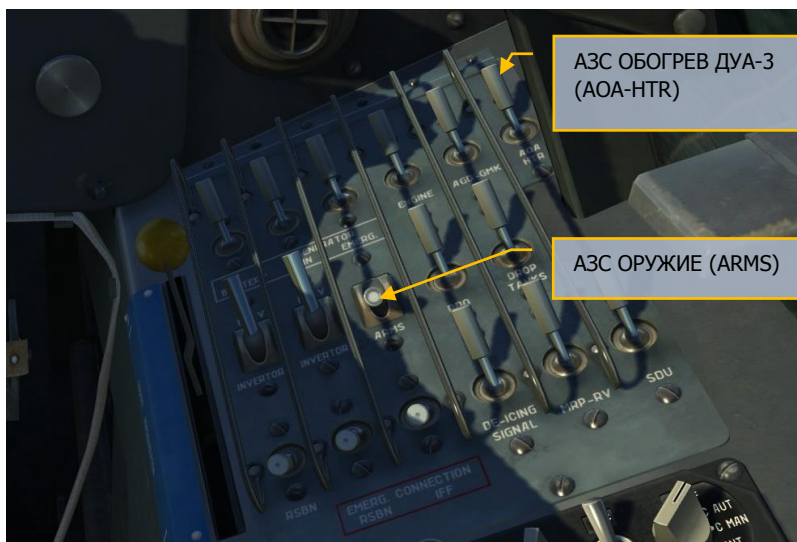
Стрельбу из пушки выполнять под углом 20 и 30° в условиях, приведённых в таблице №3.

Таблица № 3.

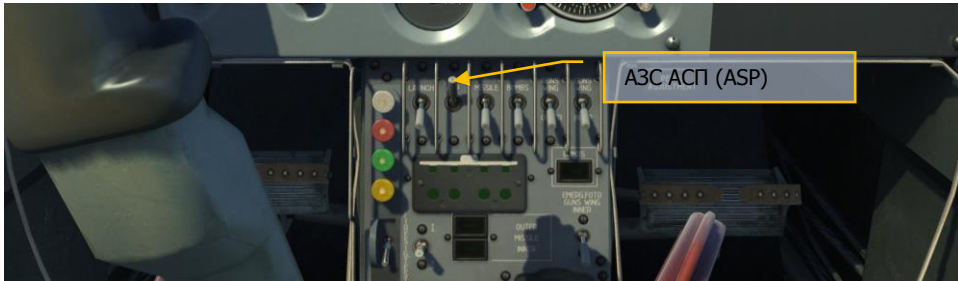
№ п/п	Параметры	30°	20°
1	Угол наклона отражателя прицела, гр	1,38	1,51
2	Высота выхода на цель и ввода в пикирование, м	1200	1200
3	Скорость выхода на цель и ввода в пикирование, км/ч	400	400
4	Высота стрельбы, м	600	500
5	Скорость в момент стрельбы, км/ч	600	600
6	Дальность стрельбы, м	1200	1460

Перед выходом на цель:

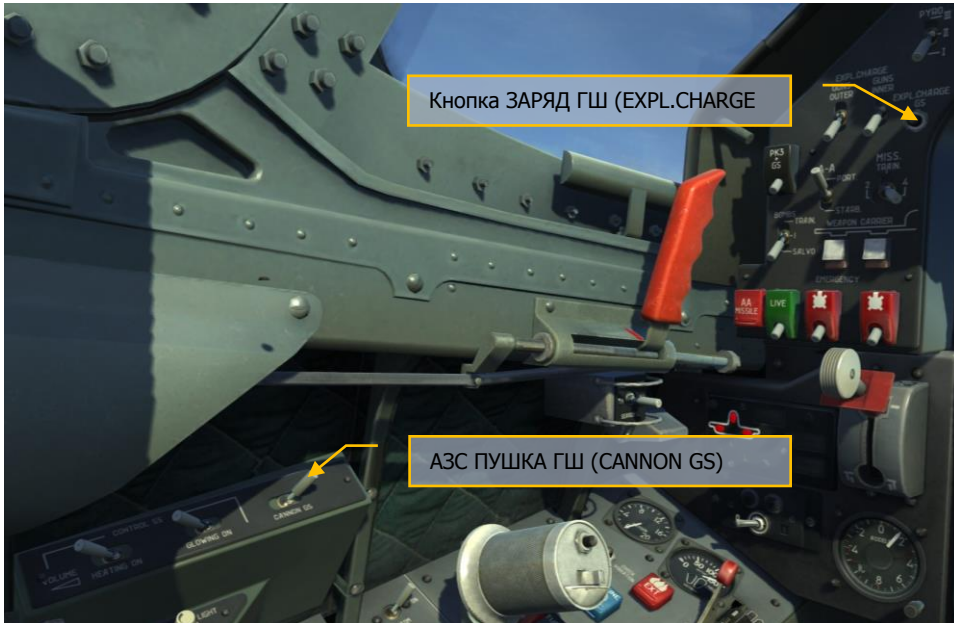
1. Включить АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) [RCtrl+3].
2. Включить АЗС ОБОГРЕВ ДУА-3 (AOA-HTR) [RShift+6].



