



DCS: Су-33

Руководство пилота

DCS: Су-33 для DCS World

Палубный истребитель Су-33, изначально называвшийся Су-27К, был спроектирован для эксплуатации с тяжелого авианесущего крейсера (ТАКР). Первый полет Су-27К совершил в 1985 году. Самолет отличается от Су-27 наличием переднего горизонтального оперения, складного крыла и стабилизаторов, укороченной хвостовой балки, усиленными стойками шасси, увеличенным до 12-ти количеством точек подвески оружия, наличием специального оборудования, предназначенного для эксплуатации самолета на палубе корабля. Оборудование самолета и кабины Су-33 во многом совпадает с оборудованием самолета Су-27.

На вооружении Су-33, кроме ракет "воздух-воздух" находятся авиационные средства поражения класса воздух-поверхность: свободнопадающие бомбы и НАР.

В настоящее время самолеты Су-33 стоят на вооружении полка палубной авиации северного флота ВМФ РФ, базирующегося на авианесущем крейсере "Адмирал Кузнецов".

Су-33 для DCS World сфокусирован на легкости применения, без интерактивной кабины, что существенно уменьшает время необходимое на обучение. Для управления самолетом и его системами используется клавиатура и джойстик, что позволяет сконцентрироваться на самых важных процедурах во время выполнения задания.

Форум для общего обсуждения: <https://forums.eagle.ru/>

Содержание

ВВЕДЕНИЕ	VI
ИСТОРИЯ САМОЛЕТА	2
На пути к Су-33	3
279-й КОРАБЕЛЬНЫЙ	12
КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА.....	14
Конструктивная компоновка	15
Воздухозаборники двигателей.....	22
Крылья	23
Горизонтальное оперение	23
Переднее горизонтальное оперение (ПГО).....	25
Шасси	26
Силовая установка и общесамолетное оборудование	27
Топливная система.....	31
Гидросистема	32
Пневмосистема	33
Система электроснабжения.....	33
Система управления самолетом	34
Бортовое радиоэлектронное оборудование.....	39
ВООРУЖЕНИЕ	46
Управляемое ракетное вооружение класса ВОЗДУХ-ВОЗДУХ.....	47
Неуправляемое бомбардировочное вооружение	48
Неуправляемое ракетное вооружение.....	49
РЕЖИМ УПРОЩЕННОЙ АВИОНИКИ.....	52
РЕЖИМ НАВИГАЦИИ	53
РЕЖИМ Воздух-Воздух.....	54
РЕЖИМ Воздух-Земля	55
ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	58
Указатель приборной скорости и Маха	59
Барометрический высотомер.....	59
Радиовысотермер	60
Пилотажно-посадочный индикатор.....	61
Указатель угла атаки и перегрузки.....	61
Командный пилотажный прибор (КПП).....	62
Прибор навигационный плановый (ПНП).....	62
Указатель вертикальной скорости	63

Часы авиационные.....	63
Указатель оборотов двигателей.....	64
Топливомер.....	64
Индикатор температуры газов за турбиной.....	65
Индикатор прямой видимости (ИПВ).....	65
Система предупреждения об облучении (СПО).....	66
Пульт ППД-СП.....	69
Выключатель режима ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ.....	69
Механизм триммерного эффекта (МТЭ).....	70
Система автоматического управления (САУ).....	71
Индикатор световой мнемонический ИСМ-1.....	76
РЕЖИМЫ РАБОТЫ ИПВ И ИЛС НА Су-33.....	78
Базовая символика на ИЛС.....	78
Режимы навигации.....	80
Режимы ведения дальнего воздушного боя (ДВБ).....	81
Взаимодействие со средствами ДРЛО.....	88
Работа в сложной помеховой обстановке.....	92
Режим ближнего боя – Вертикальное сканирование (ВС).....	93
Режим ближнего боя – ОПТ - СТРОБ.....	94
Режим ближнего боя - ШЛЕМ.....	95
Режим ближнего боя – ФиО.....	96
Режим применения ВПУ.....	97
Режим “Воздух-Земля”.....	99
Неподвижная сетка прицела.....	101
СТАНЦИИ АКТИВНЫХ ПОМЕХ (САП).....	102
Станция активных помех СПС-171 Сорбция.....	102
ВООРУЖЕНИЕ.....	105
УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ ВОЗДУХ-ВОЗДУХ.....	105
РАКЕТЫ ВОЗДУХ-ВОЗДУХ ИЗ АРСЕНАЛА Су-27/33.....	108
Ракета средней дальности Р-27 (АА-10).....	108
Ракета малой дальности Р-73 (АА-11).....	110
ОРУЖИЕ КЛАССА ВОЗДУХ-ПОВЕРХНОСТЬ.....	115
Свободнопадающие бомбы.....	115
Неуправляемые авиационные ракеты (НАР).....	119
РАДИОСООБЩЕНИЯ И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ.....	125
Радиокоманды.....	125
РАДИОСООБЩЕНИЯ.....	139
СООБЩЕНИЯ РЕЧЕВОГО ИНФОРМАТОРА.....	142
ПРОЦЕДУРЫ.....	145

Запуск двигателя на земле	145
Останов двигателя.....	145
Автоматический запуск в полете.....	145
Некоторые особенности Су-33	146
ДОЗАПРАВКА В ВОЗДУХЕ.....	147
Схема разметки шланга УПАЗ и световая сигнализация	148
Особые режимы сигнализации	149
ПРИМЕНЕНИЕ ОРУЖИЯ	151
Дальний ракетный бой	151
Ближний маневренный бой	154
Применение оружия класса “воздух-поверхность”	158
ПРИЛОЖЕНИЯ	161
СПИСОК ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЙ	161
ИСТОЧНИКИ	170

ВВЕДЕНИЕ

Сухой Су-33 (российский Су-33 по классификации НАТО Flanker-D) это всепогодный палубный истребитель спроектирован для завоевания превосходства в воздухе, разработанный КБ Сухого и изготовленный на авиационном производственном объединении в Комсомольске-на-Амуре. За основу был взят истребитель Су-27 и изначально назывался Су-27К. В отличие от предшественника Су-33 приспособлен для эксплуатации с палубы корабля. Хвостовая балка была укорочена для уменьшения риска соприкосновения с палубой во время посадки на авианосец, но эти меры несколько уменьшили количество дипольных отражателей и ИК ловушек, площадь оперения Су-33 больше, чем у Су-27.

Впервые использовавшийся в 1995 году на борту авианосца адмирала Кузнецова, истребитель официально поступил на службу в августе 1998 года, и к этому времени было присвоено обозначение Су-33. После распада Советского Союза и последующего сокращения Военно-морского флота России было выпущено только 24 самолета.



Рисунок 1: Су-33 на палубе

ИСТОРИЯ САМОЛЁТА



ИСТОРИЯ САМОЛЕТА

Аванпроект корабельного истребителя Су-27К Машиностроительный завод им. П. О. Сухого подготовил в 1978 г. За основу был взят истребитель Су-27, еще в исходном варианте компоновки (Т-10), за год до этого вышедший на летные испытания. Палубный истребитель Су-27К, оснащенный двумя двигателями АЛ-31Ф тягой по 12 500 кгс, должен был иметь нормальную взлетную массу (без вооружения) 22 800 кг, и максимальную (с ракетами "воздух-воздух") – 26 600 кг. Максимальный боекомплект самолета включал две ракеты ближнего боя К-73 и шесть ракет средней дальности К-27Э, а также 150 снарядов встроенной пушечной установки. С полной заправкой топливных баков 7680 кг радиус действия Су-27К мог составить 1200 км, а продолжительность патрулирования на удалении 250 км от корабля – не менее 2 ч. По сравнению с "сухопутным" прототипом, Су-27К оснащался складываемым крылом, усиленным шасси, тормозным гаком, специальным навигационным оборудованием. При его постройке предусматривалась реализация ряда мер по дополнительной антикоррозионной защите конструкции, силовой установки и оборудования.

Су-27К превосходил МиГ-29К по нормальной и максимальной взлетной массам почти в 1,5 раза, а по запасу топлива во внутренних баках – почти вдвое, что обеспечивало ему в 1,5 раза больший радиус действия. Такого же тактического радиуса и времени барражирования МиГ-29К мог достигать только при подвеске дополнительных топливных баков – одного под фюзеляжем и двух под крылом, что сокращало и без того не столь богатый боекомплект ракет "воздух-воздух". По огневой мощи Су-27К значительно превосходил "миг": наряду с такой же 30-мм пушкой с боекомплектом 150 патронов и теми же двумя ракетами ближнего боя К-73, "сухой" принимал на борт 6 ракет средней дальности Р-27, в то время как МиГ-29К – четыре (а при установке ПТБ – всего две), причем, в отличие от последнего, на нем обеспечивалось применение так называемых "энергетических" вариантов этих ракет – Р-27Э, имеющих увеличенную дальность пуска. Платой за все эти преимущества были большие размеры и стоимость Су-27К, что ограничивало количество этих истребителей в авиагруппе корабля.