3. Включить АЗС АСП (ASP) [LAlt+2].

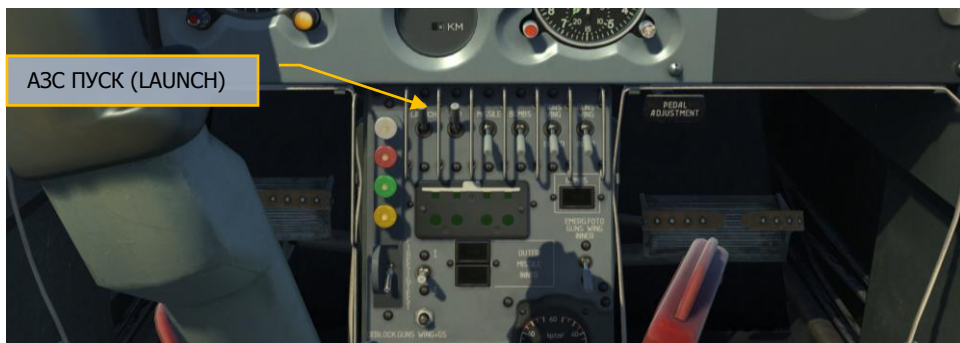


4. Установить угол наклона отражателя прицела.
5. Установить фиктивную базу цели.
6. Переключатель ГИРО – НЕПОД (GYRO – FIXED) в положение НЕПОД (FIXED) [LShift+J].
7. Ввести в прицел минимальную дальность [.]
8. Включить АЗС ПУШКА ГШ (CANNON GS) [LShift+0].
9. Нажать на кнопку ЗАРЯД ГШ (EXPL.CHARGE GS) для зарядки пушки [LAlt+LCtrl+LShift+S].



Действия в районе цели:

10. Выйти на цель на заданной высоте и скорости.
11. Включить АЗС ПУСК (LAUNCH) [LAlt+1].



12. Переключатель ГИРО – НЕПОД (GYRO – FIXED) в положение ГИРО (GYRO) [LShift+J].
13. Маневр выхода на цель строить таким образом, чтобы цель перемещалась к заданному углу визирования (точка начала разворота).
14. В момент прихода цели к заданному углу визирования, начать разворот на боевой курс с креном 60–120° с одновременным вводом в пикирование. При вводе в пикирование установить обороты двигателя не менее 90%.
15. Разворот и ввод в пикирование закончить так, чтобы центр сетки прицела был под целью.
16. Откинуть БК [LCtrl+Space], ввести в прицел максимальную дальность [;], совместить центр сетки прицела с центром цели.
17. По мере снижения самолёта удерживать центральную точку сетки прицела на цели.
18. Как только цель впишется в окружность, образованную ромбиками сетки прицела, нажать на БК [Space] и произвести стрельбу.
19. Сразу после стрельбы произвести вывод из пикирования с перегрузкой 3–3,5 ед. с одновременным увеличением оборотов до ВЗЛ.
20. После вывода из пикирования ввести в прицел минимальную дальность и выполнить маневр для повторной атаки.

Характерные ошибки при стрельбе из ГШ-23Л

- Стрельба с дальности, большей или меньшей расчётной, приводит к недолёту или перелёту снарядов.
- Резкие движения ручки управления после ввода максимальной дальности вызывают большие колебания сетки прицела — прицеливание затруднено.

Стрельба из пулемётного контейнера ПК-3 по наземным целям

Перед полётом проверить что в задней кабине включены АЗС СЕТЬ (NETW), ОРУЖИЕ (ARMS) и СИГНАЛ (SIGNAL).

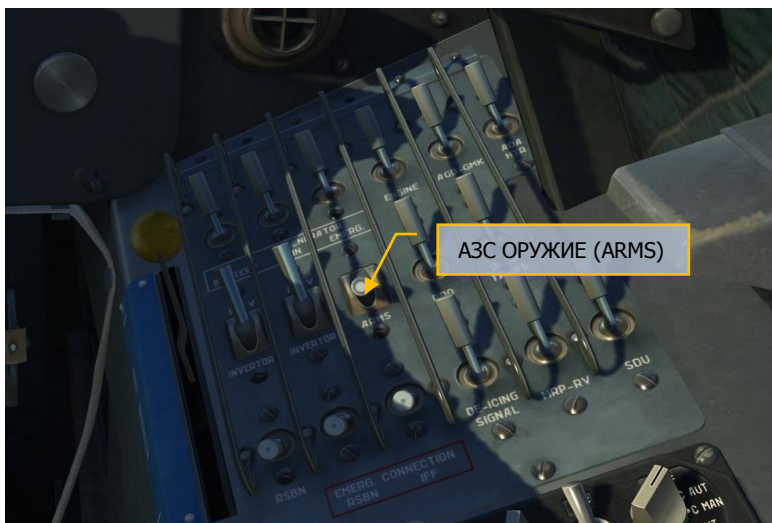
Стрельбу из ПК-3 выполнять под углом 20 и 30° в условиях, приведённых в таблице №4.

Таблица № 4.

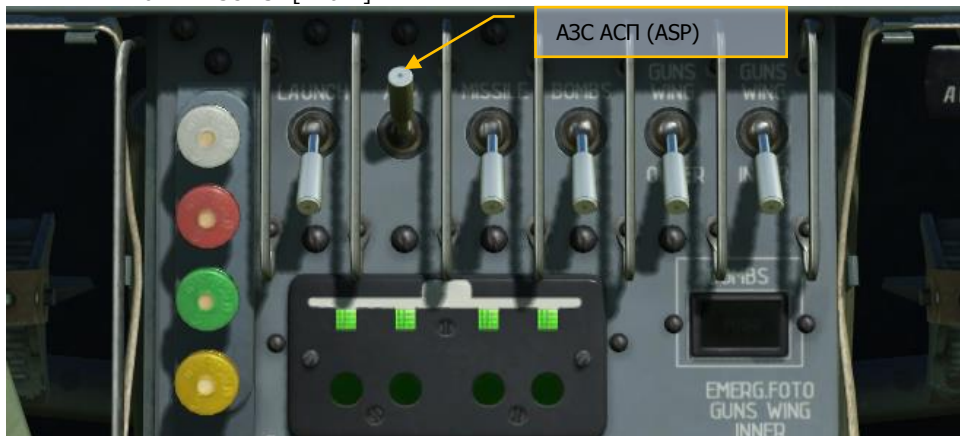
№ п/п	Параметры	30°	20°
1	Угол наклона отражателя прицела, гр	1,38	1,51
2	Высота выхода на цель и ввода в пикирование, м	1200	1200
3	Скорость выхода на цель и ввода в пикирование, км/ч	400	400
4	Высота стрельбы, м	600	500
5	Скорость в момент стрельбы, км/ч	600	600
6	Дальность стрельбы, м	1200	1460

Перед выходом на цель:

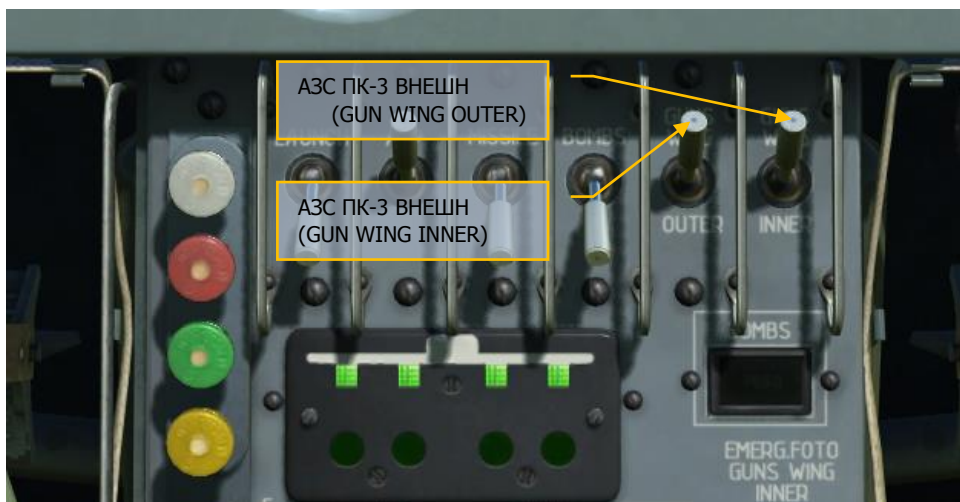
1. Включить АЗС ОРУЖИЕ (ARMS) [RCtrl+3].



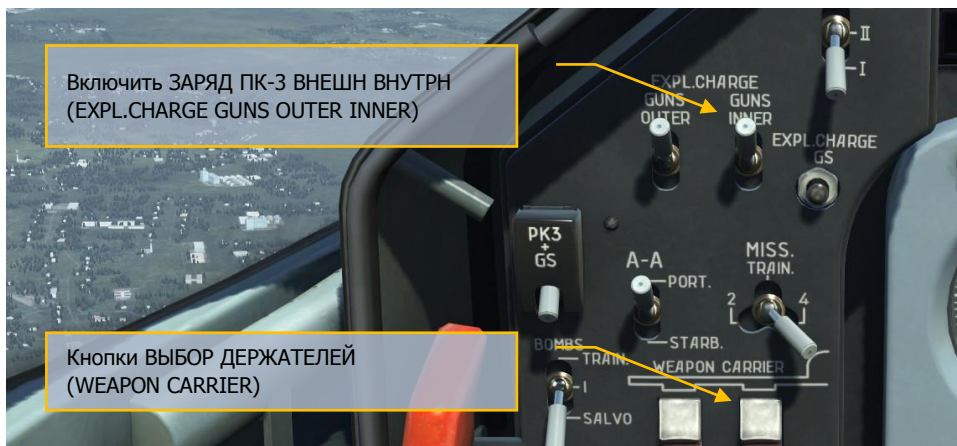
2. Включить АЗС ASP [LAlt+2].