Испытания Т10-3 на "Нитке" начались 24 июля 1982 г., когда летчик-испытатель Н. Ф. Садовников выполнил первую пробежку с колодок. 28 августа, стартовал с трамплина и Т10-3, управляемый Н. Ф. Садовниковым. Взлетная масса самолета в этом полете составила 18 200 кг, длина разбега – 230 м, а скорость отрыва – 232 км/ч.

Всего в ходе первого этапа испытаний на комплексе "Нитка", продолжавшегося до 17 сентября 1982 г., на самолете Т10-3 было выполнено 27 взлетов. При взлетной массе 18 000 кг длина разбега самолета была доведена до 142 м, а скорость отрыва снизилась до 178 км/ч. Максимальная взлетная масса Т10-3 при взлете с трамплина составила 22 000 кг.

По результатам первого этапа испытаний самолетов на комплексе "Нитка" было принято решение об изменении профиля взлетного трамплина. Расчеты специалистов ЛИИ, ЦАГИ и ОКБ показали, что наилучший результат будет достигнут, если поверхность трамплина будет образовывать не дуга цилиндра, как на Т-1, а кривая третьего порядка. Угол схода самолета с трамплина при этом увеличится с 8,5 до 14,3°. Пока строился новый трамплин, получивший название Т-2, летом 1983 г. на "Нитке" приступили ко второму этапу испытаний самолетов – отработке посадки на аэрофинишер.

Летом 1983 г. Т10-3 оснастили гаком. Поскольку летный ресурс Т10-3 был уже исчерпан, самолет решили использовать для отработки торможения на аэрофинишере без выполнения полетов. С помощью собственных двигателей машина разгонялась по полосе до скорости 180-

240 км/ч и так "наезжала" на аэрофинишер. "Наезды" выполнялись как на трех точках, так и с поднятой передней опорой шасси.

Продольная перегрузка торможения достигала 4,5. Было опробовано и торможение самолетов при несимметричном зацеплении – с боковым смещением самолета от оси полосы до 5 м и с углом относительно оси полосы до 5°. Длина пробега самолетов с использованием аэрофинишера сокращалась до 90 м.

Таким образом, первый этап испытаний экспериментальных самолетов на комплексе "Нитка" в 1982-1983 гг. подтвердил принципиальную возможность осуществления укороченного взлета истребителей с трамплина с разбегом в пределах отводившегося для этого пространства полетной палубы ТАКР, а также посадки с торможением аэрофинишером. Дальнейший ход испытаний, а затем и эксплуатации первых советских корабельных истребителей на ТАКР выявил и ряд существенных преимуществ старта с трамплина перед традиционным для западных авианосцев катапультным способом взлета.

Дальний корабельный истребитель-перехватчик Су-27К создавался на базе фронтального истребителя Су-27 с сохранением на первом этапе существующей системы вооружения. В дальнейшем на Су-27К предполагалось обеспечить применение новой СУВ и управляемого оружия класса "воздух-поверхность", предназначенных для модернизированного истребителя Су-27М.

На пути к Су-33

В 1969 г. коллектив конструкторов машиностроительного завода (МЗ) Кулон, возглавляемый Павлом Осиповичем Сухим, в инициативном порядке начал прорабатывать облик перспективного истребителя нового поколения для ВВС и ПВО СССР. К середине семидесятых в кооперации с несколькими НИИ был сформирован общий проект нового истребителя: высокоманевренный истребитель с большой практической дальностью полета, мощным арсеналом средств поражения и совершенным навигационным и прицельным оборудованием, что позволило бы в перспективе летчику эффективно вести ракетный бой вне визуальной видимости и ближний маневренный бой. Новый истребитель должен был обладать превосходными летно-тактическими характеристиками, причем по ряду характеристик он должен был превосходить своего ближайшего аналога – американский истребитель F-15, на который военное руководство США возлагало большие надежды. В целом, программа ПФИ являлась ответом на программу разработки истребителя F-15 за океаном. ОКБ планировало внедрить множество инноваций в перспективный истребитель, впоследствии получивший обозначение Т-10.

В 1970 г. ОКБ Сухого разработало первый вариант планера, главной особенностью которого стала интегральная аэродинамическая компоновка. Планер самолета должен был выполняться в виде единого несущего корпуса с плавным сопряжением крыла и фюзеляжа. Самолет должен был иметь два турбореактивных двигателя, установленных в изолированных мотогондолах, и двухкильевое оперение. Интегральная схема обеспечивала существенное повышение аэродинамического качества и предоставляла больший внутренний объем для размещения топливных баков и различного оборудования. Чтобы достичь высоких летных характеристик в широком диапазоне скоростей и высот, истребитель получил крыло оживальной формы с развитым корневым наплывом. По расчетам конструкторов, корневой наплыв должен был обеспечивать требуемые несущие свойства корпуса при смещении аэродинамического фокуса самолета на сверхзвуковой скорости; подобный наплыв генерировал вихревые жгуты,

повышающие эффективность крыльев, управляющих поверхностей и хвостовой части самолета. В то же время ОКБ Сухого разработало вариант планера традиционной схемы (в качестве запасного), без интегральной компоновки, с двигателями, расположенными в задней части фюзеляжа, двумя боковыми воздухозаборниками и двухкилевым вертикальным оперением. В 1972 г. оба варианта были представлены научно-техническому совету ВВС для анализа и оценки. В рамках программы ПФИ совет должен был рассмотреть в общей сложности три аванпроекта, представленных ОКБ Сухого, Микояна и Яковлева.



Рисунок 2: Первый прототип Т-10-1

Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 18 апреля 1984 г. стало официальным признанием многолетней работы коллектива Машиностроительного завода им. П. О. Сухого по программе корабельной модификации истребителя Су-27. В результате в ОКБ широким фронтом развернулись работы по эскизному, а затем и рабочему проектированию корабельного истребителя Су-27К (заводской шифр – Т-10К).

Все работы по корабельному истребителю возглавлял Генеральный конструктор МЗ им. П. О. Сухого Михаил Петрович Симонов. Руководителем темы Су-27К в ОКБ в 1984 г. был назначен Константин Христофорович Марбашев.

Одноместный сверхзвуковой корабельный истребитель Су-27К создавался как модификация серийного истребителя Су-27, массовое производство которого к этому времени уже было освоено на Комсомольском-на-Амуре авиационном заводе им. Ю. А. Гагарина. Сохраняя основные конструктивно-компоновочные решения базовой модели и имея высокую степень преемственности с ней по силовой установке, оборудованию и системе вооружения, Су-27К вместе с тем должен был воплотить в своей конструкции ряд существенных изменений, определяемых особенностями будущей эксплуатации самолета на корабле и решения боевых задач над морем. Таким образом, определился круг мероприятий, которые предстояло осуществить для "оморячивания" Су-27. К основным из них относились:

- улучшение несущих свойств крыла на взлетно-посадочных режимах за счет увеличения его площади и применения более эффективной механизации;

- повышение тяговооруженности самолета для обеспечения взлета с палубы с коротким разбегом и безопасного ухода на второй круг в случае незацепления за трос палубного аэрофинишера;
- усиление и модификация шасси и установка посадочного гака для обеспечения посадки самолета с большими вертикальными скоростями и перегрузками без выравнивания на корабельный аэрофинишер;
- введение системы дозаправки топливом в полете и обеспечение возможности применения системы передачи топлива другому самолету для увеличения радиуса действия и продолжительности патрулирования над морем;
- применение специализированного пилотажно-навигационного оборудования для привода самолета на корабль и захода на палубу;
- модификация обзорно-прицельной системы для обеспечения эксплуатации истребителя над морем во взаимодействии с корабельными радиоэлектронными системами;
- увеличение числа одновременно подвешиваемых на самолет ракет "воздух-воздух" для повышения его боевого потенциала в одном вылете;
- введения складывания консолей крыла для уменьшения габаритов самолета в интересах обеспечения увеличения максимального количества истребителей, размещаемого в ангарах корабля и на технических позициях на верхней палубе;
- введение специальной антикоррозионной защиты конструкции и систем самолета для обеспечения его длительной эксплуатации в условиях морского соленого климата.

Эскизный проект корабельного истребителя Су-27К, воплотившего эти усовершенствования, рассматривался в сентябре-октябре 1984 г. в ОКБ комиссией заказчика, которую возглавлял командующий авиацией ВМФ генерал-полковник авиации Г.А. Кузнецов.

В целом комиссия одобрила эскизный проект, однако был и ряд замечаний. Основные из них касались необходимости повышения боевых возможностей Су-27К при выполнении им боевых задач над морем. Разработанные в филиале 30 ЦНИИ ТТТ к Су-27К предусматривали возможность его использования не только для обеспечения ПВО авианосного соединения, но и для борьбы с надводными кораблями противника. Однако ОКБ отстаивало свою позицию, согласно которой на первом этапе, для ускорения сроков, следует создать самолет в варианте "чистого" истребителя, со значительной унификацией по системе вооружения с серийным "сухопутным" Су-27. По мнению руководителей Машиностроительного завода им. П. О. Сухого, такой подход позволил бы уже к концу 80-х гг. передать на вооружение первые серийные корабельные сверхзвуковые истребители, в то время как доводка новых систем вооружения потребовала бы значительно большего времени. Их предполагалось внедрить на втором этапе создания Су-27К. Тем не менее, комиссии удалось настоять на том, чтобы уже на первом этапе ввести в состав вооружения Су-27К хотя бы неуправляемые средства поражения надводных (наземных) целей – авиабомбы и неуправляемые ракеты.

Это и другие замечания комиссии заказчика были учтены разработчиками при доработке эскизного проекта. В итоге, в феврале 1985 г. эскизный проект Су-27К был утвержден Главкомандующими ВВС и ВМФ Советского Союза, и МЗ им. П. О. Сухого приступил к рабочему проектированию корабельного истребителя. В его ходе конструкция самолета претерпела ряд дальнейших изменений.

Одним из наиболее существенных стала модификация аэродинамической компоновки Су-27К за счет применения на самолете переднего горизонтального оперения (ПГО). Впервые идея оборудовать самолеты типа Су-27 передним горизонтальным оперением появилась еще в 1977 г., когда возникла необходимость восстановления заложенной в проект продольной статической неустойчивости истребителя из-за превышения массы радиолокационного прицельного комплекса. Рост массы РЛС почти на 200 кг, по сравнению с данными, заложенными в предварительный весовой расчет, привел к тому, что центровка будущего серийного Су-27 могла существенно сместиться вперед и "проскочить" точку фокуса. При этом самолет становился статически устойчивым в продольном канале и появлялась необходимость балансировки его с помощью отклонения стабилизатора носком вниз. Общие несущие свойства системы "несущий корпус – горизонтальное оперение" при этом уменьшались, что влекло за собой сокращение дальности и ухудшение маневренных характеристик.

Переднее горизонтальное оперение могло стать одним из средств уменьшения статической устойчивости, что достигалось за счет смещения точки приложения результирующей подъемной силы системы "несущий корпус – ПГО" (фокуса) вперед. Тогда, правда, до реальных испытаний ПГО на самолете дело не дошло, и первые серийные Су-27 практически утратили заложенные в проект преимущества неустойчивой компоновки (в зависимости от центровки, они располагали либо нейтральной, либо положительной, но с очень малым запасом, продольной статической устойчивостью).

К идее применения ПГО на самолетах типа Су-27 вернулись в 1982 г., когда началась разработка модификации истребителя с более мощным, а, следовательно, и тяжелым радиолокатором (Су-27М). Естественно, центровка такого самолета еще больше смещалась вперед, и о продольной статической неустойчивости приходилось бы только мечтать. Одновременно отклонение переднего горизонтального оперения решено было использовать для более эффективного управления самолетом на больших углах атаки.

Как известно, истребители Су-27 могут успешно выполнять полет в широком диапазоне углов атаки, однако существует некоторое критическое значение угла атаки, при котором горизонтальное оперение оказывается в заторможенном следе генерируемой крылом вихревой пелены, эффективность его падает, и отклонения стабилизатора даже на максимальный конструктивный угол носком вверх может не хватить для создания необходимого пикирующего момента, возвращающего самолет к нормальному полету. В этом случае и приходит на помощь ПГО, установленное перед крылом и управляемое по командам системы дистанционного управления. Позднее выявились и другие важные преимущества применения переднего горизонтального оперения.

Инициатором работ по летным испытаниям ПГО на опытном самолете стал Генеральный конструктор М. П. Симонов. В качестве летающей лаборатории для оценки влияния ПГО на характеристики устойчивости и управляемости истребителя в условиях реальных полетов выбрали один из первых серийных Су-27 – самолет Т10-24. Его испытания начал в мае 1985 г. В. Г. Пугачев. Установленное на Т10-24 в торце наплыва крыла переднее горизонтальное оперение отклонялось автоматически, пропорционально углу атаки самолета. ПГО увеличивало "неустойчивость" самолета, что позволяло уменьшить потери на балансировку при маневрировании и обеспечивало безопасный сход с больших углов атаки при затенении основного горизонтального оперения.

Неожиданным результатом испытаний Т10-24 с ПГО стало также обнаружение значительного прироста максимальной подъемной силы самолета, обусловленного благоприятной интерференцией ПГО и несущего корпуса при выбранной схеме их взаимного расположения. Благодаря всем этим преимуществам, переднее горизонтальное оперение решено было

использовать как неотъемлемый элемент аэродинамической компоновки новых вариантов Су-27 – в первую очередь, корабельного истребителя Су-27К.

Установка ПГО потребовала изменить обводы наплывов крыла истребителя и доработать систему дистанционного управления и гидросистему самолета, в которые были включены агрегаты управления ПГО. Систему дистанционного управления Су-27 решено было выполнить трехканальной, реализующей принципы электродистанционного управления рулевыми поверхностями не только в продольном (как на серийном Су-27), но и в поперечном и боковом каналах, что позволило отказаться от традиционной жесткой проводки с гидроусилителями и загрузочными механизмами в каналах крена и курса. Модифицированная аэродинамическая схема и система дистанционного управления позволили реализовать на самолете Су-27К степень продольной статической неустойчивости 5-7%, благодаря чему был достигнут значительный выигрыш в аэродинамическом качестве на дозвуковых режимах из-за уменьшения потерь на балансировку.

Другим серьезным изменением конструкции корабельного истребителя стало изменение схемы складывания крыла и введение складывающегося горизонтального оперения. Это было связано с тем, что в исходном варианте компоновки габаритная ширина Су-27К со сложенными консолями крыла составляла около 10 м, в то время как у другого проектировавшегося корабельного истребителя – МиГ-29К – этот параметр был всего 7,8 м. С учетом большей почти на 4 м длины фюзеляжа (21,2 м против 17,3 м), это вело к тому, что по количеству самолетов, которое можно разместить в подпалубных ангарах на технических позициях ТАКР, Су-27К значительно проигрывал МиГ-29К. В связи с этим коллегия МАП в середине 80-х гг. даже поднимала вопрос о прекращении программы разработки Су-27К и переориентации авиагруппы ТАКР пр.1143.4 исключительно на более легкие корабельные истребители МиГ-29К.

После изучения в ОКБ Сухого нескольких новых вариантов складывания крыла, в ходе которого рассматривалась, в частности, возможность организации так называемого двойного складывания, при котором каждая консоль состояла из трех частей (одной неподвижной и двух поворотных одна относительно другой), решили остановиться на более простой и технологичной схеме. Теперь крыло складывалось примерно на середине общего размаха (расстояние между осями складывания – 7,0 м, соотношение размаха неподвижной и поворотной частей консоли 1:3), с сохранением топливных баков-отсеков как в неподвижной, так и в поворотной частях.

Габаритная ширина истребителя со сложенным по новой схеме крылом уменьшилась до 7,4 м и стала даже меньше, чем у МиГ-29К. В связи с тем, что размах горизонтального оперения Су-27К составлял 9,9 м, его консоли также решено было сделать складывающимися примерно на половине их размаха (расстояние между осями складывания, как и у крыла – 7,0 м). А для уменьшения габаритной длины самолета в ангаре корабля предусмотрели также откидывание вверх концевого обтекателя центральной хвостовой балки фюзеляжа и подъем носового радиопрозрачного конуса РЛС. От последнего, правда, впоследствии отказались, ограничившись складыванием штанги приемника воздушного давления.