3. Установить угол наклона отражателя прицела.
4. Установить фиктивную базу цели.
5. Переключатель ГИРО – НЕПОД (GYRO – FIXED) в положение НЕПОД (FIXED) [LShift+J].
6. Ввести в прицел максимальную дальность [;].
7. Включить АЗС ПК-3 ВНЕШН (GUN WING OUTER) [LShift+5].
8. Включить АЗС ПК-3 ВНУТРН (GUN WING INNER) [LShift+6].



9. Включить переключатель ЗАРЯД ПК-3 ВНУТРН (EXPL.CHARGE GUNS INNER) [LAlt+LCtrl+LShift+E].
10. Включить переключатель ЗАРЯД ПК-3 ВНЕШН (EXPL.CHARGE GUNS OUTER). [LAlt+LCtrl+LShift+W].
11. Кнопками ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER) выбрать пилоны. [LShift+6] — внутренние пилоны. [LShift+5] — внешние пилоны.



Включить ЗАРЯД ПК-3 ВНЕШН ВНУТРН (EXPL.CHARGE GUNS OUTER INNER)

Кнопки ВЫБОР ДЕРЖАТЕЛЕЙ (WEAPON CARRIER)

Действия в районе цели:

12. Выйти на цель на заданной высоте и скорости.
13. Включить АЗС ПУСК (LAUNCH) [LAlt+1].



АЗС ПУСК (LAUNCH)

14. Маневр выхода на цель строить таким образом, чтобы цель перемещалась к заданному углу визирования (точка начала разворота).
15. 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%.
16. Разворот и ввод в пикирование закончить так, чтобы центр сетки прицела был под целью.
17. Откинуть БК [LCtrl+Space] и совместить центр сетки прицела с центром цели.
18. По мере снижения самолёта удерживать центральную точку сетки прицела на цели.
19. Как только цель впишется в окружность, образованную ромбиками сетки прицела, нажать на БК [Space] и произвести стрельбу.
20. Сразу после стрельбы произвести вывод из пикирования с перегрузкой 3–3,5 ед, с одновременным увеличением оборотов до ВЗЛ.

Для аварийного сброса ПК-3 переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине или переключатель АВАР. СБОС (EMERG. JETTIS) в задней кабине установить во включённое положение.



Рис. 209. Переключатели АВАРИЙНО (EMERGENCY) в передней кабине

АВАРИЙНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ



АВАРИЙНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

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 следствие 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 с кнопку ТУРБО
- после загорания сигнала ТУРБОСТАРТЕР нажать на 1–2 с кнопку ДВ-Ль.
- через 3–6 с 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 °С, давление масла на входе в двигатель не менее 2 кг/см².
- после запуска вывести обороты двигателя 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 с кнопку ДВ-Ль.
- через 3–6 с 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 °С, давление масла на входе в двигатель не менее 2 кг/см².
- после запуска двигателя вывести обороты на повышенный режим, и убедиться в нормальной работе его.

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 переключатель 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 2 000 м и менее 60% на высотах выше 2 000 м.
- до высоты 2 000 м разрешается устанавливать обороты не более 103%, а на высотах 2 000–8 000 м — не более 99%.
- изменение режима от МГ до НОМ производить за время не менее 15 с.

Важно: Если при включении АВАР. ТОПЛ РУД находится в положении 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 с кнопку ТУРБО.
- после загорания сигнала ТУРБОСТАРТЕР нажать на 1–2 с кнопку ДВ-ЛЬ.
- через 10 с 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 2 000 м и не менее 60% на высотах выше 2 000 м.
- при оборотах КВД 41,5–44,5% выключить Сапфир-5 выключателем СТОП ТУРБО.
- после запуска двигателя, температура газов за турбиной не более 600°С, давление масла на входе в двигатель не менее 2 кг/см².
- 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 с кнопку ДВ-ЛЬ.
- через 3–6 с 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 менее 56% на высотах менее 2 000 м и не менее 60% на высотах выше 2 000 м.
- после запуска двигателя, температура газов за турбиной не более 600 °С, давление масла на входе в двигатель не менее 2 кг/см².
- 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 °С и 730 °С.
- 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 °С и 730 °С
- 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.

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 планирования на глиссаде 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/см² на оборотах 95% и выше.
- давление масла менее 2 кг/см² 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 $+2^\circ$ на оборотах 92-96% в диапазоне высот 1000–5000 м и 95–99% для высот 5000–10 000 м, что будет соответствовать скорости 400 км/ч.
- снижение выполнять с углом тангажа -2° по КПП на оборотах малого газа.
- расчёт высоты производить исходя из того, что при данном режиме снижения 1 000 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 $+2^\circ$ 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 $-2,5^\circ$ что соответствует скорости 280 км/ч.
- на ДПРС выпустить закрылки на 44° установить обороты 90% угол тангажа -4°
- высоту пролёта ДПРС и БПРС контролировать по РВ-5М.

Примечание: УВПД может использоваться лётчиком для определения высоты, в случае отказа высотомера ВД-20. До высоты 2000 м показания по УВПД соответствуют показаниям высотомера, а на высоте более 2000 м высоту определять по формуле.

Формула для расчёта высоты: $H_{увпд} = H_{вд-2000} / 2 + 2000$.

Высота по ВД-20	Высота по УВПД
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 1 000 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 генератора

Признаки:

- загорание сигналов ГЕНЕРАТОР, ЗАПАСНЫЙ ГЕНЕРАТОР.
- напряжение 23–24 В.
- автоматическое отключение аппаратуры РСБН-5С.

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 АЭС АВАР. ВКЛ. ИСКРА и АВАР. ВКЛ. СРО.

При понижении напряжения до 20–21 В. шасси и закрылки выпускать аварийно.

Разрушение остекления фонаря

Действия:

- уменьшить скорость полёта до 270 км/ч.
- снизиться до высоты менее 4000 м.
- выполнить посадку

Появление дыма в кабине

Разгерметизация кабины

Действия:

- перейти на питание чистым кислородом РПК-52 100% O₂ – СМЕСЬ установить в положение 100% O₂.
- 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.

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, а с креном 45° — потеря составит 350 м.

При расчёте необходимо учитывать высоту выхода в контрольную точку. Контрольной точкой на аэродроме является ДПРС. Для расчёта необходимо пользоваться следующей формулой:

Лпл. = (Нп.-Ндпрс)*К км.

Нп — высота полёта.

Ндпрс — высота пролёта дальней приводной радиостанции.

К — аэродинамическое качество самолёта (в полётной конфигурации составляет 10 км).

Аэродинамическое качество — это расстояние которое может пролететь летательный аппарат с высоты 1000 м с выключенным двигателем на наивыгоднейше скорости.

Для Л-39 наивыгоднейшая скорость составляет — 300 км/ч.

С высоты 1000 м самолёт Л-39 на скорости 300 км/ч, сможет пролететь примерно 10 км.

Пример: Самолёт находится на удалении 15 км, и высоте 3 000 м.

Лпл. = (3-1)*10=20 км.

Исходя из расчёта, лётчик убеждается что посадка возможна.

При выходе на ДПРС под 90° или с обратно-посадочным курсом, необходимо учесть потерю высоты в развороте на посадочный курс. Необходимо к высоте прохода ДПРС прибавить высоту, теряемую в развороте.

Вынужденная посадка на аэродром с остановленным двигателем

- Сбросить внешние подвески.
- Установить скорость планирования по прибору 300 км/ч.
- Выполнить разворот в сторону аэродрома.
- Постоянно оценивать возможность выхода на ДПРС на высоте не менее 600 м и не более 1000 м.
- При ожидаемом выходе от 1100 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 ДПРС на высотах от 1500–1800 м выполнить вираж с креном 30°.
- При выходе на ДПРС на высотах от 1900 и выше, необходимо выполнить разворот на 180°, а далее на посадочный курс.

Высоту разворота на посадочный курс определять по формуле:

$$H = H_{\text{дпрс}} / 2 + 500 \text{ м.}$$

Пример: Выход на ДПРС выполнен на высоте 1900 м.

Определяем высоту разворота на ПК: $H = 1900 / 2 + 500 = 1450$ м.

- По достижению расчётной высоты выполнить разворот на посадочный курс.
- Перед выходом на ДПРС выпустить шасси, установить скорость 280 км/ч.
- По значению высоты пролёта ДПРС принять решение на выпуск закрылков (если высота пролёта ДПРС 600 м, посадка выполняется с убранными закрылками или выпущенными во взлётное положение).
- После пролёта ДПРС 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 выполнять на высоте 8–10 м обычным способом.
- При высоте прохода ДПРС 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 и расчёт на посадку.
- При полной уверенности в расчёте приземления на площадку, выпустить закрылки в положение 25°, а затем в положение 44°, установить скорость планирования 250–260 км/ч.
- Убедиться, 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, 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).