Указанные меры позволили увеличить количество истребителей Су-27К на корабле, тем самым "отбив" первую волну нападков на проект со стороны его противников из министерства. Разработка самолета продолжилась.

Для "габаритных" испытаний истребителя Су-27К с новой схемой складывания крыла и оперения на строящемся корабле ОКБ подготовило для Черноморского судостроительного завода габаритно-массовый макет, а затем еще и конструктивно-технологический макет Т-10КТМ.

Кроме того, в интересах создания Су-27К ОКБ в середине 80-х гг. доработало несколько серийных самолетов Су-27 и Су-27УБ. На этих машинах в 1984-1987 гг. вплоть до появления первых летных экземпляров Су-27К, был проведен большой объем испытаний на комплексе "Нитка" в целях освоения и совершенствования методики выполнения укороченного взлета с трамплина и посадки на аэрофинишер.

В 1986 г. в опытном производстве МЗ им. П. О. Сухого началась сборка первого, а затем и второго опытных экземпляров самолета Су-27К, получивших обозначения Т10К-1 и Т10К-2.

Одним из существенных отличий корабельного истребителя Су-27К от серийного самолета Су-27 стала конструкция крыла. При сохранении прежнего размаха (14,7 м) площадь крыла Су-27К возросла, по сравнению с Су-27, почти на 10% и достигла 67,84 м². Главным образом, это было достигнуто за счет изменения и увеличения площади механизации, что определялось требованиями снижения посадочной скорости самолета и повышения несущих свойств крыла при укороченном взлете с палубы. Односекционный флаперон уступил место двум отдельным органам управления – двухсекционному одношелевому закрылку с увеличенным до 45° углом отклонения на посадке (одна секция – на неподвижной части крыла, вторая – на поворотной) и зависающему элерону (флаперону). Суммарная площадь механизации задней кромки крыла возросла, по сравнению с серийным самолетом Су-27 на 84%. На 17% увеличилась и площадь поворотных носков, которые стали трехсекционными. Под неподвижной частью каждой консоли оборудовали по одному дополнительному узлу для подвески ракет "воздух-воздух".

Следующая группа изменений касалась взлетно-посадочных устройств самолета. Основные и переднюю опоры шасси истребителя усилили, при этом передняя опора стала оснащаться телескопической стойкой и двумя колесами. Все опоры шасси оборудовали узлами для швартовки и буксировки корабельными средствами; на передней опоре установили дополнительные посадочные фары и трехцветный сигнализатор, огни которого информировали руководителя посадки о положении самолета на глиссаде.

Под центральной хвостовой балкой фюзеляжа разместили опускаемый посадочный гак, снабженный системой выпуска, подтяга и демпфирования. Парашютная тормозная установка в центральной хвостовой балке была упразднена, а блоки выброса пассивных помех перенесли из кормового "ласта" (его конфигурации также была сильно изменена) в отсек хвостовой части фюзеляжа в районе компрессоров двигателей. Была изменена конфигурация и самой центральной балки и ее законцовки: балка была укорочена, поднята вверх, а ее нижнюю поверхность выполнили плоской.

Повысить стартовую тяговооруженность самолета для обеспечения короткого взлета с палубы и безопасного ухода на второй круг в случае неудачной попытки посадки на аэрофинишер призвано было применение модифицированных двигателей АЛ-31Ф серии 3, у которых, по сравнению с серийными АЛ-31Ф, был введен дополнительный так называемый особый режим работы (ОР), на котором тяга кратковременно повышалась до 12800 кгс. Модифицированный двигатель отличался от серийного также применением конструкционных материалов и покрытий, имеющих высокую антикоррозионную стойкость. Для упрощения управления самолетом при заходе на посадку по крутой "корабельной" глиссаде без предпосадочного выравнивания предполагалось ввести в систему управления двигателями автомата тяги.

При сохранении практически такого же запаса топлива, как на серийном "сухопутном" самолете Су-27, у Су-27К была изменена компоновка фюзеляжных топливных баков, а в поворотных частях консолей крыла были организованы новые баки-отсеки. Полный запас топлива на самолете составил 9500 кг (у Су-27 – 9400 кг). Для обеспечения экстренной посадки на корабль был предусмотрен аварийный слив топлива, позволявший за несколько минут снизить полетную массу самолета до допустимой для посадки на палубу.

Повысить дальность полета и продолжительность патрулирования истребителя над морем должна была система дозаправки топливом в полете. При этом предусматривалось, что все самолеты Су-27К будут оснащаться выдвигной топливоприемной штангой, а при подвеске под фюзеляжем унифицированного подвесного агрегата заправки УПАЗ с выпускаемым шлангом и сами могут превращаться в самолеты-заправщики.

Для заправки самолета в воздухе необходимо было выпустить штангу-приемник и осуществить контакт штанги с конусом унифицированного агрегата заправки самолета-заправщика. После надежного захвата штанги конусом начинался процесс дозаправки, и топливо под давлением поступало в магистраль заправки.

К этому времени система дозаправки топливом по схеме "конус-штанга" с использованием агрегатов УПАЗ уже была в совершенстве освоена летчиками ОКБ П. О. Сухого и принята на вооружение в составе самолета Су-24М, поэтому применение ее на истребителях типа Су-27 не вызвало особых проблем.

Выдвигная заправочная штанга располагалась на Су-27К впереди кабины пилота слева, при этом оптико-локационную станцию сместили вправо от оси симметрии самолета. Ночью штанга и заправочный конус подсвечивались специальными фарами, выпускаемыми из левого и правого бортов головной части фюзеляжа.

Модификация конструкции самолета обусловила значительные изменения гидросистемы, которой были добавлены функции управления ПГО и новой механизацией крыла, складывания консолей крыла и стабилизатора, выпуска и уборки посадочного гака, штанги дозаправки и т.д. Доработана была и пневмосистема, которая дополнительно могла использоваться для аварийного выпуска посадочного гака и топливозаправочной штанги.

В состав навигационного оборудования корабельной машины дополнительно были включены системы, обеспечивающие полет над морем и посадку на корабль. Основным инструментальным средством посадки стала бортовая аппаратура А-380 автоматического радиотехнического комплекса ближней навигации, управления полетами, захода на посадку и посадки корабельных летательных аппаратов "Резистор-К42". Для обеспечения эффективной работы и избежания электрических наводок все бортовое радиоэлектронное оборудование самолета было приведено в соответствие с требованиями обеспечения электромагнитной совместимости с радиоэлектронными средствами корабля.

По системе управления вооружением корабельный истребитель Су-27К в значительной степени соответствовал серийному "сухопутному" Су-27. Так, на нем использовалась та же РЛС Н001 разработки НИИП им. В. В. Тихомирова. Однако вместо ОЛС-27 была применена новая оптико-локационная станция ОЛС-27К отличавшейся от предшественницы, главным образом, только новым программным обеспечением. Доработанная система управления вооружением корабельного истребителя СУВ-27К (СУВ-33) обеспечивала перехват воздушных целей в условиях базирования самолета на корабле и работы на фоне моря.

По номенклатуре применяемого оружия класса "воздух-воздух" палубный истребитель также соответствовал базовому сухопутному варианту, но общее количество точек подвески ракет увеличилось до 12, соответственно возросло число одновременно подвешиваемых на самолет управляемых ракет (до шести Р-27ЭР, двух Р-27ЭТ и четырех Р-73). На Су-27К предусматривалась также возможность применения неуправляемых средств поражения наземных (надводных) целей общей массой до 6500 кг: авиабомб калибра от 100 до 500 кг, разовых бомбовых кассет, зажигательных баков, неуправляемых ракет С-8, С-13 и С-25 и т.п.

В дальнейшем планировалось произвести модернизацию Су-27К под новую систему управления вооружением, разрабатываемую для самолета Су-27М.

С учетом всех доработок конструкции, установки нового оборудования, а также усиления конструкции шасси, фюзеляжа и крыла, ввиду специфики выполнения посадки на палубу корабля с большими, по сравнению с посадкой на обычный сухопутный аэродром, вертикальными перегрузками и скоростями снижения (так называемая посадка без выравнивания), масса пустого самолета возросла, по сравнению с базовой моделью, более чем на 3000 кг и достигла 19 600 кг (у серийного Су-27 – 16 400 кг). Неизбежной платой за это стало некоторое ухудшение летных характеристик истребителя. Максимальная дальность полета снизилась на 30-40%, а максимальные скорости полета и практический потолок уменьшились на 7-9%.