Таблица №4 Качество самолёта в зависимости от конфигурации

Конфигурация самолёта	V км/ч	K макс. км	Вертикальная скорость м/с
Шасси убраны, закрылки 0°	300	10	10
Шасси выпущены, закрылки 0°	300	7	11
Шасси выпущены, закрылки 25°	280	5,5	13
Шасси выпущены, закрылки 44°	260	3,6	15-17

ЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ



ЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ L-39 C/ZA

Максимальные истинные скорости горизонтального полёта (полётный вес 4 000 кг):		
а) при работе двигателя на взлётном режиме ($n_{1квд} = 106,8 \pm 1\%$)		
• у земли	км/ч	702*
• на высоте 5 000 м	км/ч	757*
• на высоте 6 000 м	км/ч	760*
• на высоте 10 000 м	км/ч	737*
б) при работе двигателя на номинальном режиме ($n_{1квд} = 103,2 \pm 1\%$)		
• у земли	км/ч	640*
• на высоте 5 000 м	км/ч	712*
• на высоте 6 000 м	км/ч	720*
• на высоте 10 000 м	км/ч	694*
2. Максимальные вертикальные скорости (взлётный вес 4 300 кг):		
а) при работе двигателя на взлётном режиме ($n_{1квд} = 106,8 \pm 1\%$)		
• у земли	м/с	22
• на высоте 6 000 м	м/с	10,8
• на высоте 10 000 м	м/с	3,4
б) при работе двигателя на номинальном режиме ($n_{1квд} = 103,2 \pm 1\%$)		
• у земли	м/с	16,3
• на высоте 6 000 м	м/с	8
• на высоте 10 000 м	м/с	2,6
3. Практический потолок (условия стандартные, взлётный вес 4 300 кг)		
	м	11 500
4. Минимальное время набора высоты (условия стандартные, взлётный вес 4 300 кг)		
а) при работе двигателя на взлётном режиме ($n_{1квд} = 106,8 \pm 1\%$)		
• высоты 6 000 м	мин	6,4
• высоты 10 000 м	мин	16,9
• практического потолка при работе двигателя с высоты 10 000 м. на номинальном режиме	мин	40
б) при работе двигателя на номинальном режиме ($n_{1квд} = 103,2 \pm 1\%$)		
• высоты 6 000 м	мин	8,6
• высоты 10 000 м	мин	22,4
• практического потолка	мин	40,8
5. Максимальная практическая дальность и продолжительность полёта на высоте 5 000 м с остатком топлива 5% полного запаса		
• без заправки топливом концевых топливных баков	км и ч	850 км и 2 ч 11 мин
• с заправкой топливом концевых топливных баков	км и ч	1015 км и 2 ч 35 мин
6. Длина разбега по БВП при взлёте на взлётном режиме работы двигателя при скорости отрыва 185–190 км/ч составляет 480–530 м		
7. Длина пробега по БВП с использованием тормозов колёс, приземление на скорости по прибору 180 км/ч составляет 650–690 м		

*указаны величины скоростей, приведённые к Международным стандартным условиям (МСА).

Характерные скорости горизонтального полёта

- Минимальная (скорость сваливания).
- Навыгоднейшая.
- Максимальная.

Минимальная скорость (скорость сваливания) – скорость на которой коэффициент подъёмной силы максимален ($C_y = 1,31$).

В полётной конфигурации при массе 4 100 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 наивыгоднейшем 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.

Максимально допустимая скорость — скорость, превышение которой не разрешается по условиям прочности самолёта, устойчивости и управляемости самолёта.

В полётной конфигурации при массе 4 100 кг в стандартных условиях составляет у земли — 900 км/ч.

Из условий устойчивости и управляемости (в целях предотвращения затягивания в пикирование) максимально допустимая скорость ограничивается числом M полёта.

В полётной конфигурации при массе 4 100 кг в стандартных условиях M доп. — 0,8, что соответствует скорости у земли 900 км/ч.

До высоты 1300 м первым вступает в силу ограничение максимальной скорости по прочности, необходимо контролировать приборную скорость.

На высоте более 1 300 м — ограничение из условий устойчивости и управляемости, необходимо контролировать число M полёта.

С увеличением высоты максимально допустимая скорость уменьшается.

L-39 C/ZA 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 L-39 C/ZA практическим потолком считают высоту, на которой вертикальная скорость равна 0,5 м/с и составляет — 11 500 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 потребное 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 отклонении элеронов на скорости 380 км/ч составляет $140^\circ/\text{сек}$.

Обратная реакция по крену при отклонении руля направления отсутствует во всём диапазоне скоростей полёта.

Максимальный угол скольжения достигается при полном отклонении педали и составляет около 10° .

При полном отклонении педали балансирующий 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 4 100 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.

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° возникает пикирующий момент, для парирования которого необходимо отклонить ручку управления на себя.
- При выпуске закрылков на 44° 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.

ДОПОЛНЕНИЕ



ДОПОЛНЕНИЕ**Данные аэродромов карты Кавказ
оборудованные РСБН – 4Н и ПРМГ – 4**

Аэродромы	Расположение ИВПП	Каналы РСБН		Частота РП МГц	Частота ДПРС КГц	Частота БПРС КГц
		Н	П			
URKI Краснодар Центральный «Волокно» (Россия)	09-27° ИВПП=2500х40 м	40	38 (09°)	251.0/122.0/ 38.60/3.80	625	303
URKH Майкоп «Ханская» (Россия)	04-22° ИВПП=3200х40 м	34	36 (04°)	254.0/125.0/ 39.20/3.95	288	591
URKW Крымск «Таймыр» (Россия)	04-22° ИВПП=2600х40 м	28	26	253.0/124.0/ 39.0/3.90	408	803
XRMF Моздок «Расписка» (Россия)	08-27° ИВПП=3100х80м	20	22	266.0/137.0/ 41.60/4.55	525	1065

Данные аэродромов карты Кавказ

Аэродром	Расположение ВПП	Частота РП МГц	Частота ДПРС КГц	Частота БПРС КГц
UG23 Гудаута - Бамбора (Абхазия)	15-33° ИВПП=2500x40 м	209.00/130.0 40.20/4.20	—	395 (33°)
UG24 Тбилиси - Соганлуг (Грузия)	14-32° ИВПП=2400x40 м	218.0/139.0 42.0/4.65	—	—
UG27 Вазиани (Грузия)	14-32° ИВПП=2500x40 м	219.0/140.0 42.20/4.70	—	—
UG5X Кобулет (Грузия)	07-25° ИВПП=2400x40 м	212.0/133.0 40.80/4.35	870	490
UGKO Кутаиси - Копитнари (Грузия)	08-26° ИВПП=2500x40 м	213.0/134.0 41.0/4.40	—	477 (08°)
UGKS Сенаки - Колхи (Грузия)	09-27° ИВПП=2400x40 м	211.0/132.0 40.60/4.30	335	688
UGSB Батуми (Грузия)	13-31° ИВПП=2400x40 м	210.0/131.0 40.40/4.25	—	430 (31°)
UGSS Сухуми - Бабушара (Абхазия)	12-30° ИВПП=2500x40 м	208.0/129.0 40.0/4.15	489	995
UGTV Тбилиси - Лочини (Грузия)	13-31° ИВПП=3000x40 м	217.0/138.0 41.80/4.60	342 (13°) 211 (31°)	923 (13°) 435 (31°)
URKA Анапа - Витязево (Россия)	04-22° ИВПП=2900x40 м	200.0/121.0 38.40/3.75	443	215
URKG Геленджик (Россия)	04-22° ИВПП=1800x40 м	205.0/126.0 39.40/4.00	—	1000
URKK Краснодар - Пашковский (Россия)	05-23° ИВПП=3100x40 м	207.0/128.0 39.80/4.10	493	240
URKN Новороссийск (Россия)	04-22° ИВПП=1780x40 м	202.0/123.0 38.80/3.85	—	—
URMM Минеральные Воды (Россия)	12-30° ИВПП=3900x40 м	214.0/135.0 41.20/4.45	583	283
URMN Нальчик (Россия)	06-24° ИВПП=2300x40 м	215.0/136.0 41.40/4.50	718 (24°)	350 (24°)
URMO Beslan (Россия)	10-28° ИВПП=3000x40 м	220.0/141.0 42.40/4.75	1050(10°)	250 (10°)
URSS Сочи - Адлер (Россия)	06-24° ИВПП=3100x40 м	206.0/127.0 39.60/4.05	—	761 (06°)

Данные аэродромы карты Невада

Аэродром	Расположение ВПП	Каналы TACAN	Частота ILS	Частота РП МГц
KXTA Groom Lake AFB (США)	14L-32R 3500 м	18X (GRL)	32 ILS - 109.30 (GLRI)	252.0/123.0/38.8
KINS Creech AFB (США)	13-31 1500 м, 08-27 2700 м	87X (INS)	13 ILS - 108.5 (ICRS)	251.0/122.0/38.6
KLSV Nellis AFB (США)	03L-21R 3000 м, 03R-21L 3000 м	12X (LSV)		254.0/125.0/39.2
KLAS Mc Carran International (США)	07К-25Д 3100 мб 07Д-25К 3300 мб 01К-19Д 2500 мб 01Д-19К 2500 м	116X (LAS)	25 ILS – 111.75 (IRLE)	253.0/124.0/39.0

Список использованной литературы

1. Самолёт Л-39. Руководство по лётной эксплуатации. Москва, Воениздат, 1988.
2. Самолёт Л-39. Часть 1. Самолёт и двигатель. Москва, Воениздат, 1980.
3. Самолёт Л-39. Часть 2. Авиационное и радиоэлектронное оборудование. Москва. Воениздат, 1990.
4. Самолёт Л-39. Часть 3. Вооружение и его боевое применение. Москва. Воениздат, 1988.
5. Практическая аэродинамика учебных реактивных самолётов. Часть 2. Практическая аэродинамика самолёта Л-39. Москва. Воениздат, 1985.
6. Техническая документация самолёта Л-39. Книга 1. Лётные характеристики. Aerovodochody, 1974.
7. Техническая документация самолёта Л-39. Книга 14. Инструкция лётчику. Aerovodochody, 1976.