Вместе с тем, Су-27К мог взлетать с палубы с массой до 33 000 кг (максимальная взлетная масса первых серийных Су-27 составляла 28 000 кг), имея на борту до 6500 кг боевой нагрузки (Су-27 – только 2500 кг). Нормальная взлетная масса Су-27К с неполной заправкой топливных баков, в зависимости от количества подвешенных ракет "воздух-воздух", варьировалась от 25 до 28 т, при этом он имел стартовую тяговооруженность 0,9-1,0 и мог взлетать с 1-й или 2-й стартовых позиций на палубе корабля (дистанция разбега 105 м). С полной заправкой топливных баков и максимальным боекомплектном ракет "воздух-воздух" взлетная масса самолета увеличивалась до 32 т, а тяговооруженность уменьшалась до 0,8. В этом случае взлет самолета должен был производиться с 3-й стартовой позиции (дистанция разбега 195 м). Отсюда же самолет мог стартовать и при максимальной загрузке его бомбами и неуправляемыми ракетами.

Несмотря на существенное увеличение посадочной массы, по сравнению с серийным Су-27, введение новой механизации крыла и ПГО позволило уменьшить скорость захода на посадку корабельного истребителя до 240 км/ч (Су-27 обычно заходит на посадку со скоростью около 270 км/ч и только в процессе выравнивания гасит ее до 225-240 км/ч, в зависимости от посадочной массы). При этом длина пробега Су-27К по палубе при торможении его аэрофинишером должна была составить всего 90 м.

Летно-технические характеристики обеспечивали Су-27К паритет с современными истребителями вероятного противника, а по маневренным возможностям (угловые скорости виража, скороподъемность и т.п.) – он превосходил их. Значительный внутренний запас топлива и наличие системы дозаправки топливом в полете обеспечивали Су-27К длительное патрулирование в небе над океаном в районе нахождения корабельного ордера, возглавляемого авианесущим крейсером. Время барражирования истребителя, вооруженного двумя ракетами средней дальности Р-27Э и двумя ракетами ближнего боя Р-73 на высоте 11 км и удалении 250 км от ТАКР даже без проведения дозаправки в воздухе, достигало 2 ч.

Летом 1984 г. на "Нитке" завершился монтаж нового трамплина Т-2 (высота 5,6 м, длина 53,5 м, ширина 17,5 м, угол схода 14,3°), в точности повторявшего форму носовой части палубы строившегося ТАКР проекта 1143.5. Новый профиль трамплина, образовывавшийся кривой третьего порядка, должен был позволить получить плавное нарастание перегрузки на взлете.

На комплексе "Нитка" не только отрабатывались взлет с трамплина и посадка на аэрофинишер, но и испытывалось предназначавшееся для корабля оборудование захода на посадку: оптические системы посадки "Луна-3" и "Глиссада-Н", посадочный радиолокационный комплекс и курсоглиссадная система посадки. Оптическая система "Луна-3" предназначалась для обеспечения визуальной посадки в дневных условиях, а лазерная система "Глиссада-Н" – для визуальной посадки ночью. Радиотехническая система "Резистор" предназначалась для обеспечения захода самолета на посадку в полуавтоматическом и директорном режимах днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях.

Всего с августа по октябрь 1984 г. на самолете Т10-25 было выполнено 160 заходов на посадку с касанием полосы и уходом на второй круг, в т. ч. 44 автоматических, 9 посадок на аэрофинишер и 16 взлетов с трамплина Т-2. К сожалению, вскоре летная "карьер" Т10-25 прервалась: 23 ноября 1984 г., при выполнении полета на полигоне Государственного Научно-испытательного Краснознаменного института ВВС в Ахтубинске, из-за разрушения трубопровода гидросистемы управления рулями направления летчику Н. Ф. Садовникову пришлось катапультироваться; самолет упал на землю и разрушился. Катапультирование произошло на высоте 1000 м из перевернутого положения, но летчик благополучно опустился на землю и смог продолжить полеты. Вот как описывал случившееся сам Н. Ф. Садовников: "При выполнении очередного испытательного полета у меня произошло чрезвычайное происшествие, которое, к сожалению, закончилось потерей самолета. На высоте 2000 м и скорости 1270 км/ч на табло внезапно возник сигнал о падении давления сначала в одной гидросистеме, а через несколько мгновений и в другой. Самолет стал неуправляем. Пришлось его покинуть... По выводам аварийной комиссии были проведены доработки в гидросистеме, и подобных случаев больше не было".

Летом 1986 г. к испытаниям на "Нитке" был привлечен опытный самолет Т10-24, оборудованный к этому времени передним горизонтальным оперением. В связи с тем, что ПГО планировалось использовать и на серийном корабельном истребителе Су-27К, на Т10-24 началось изучение влияния ПГО на динамику взлета самолета с трамплина. Однако по этой программе успели выполнить всего 6 полетов: 20 января 1987 г. Т10-24 потерпел аварию, пилотирующий его летчик-испытатель А. Пучков катапультировался. Место Т10-24 на "Нитке" в марте 1987 г. занял еще один опытный самолет – Т10У-2, доработанный системой дозаправки топливом в полете и посадочным гаком. В течение двух месяцев летчики выполнили на нем 12 полетов, отработав процесс захода на посадку ночью по системе "Глиссада-Н". Судьба распорядилась так, что и эта опытная машина несколько лет спустя была потеряна в аварии.

Летом 1987 г. в опытном производстве Машиностроительного завода им. П. О. Сухого наконец завершилась сборка первого опытного экземпляра Су-27К – самолета Т10К-1, получившего бортовой № 37. Последний определялся тем, что Т10К-1 по сквозной нумерации ОКБ был 37-м по счету самолетом семейства Су-27 (Т-10), передаваемым конструкторскому бюро для испытаний (поэтому его заводской шифр был Т10-37). Поначалу Т10К-1 имел еще нескладываемые крыло и оперение, заимствованные у серийного "сухопутного" Су-27.

Спустя полгода на испытания поступил и второй экземпляр Су-27К – Т10К-2 (бортовой № 39, второе обозначение – Т10-39), также собранный из "комсомольских" агрегатов, но уже имевший штатное крыло корабельной машины – со складывающимися консолями, увеличенной площадью и новой механизацией. На обеих машинах широким фронтом развернулись работы по определению основных летных характеристик модифицированного самолета, оценке характеристик устойчивости и управляемости, проверке ряда конструктивных усовершенствований, в частности новой системы дистанционного управления, переднего горизонтального оперения, системы дозаправки топливом в полете (для этого в качестве танкера использовался оснащенный агрегатом заправки УПАЗ опытный самолет Т10У-2).

Летом 1988 г. Т10К-1 был оснащен комплектом складывающихся крыльев. Облет его в таком виде был выполнен 25 августа, однако спустя всего месяц, 27 сентября 1988 г. самолет потерпел аварию. Полетное задание предписывало пилотирувавшему Т10К-1 Н. Ф. Садовникову выполнение сразу нескольких испытаний: и определение прочности конструкции самолета при полете на сверхзвуковой скорости, и исследование режимов устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки, и имитацию отказа двигателя, из-за дефекта гидросистемы произошел отказ системы управления передним горизонтальным оперением, что

привело к сваливанию самолета. Летчику пришлось покинуть падающий первый экземпляр Су-27К.

Основной объем заводских летных испытаний после аварии Т10К-1 пришелся на второй летный экземпляр Су-27К, полеты на котором продолжил В. Г. Пугачев. В течение года после потери первой опытной машины и до момента начала испытаний на корабле на Т10К-2 было выполнено около 300 полетов. Значительная их часть была произведена на комплексе "Нитка".

Первые полеты с заходами на посадку без выравнивания и использованием оптической системы посадки "Луна" были выполнены военными испытателями на серийном самолете Су-27 в конце 1988 г. На основе этих исследований для дальнейших испытаний и тренировок было разрешено выполнять на серийных самолетах Су-27 заходы на посадку по "корабельным" глиссадам с углом до 3° с использованием информации от системы "Луна" при посадочной массе самолета менее 18 500 кг и скорости 240 км/ч.

Летно-конструкторские испытания самолета Су-27К, начатые 17 июля 1987 г., были официально завершены 28 декабря 1990 г. В них принимали участие два опытных и два первых серийных самолета.

Государственные испытания самолетов Су-33 начались в марте 1991 г. Они проходили на аэродромах крымского филиала ГНИКИ ВВС Саки и Кировское и непосредственно на борту корабля в Черном море. В ГСИ участвовали семь серийных истребителей Су-33 – с Т10К-3 по Т10К-9. Одновременно на аэродроме Саки и комплексе "Нитка" началась подготовка строевых летчиков 100-го корабельного истребительного авиаполка, сформированного в 1986 г. в г. Саки, к полетам на Су-33.

Завершились государственные испытания самолета Су-33, несколько этапов специальных летных испытаний, за плечами был и первый океанский поход ТАВКР, а самолет пока мог работать с авианосца только днем и в сумерках. Необходимо было решать проблему полетов с корабля в ночных условиях. Поэтому 8 сентября 1997 г. на комплексе "Нитка" в Крыму начался еще один этап испытаний, ставящий целью отработку проведения взлетов и посадок ночью.

После завершения работ по оценке возможности выполнения посадки Су-33 и Су-25УТГ ночью на "Нитке" было принято решение о проведении аналогичных испытаний на ТАВКР. Провести их смогли только в сентябре-октябре 1999 г. После выполнения нескольких полетов на Су-25УТГ было принято решение о выполнении полетов на Су-33 и допуске строевых летчиков к ночным полетам на Су-25УТГ. 28 октября 1999 г. испытания Су-33 на корабле в ночных условиях были успешно завершены.

Ночные полеты на ТАВКР стали завершающими испытаниями Су-33 в минувшем веке. А за год до них, 31 августа 1998 г., Президент Российской Федерации подписал Указ о принятии самолета Су-33 на вооружение. Этим событием был подведен итог многолетней работе инженеров, конструкторов, ученых, рабочих и других специалистов "ОКБ Сухого", серийного завода в Комсомольске-на-Амуре, большого числа смежных предприятий, заводов, институтов и военных организаций по созданию первого в России серийного корабельного истребителя.

279-й корабельный

Первые четыре серийные истребителя Су-33 прибыли на Северный Флот, к месту приписки ТАВКР "Адмирал Кузнецов" 5 апреля 1993 г. С их поступлением начался практический этап создания авиагруппы первого российского ТАВКР со сверхзвуковыми истребителями обычной

схемы. Организационно авиакрыло "Кузнецова" в феврале 1992 г. решено было оформить в виде авиационного соединения – 57-й Смоленской Краснознаменной смешанной корабельной авиадивизии (57 скад), состоящей из 279-го корабельного истребительного авиаполка (279 киап), вооруженного истребителями Су-33, и 830-го корабельного противолодочного вертолетного полка (830 кплвп), оснащенного вертолетами Ка-27, Ка-27ПС и Ка-29.

Корабельные истребители Су-33 должны были войти в состав двух эскадрилий 279 киап ВВС Северного Флота.

КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЁТА



КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

Конструктивная компоновка

Самолет Су-33 построен по нормальной аэродинамической схеме с дополнительным передним горизонтальным оперением и имеет интегральную компоновку.

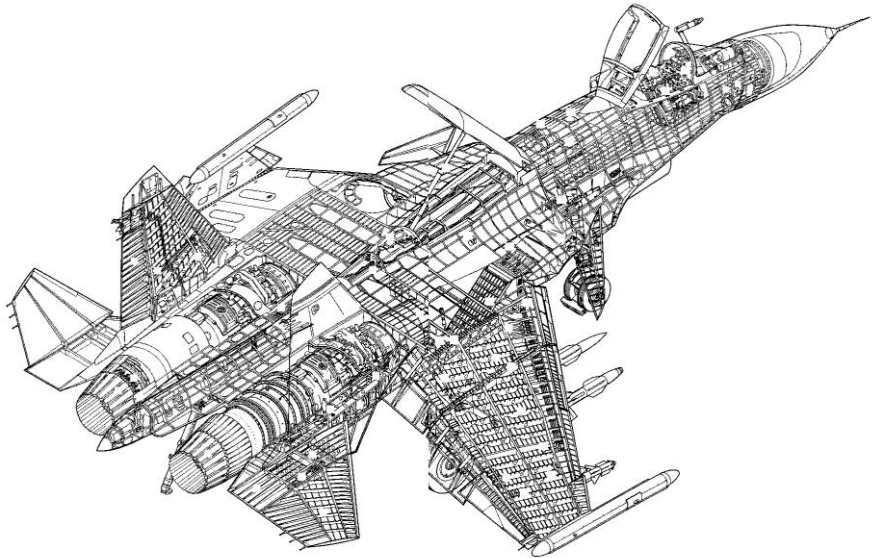


Рисунок 3: Компоновочная схема Су-33

Среднерасположенное трапециевидное крыло небольшого удлинения, оснащенное развитыми напльвами, плавно сопрягается с фюзеляжем, образуя единый несущий корпус. Два двухконтурных турбореактивных двигателя с форсажными камерами типа АЛ-31Ф сер. 3 размещены в отдельных мотогондолах, установленных под несущим корпусом самолета на расстоянии друг от друга, исключающем их аэродинамическое взаимовлияние и позволяющем подвешивать между ними различные образцы авиационного вооружения, а также контейнер УПАЗ системы дозаправки топливом в полете других самолетов. Сверхзвуковые регулируемые воздухозаборники расположены под центропланом и оснащены защитными устройствами, предотвращающими попадание в двигатели посторонних предметов на взлетно-посадочных режимах.

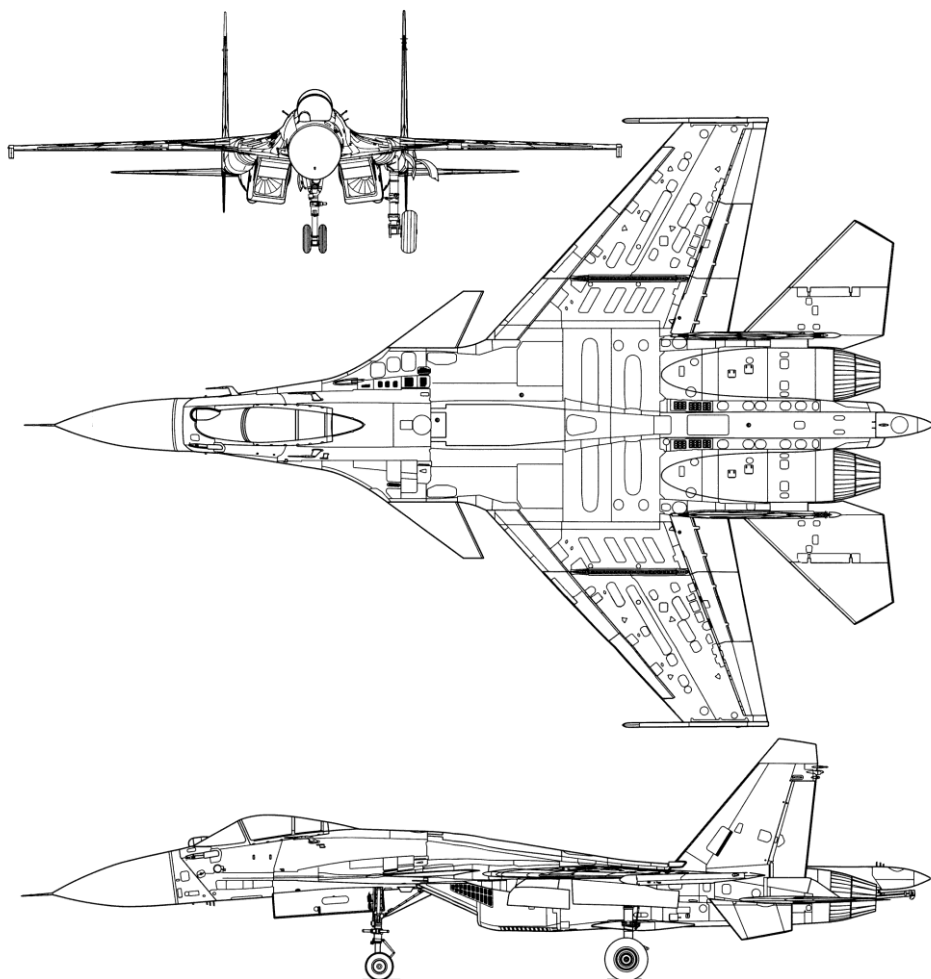


Рисунок 4: Проекция Су-33

Обтекатели шасси плавно переходят в хвостовые балки, служащие платформами для установки цельноповоротных консолей стабилизатора с прямой осью вращения, двухкилевого разнесенного по внешним бортам хвостовых балок вертикального оперения и подбалочных гребней. Консоли цельноповоротного переднего горизонтального оперения, установленные на наплывах крыла, служат для повышения несущих свойств планера и улучшения характеристик самолета на больших углах атаки. Для уменьшения габаритов самолета при его хранении в корабельном ангаре и стоянке на технических позициях верхней палубы, консоли крыла и горизонтального оперения выполнены складными. Шасси самолета трехопорное, убирающееся, с телескопическими стойками основных и передней опор, с одним тормозным колесом на

каждой основной опоре и двухколесной управляемой передней опорой. Для обеспечения посадки на корабельный аэрофинишер самолет оборудован выпускаемым на посадке тормозным гаком.