ИСТОЧНИКИ:

- <http://www.l-39.cz>
- <http://www.airliners.net>
- <http://www.airwar.ru>
- <http://theworldofmark.com>
- <http://aerobaticteams.net>
- <http://letaem-vmeste.livejournal.com>
- <http://airspotter.eu>
- <http://www.razlib.ru>

Eagle Dynamics

Руководство

Nick Grey	Директор проекта, директор «The Fighter Collection»
Игорь Тишин	Руководитель проекта, директор «Eagle Dynamics» (Россия)
Андрей Чиж	Ассистент по разработке & ОТК, продюсер, техническая документация, геймдизайн.
Matt «Wags» Wagner	Продюсер, игровая и техническая документация, геймдизайн
Matthias «Groove» Techmanski	Менеджер по странам ЕС
Александр Пидченко	Менеджер проекта

Программисты

Дмитрий Байков	Система, мультплеер, звуковой движок
Илья Белов	Графический интерфейс, карта, устройства ввода
Максим Зеленский	Самолеты, ИИ самолеты, ФМ, ДМ
Андрей Коваленко	ИИ самолеты, вооружение
Александр Ойкин	Авионика, авиасистемы
Евгений Подьячев	Плагины, сборка
Тимур Иванов	Эффекты, графика
Олег «Olgerd» Тищенко	Авионика
Константин Тараканов	Графический интерфейс, Редактор миссий
Евгений Грибович	Авионика
Евгений Панов	ИИ
Михаил Ершов	ИИ
Алексей Саенко	Графика
Алексей Милитов	Эффекты
Григорий Манукян	Графика
Роман «Made Dragon» Денискин	Авиасистемы, ФМ
Александр Мишкович	Системы самолета, авионика, эффекты, "кабинный помощник", модель повреждений, отказы

Дизайнеры

Павел «DGambo» Сидоров	Ведущий дизайнер
Александр «Skylark» Дранников	Графический интерфейс, графика, Самолеты
Тимур Цыганков	Самолеты, техника, корабли, модели вооружения
Евгений «GK» Хижняк	Самолеты, техника
Максим Лысов	Самолеты

Звук

Константин «btd» Кузнецов	Звукорежиссер, композитор
---------------------------	---------------------------

ОТК

Валерий «USSR_Rik» Хоменок	Ведущий тестер
Иван «Frogfoot» Макаров	Тестер
Александр «BillyCrusher» Билюевский	Тестер
Никита «Nim» Определенков	Тестер
Олег «Dzen» Федоренко	Тестер

Научная поддержка

Дмитрий «Yo-Yo» Москаленко	Математическая модель динамики, систем, баллистики
----------------------------	--

Отдел локализации

Алексей «Mode» Чистяков	Локализация
Vitaliy "Zulu" Marchuk	Перевод
Julia "Umka" Marchuk	Перевод

IT и Клиентская поддержка

Константин «Const» Боровик	Системный и сетевой администратор, WEB, форум
Андрей Филин	Системный и сетевой администратор, Клиентская поддержка
Константин «MotorEAST» Харин	Клиентская поддержка

Тестеры

Anthony «Blaze» Echavarria
Christopher «Mustang» Wood
Daniel «EtherealN» Agorander
Danny «Stuka» Vanvelthoven
Darrell «AlphaOneSix» Swoap
Дмитрий «Laivynas» Кошелев
Дмитрий «Simfreak» Ступников
Edin «Kuku» Kulelija
Erich «ViperVJG73» Schwarz
Evan «Headspace» Hanau
Gareth «Maverick» Moore
Gavin «159th_Viper» Torr
George «GGTharos» Lianeris
Grayson «graywo1fg» Frohberg
Jeff «Grimes» Szorc
John «Speed» Tatarchuk
Jurgen «lion737» Dorn
Кайрат «Kairat» Яксбаев
Matt «mdosio» Dosio
Matthias «Groove» Techmanski
Norm «SiThSpAwN» Loewen
Peter «Weta43» McAllister
Phil «Druid_» Phillips
Philippe «Phil06» Affergan

Raul «Furia» Ortiz de Urbina
Roberto «Vibora» Seoane Penas
Scott «BIGNEWY» Newnham
Сергей «eekz» Горецкий
Stephen «Nate--IRL--» Barrett
Steve «joyride» Tuttle
Вадим «Wadim» Ищук
Валерий «=FV=BlackDragon» Манасян
Виктор «vic702» Кравчук
Werner «derelor» Siedenburg
William «SkateZilla» Belmont
Zachary «Luckybob9» Sesar

Отдельная благодарность

Олег К	Консультации по работе систем и динамике полета
Rudolf Andoga	Консультации по работе систем
Andrey "d3m0" Mogila	Помощь с мануалом
Shelby Stricklen	За фотографии
Макс Скрыбин	За фотографии
Ястреб	За фотографии
Andriy Pilschikov	За фотографии