Самолет спроектирован по концепции "электронной устойчивости" и не имеет традиционной механической проводки управления – вместо нее используется электродистанционная система управления (Fly-by-Wire). Основные органы управления самолетом – цельноповоротный стабилизатор с возможностью дифференциального отклонения консолей для управления по крену, цельноповоротное переднее горизонтальное оперение, рули направления и флапероны. Двухсекционные однощелевые закрылки, флапероны и трехсекционные отклоняемые носки крыла составляют адаптивную механизацию крыла, автоматическое отклонение которой повышает несущие свойства крыла на всех режимах полета.



Рисунок 5: На авиабазе в Североморске

Флапероны выполняют функции закрылков и элеронов. В полетном режиме дифференциальное отклонение флаперонов, определяемое отклонением ручки управления самолетом, обеспечивает управление истребителем по крену (совместно с дифференциальным отклонением половин стабилизатора), а их синфазное отклонение по сигналам системы автоматического управления в зависимости от угла атаки повышает несущие свойства крыла. Во взлетно-посадочном режиме флапероны отклоняются синхронно на фиксированный угол как закрылки, а их дифференциальное отклонение по сигналам ручки управления самолетом обеспечивает управление истребителем по крену.

Для эффективного торможения самолета в процессе боевого маневрирования и на посадке используется тормозной щиток большой площади, установленный на верхней поверхности фюзеляжа за кабиной летчика.

ФЮЗЕЛЯЖ самолета интегрально сопрягается с крылом и технологически расчленен на следующие основные части:

- головную часть фюзеляжа (ГЧФ);
- среднюю часть фюзеляжа (СЧФ);
- хвостовую часть фюзеляжа (ХЧФ);
- воздухозаборники.

Головная часть фюзеляжа цельнометаллической полумонококовой конструкции, начинающаяся радиопрозрачным осесимметричным обтекателем антенны бортовой радиолокационной станции, включает в себя носовой отсек оборудования, в котором размещены блоки радиолокационного прицельного комплекса (РЛПК), оптико-электронной прицельной системы (ОЭПС) и выпускаемая штанга дозаправки топливом в полете, а также кабину летчика, подкабинные и закабинный отсеки оборудования, нишу уборки передней опоры шасси с одной створкой. В носовой части обтекателя РЛС, отклоненного вниз от строительной горизонтали фюзеляжа на угол $7,5^\circ$, установлена штанга основного приемника воздушного давления (ПВД). Для доступа к антенне и РЛС в процессе обслуживания стыковой силовой шпангоут № 1 между носовым отсеком и радиопрозрачным обтекателем выполнен наклонным, а радиопрозрачный обтекатель с металлической юбкой конуса – отклоняемым вверх. Рама моноблока радиолокационной станции вместе с антенной при поднятом радиопрозрачном обтекателе может выдвигаться для обеспечения доступа к блокам РЛС и ОЭПС. Для уменьшения габаритов самолета при размещении в подпалубном ангаре ТАВКР предусмотрено складывание штанги ПВД.



Рисунок 6: Носовая часть и фонарь

Кабина летчика герметизирована и имеет двухсекционный фонарь, состоящий из неподвижной передней части (козырька) и открывающейся вверх и сбрасываемой в аварийной ситуации (при катапультировании или автономно) отделяемой части с установленными на ней тремя зеркалами заднего вида. Фонарь защищает летчика от воздействия окружающей среды и благодаря большой площади остекления и наличию зеркал заднего вида обеспечивает практически круговой обзор. Угол обзора из кабины вперед-вниз – 14° .

Передняя часть фонаря, остекленная органическим стеклом, выдерживает без разрушения удар птицы массой 1,8 кг на скорости 450 км/ч. Для предотвращения обледенения остекления передней части фонаря используется спиртовая противообледенительная система.

Рабочее место летчика оборудовано катапультируемым креслом К-36ДМ 2-й серии, установленным с углом наклона спинки 17° на задней стенке кабины. Перед фонарем кабины, со смещением вправо от оси самолета установлен визир оптико-локационной станции, а по бортам фюзеляжа в задней части кабины – аварийные (дублирующие) ПВД.



Рисунок 7: Правый борт

Фонарь кабины состоит из неподвижной передней части с центральным переплетом и двух задних секций (левой и правой). Последние могут сниматься в процессе эксплуатации для обслуживания и демонтажа катапультирных кресел и аварийно сбрасываться при катапультировании экипажа или без такового автономно.

В подкабинных отсеках (центральном и двух боковых) размещены блоки радиоэлектронного оборудования. Головную часть фюзеляжа завершает закабинный отсек, в котором размещен основной объем радиоэлектронного оборудования, а также патронный ящик с боекомплектом пушки. В закабинном отсеке головной части фюзеляжа расположена ниша передней опоры шасси, убираемой вперед.

К стенкам закабинного отсека примыкают правый и левый наплывы крыла. В правом наплыве расположена встроенная скорострельная пушка ГШ-301 калибра 30 мм с системой подачи боезапаса, выброса гильз и сбора звеньев; патронный ящик с боезапасом установлен поперек закабинного отсека и занимает часть наплыва и закабинного отсека. В правом наплыве выполнены специальные щели и жалюзи для охлаждения пушки, а для защиты обшивки от раскаленных газов при стрельбе в районе среза ствола и перед ним установлен экран из жаропрочной стали. В левом наплыве крыла располагаются агрегаты самолетных систем и блоки радиоэлектронного оборудования. На торцах наплыва крыла установлены консоли переднего горизонтального оперения с прямой осью вращения.

Головная часть фюзеляжа по конструкции представляет собой цельнометаллический полумонок с поверхностью интегральной формы.

Средняя часть фюзеляжа компоновочно делится на следующие технологические агрегаты-отсеки:

- передний топливный бак-отсек № 1, расположенный по оси симметрии самолета между головной частью фюзеляжа и центропланом;
- центроплан (основной несущий агрегат самолета), выполненный в виде топливного бака-отсека № 2 с поперечными стенками и рядом нервюр, верхняя и нижняя поверхности центроплана выполнены в виде панелей (верхняя панель – фрезерованная, из алюминиевых сплавов, нижняя – сварная, из листов и набора профилей из титанового сплава);
- гаргрот, представляющий собой отсек, предназначенный для размещения коммуникаций и установки оборудования;
- передний отсек центроплана (правый и левый), расположенный по внешним сторонам переднего топливного бака-отсека № 1 и состоящий из носков центроплана и ниш колес основных опор шасси.



Рисунок 8: Взлет Су-33

На верхней поверхности СЧФ установлен отклоняемый с помощью гидропривода безмоментный аэродинамический тормозной щиток площадью 2,6 м². Угол отклонения щитка вверх 60°. Выпуск тормозного щитка применяется для уменьшения скорости в процессе захода на посадку и при боевом маневрировании на приборных скоростях до 1000 км/ч.

Хвостовая часть фюзеляжа компоновочно делится на следующие технологические агрегаты-отсеки:

- две силовые гондолы двигателей, каждая из которых компоновочно разделена на две части;
- хвостовые балки, прилегающие к внешним бортам мотогондол и являющиеся продолжением обтекателей основных опор шасси, служащие платформой для установки оперения самолета;

- центральную балку фюзеляжа, включающую в себя центральный отсек оборудования, задний топливный бак-отсек № 4, законцовку центральной балки и боковые ласты.



Рисунок 9: Хвостовая часть и сопла двигателей

В средних частях гондол двигателей, расположенных под центропланом, находятся воздушные каналы двигателей; на силовом шпангоуте каждой средней части установлен замок выпущенного положения основных опор шасси, на нижней поверхности находятся узлы крепления пилона подвески вооружения; в верхних внешних углах расположены агрегаты и коммуникации самолетных систем.

В мотоотсеках установлены двигатели АЛ-31Ф сер. 3 с верхним расположением коробки агрегатов; на каждой выносной коробке самолетных агрегатов установлены: турбостартер, генератор переменного тока, гидронасос и топливный насос.

Двигатель, установленный в мотоотсеке, снимается с самолета при помощи специальной тележки назад-вниз; для обеспечения замены двигателя хвостовой кок выполнен съемным. При демонтаже двигателей выносные коробки агрегатов остаются на самолете, что сокращает время замены двигателей. Эксплуатационные люки для обеспечения доступа к выносным коробкам самолетных агрегатов и основным агрегатам двигателей расположены в верхней части мотоотсеков. Мотогондолы имеют полумонококовую схему с работающей обшивкой, подкрепленной поперечным набором (шпангоутами) и продольным набором (стрингерами).

Задняя часть хвостовых балок (левой и правой) выполнена силовой, на ее верхней поверхности оборудованы узлы крепления вертикального оперения, подвески горизонтального оперения и установлены бустеры стабилизатора. В левой и правой балках перед их силовой частью размещены отсеки самолетного оборудования.

В центральном отсеке центральной хвостовой балки расположены агрегаты самолетного оборудования и систем силовой установки. На нижней поверхности центральной балки установлены узлы подвески вооружения и узлы крепления, выпускаемого при посадке на

аэрофинишер тормозного гака. Для уменьшения габаритов самолета при его размещении в подпалубных ангарах авианесущего крейсера, законцовка центральной балки выполнена откидывающейся вверх.

Воздухозаборники двигателей

Воздухозаборники двигателей – регулируемые, прямоугольного сечения, размещены под наплывом крыла и оснащены защитными устройствами, предотвращающими попадание в двигатели посторонних предметов на взлетно-посадочных режимах. Расположение поверхности торможения воздухозаборника – горизонтальное, клин торможения отодвинут от поверхности несущего корпуса, а между крылом и клином образована щель для слива пограничного слоя.



Рисунок 10: Носовая стойка шасси и воздухозаборники

Створки (жалюзи) подпитки расположены на нижней поверхности воздухозаборника в зоне размещения защитного устройства. Створки выполнены "плавающими", т.е. открывающимися и закрывающимися под действием перепада давления.

Для перепуска пограничного слоя воздуха на внешней и внутренней боковых стенках каждого воздухозаборника предусмотрена специальная перфорация, закрытая снаружи панелями с профилированными щелями. Оптимальное торможение сверхзвукового потока в диффузоре воздухозаборника обеспечивается установкой его регулируемых элементов в расчетное положение автоматической системой регулирования воздухозаборника. Положение регулируемых панелей воздухозаборников, а также защитных устройств, индицируется в кабине летчика на специальных указателях и табло.

Защитное устройство каждого воздухозаборника представляет собой титановую перфорированную панель с большим числом отверстий размером 2,5 x 2,5 мм. Выпуск защитных устройств воздухозаборников на посадке и их уборка на взлете происходит автоматически, по сигналу обжатия основных опор шасси. В выпущенном положении панель защитного устройства перекрывает все сечение воздухозаборника и тем самым препятствует попаданию в двигатель посторонних предметов с поверхности аэродрома (палубы) на режимах разбега, пробега и руления. В полете панели защитных устройств в убранном положении прижаты к нижней поверхности канала воздухозаборника. Выпуск сетки осуществляется по потоку, посредством гидроцилиндров; ось вращения расположена за горлом в диффузорной части канала.

Крылья

КРЫЛО самолета свободнонесущее. Отъемные части (консоли) крыла имеют угол стреловидности по передней кромке $42,5^\circ$ и набраны из профилей типа П44М с относительной толщиной 4,9% (в корне) и 4,0% (на конце). Удлинение крыла 3,48, сужение – 3,76. Базовая площадь крыла 67,84 м², размах крыла 14,7 м (при подвеске ракет на пусковых устройствах на его законцовках – 14,948 м).

Механизация представлена флаперонами (зависающими элеронами) площадью 2,4 м², выполняющими функции закрылков и элеронов, двухсекционными однощелевыми закрылками площадью 6,6 м² и трехсекционным поворотным носком площадью 5,4 м².

Углы отклонения флаперонов в полете $+15...-20^\circ$, во взлетно-посадочной конфигурации $+15...-25^\circ$ (угол зависания флаперонов -14°), угол выпуска закрылков на взлете $15/25^\circ$, углы выпуска носков $0...30^\circ$. Выпуск флаперонов (в режиме закрылков) и отклонение носков в полете производится для повышения несущих свойств крыла при маневрировании с приборными скоростями до 860 км/ч.

Для уменьшения габаритов самолета при стоянке на палубе или в подпалубном ангаре авианесущего крейсера консоли крыла выполнены складными. Габаритная ширина самолета при складывании крыла сокращается с 14,7 до 7,4 м. Складывание консолей крыла осуществляется посредством гидравлической системы. Гидроцилиндры управления складыванием крыла расположена в неподвижных частях консолей.

Конструктивно каждая консоль крыла состоит из силовых кессонов неподвижной и поворотной (складываемой) частей, носовой и хвостовой частей, механизации и законцовки. Кессон неподвижной части крыла и часть кессона поворотной части крыла выполнены герметичными и образуют топливные баки-отсеки.

На торцах законцовки крыла установлена гребенка для крепления еще одного пускового устройства для управляемых ракет класса "воздух-воздух" малой дальности. Вместо последнего на торцы крыла могут устанавливаться контейнеры с аппаратурой РЭП. Масса каждого контейнера 205 кг, длина 4200 мм, диаметр 300 мм.

Горизонтальное оперение

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ самолета состоит из двух консолей цельноповоротного дифференциально отклоняемого стабилизатора с прямой осью вращения и расположением подшипников в консолях горизонтального оперения. Подкосные балки (полуоси) стабилизатора неподвижно закреплены в хвостовых балках фюзеляжа.



Рисунок 11: Су-33 со сложенными консолями крыльев

Рисунок 11: Су-33 со сложенными консолями крыльев

Консоли горизонтального оперения имеют трапециевидную форму (угол стреловидности по передней кромке 45°). Размах стабилизатора 9,9 м, площадь – 12,3 м². Угол поперечного V горизонтального оперения – 0° . Углы отклонения стабилизатора $+15...-20^\circ$, для управления по крену возможно дифференциальное отклонение половин горизонтального оперения с "ножницами" $\pm 10^\circ$. Отклонение стабилизатора обеспечивается гидроприводом.

Для уменьшения габаритов самолета при его размещении в подпалубных ангарах ТАВКР, консоли стабилизатора выполнены складными на половине размаха.

Переднее горизонтальное оперение (ПГО)



Рисунок 12: Переднее горизонтальное оперение

ПЕРЕДНЕЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ (ПГО) установлено в торце наплыва крыла и состоит из двух цельноповоротных консолей размахом 6,43 м и площадью 2,99 м². Угол стреловидности по передней кромке консолей 53,5°. Угол поперечного V консолей – 4,7°. Углы отклонения ПГО +3,5...-51,5°. Гидравлические приводы ПГО размещены в наплывах крыла.

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ – двухкилевое, стреловидное (угол стреловидности по передней кромке 40°), площадью 15,1 м². Кили установлены с углом развала 0°. Каждый киль оснащен рулем направления (площадь двух рулей 3,49 м², углы отклонения ±25° в каждую сторону). В верхней части килей, снабженных стеклопластиковыми законцовками, и по их передней кромке под радиопрозрачными обтекателями размещены антенны различных радиотехнических устройств.

Управление рулями направления осуществляется с помощью блоков гидроцилиндров, установленных внутри килей. Каждый руль управляется одним блоком цилиндров.

Для улучшения противозтопорных характеристик и повышения путевой устойчивости под хвостовыми балками установлены два подбалочных гребня площадью 2,47 м², имеющих угол стреловидности по передней кромке 38°.



Рисунок 13: Хвостовое оперение

Шасси

ШАССИ самолета убирающееся, трехопорное, с передней управляемой опорой. На основных опорах со стойками телескопического типа установлено по одному тормозному колесу размерами 1030 x 350 мм.

На передней опоре со стойкого телескопического типа установлено два нетормозных колеса размерами 620 x 180 мм. Управление передней стойкой посредством установленного на ней гидравлического рулежно-демпфирующего механизма позволяет самолету совершать маневры во время руления с очень малым радиусом разворота. Угол разворота передней стойки в режиме управления $\pm 45^\circ$, в режиме буксировки (самоориентирования) $\pm 70^\circ$.

Все опоры шасси убираются вперед по полету: основные – в ниши центроплана, передняя – в подкабинный отсек фюзеляжа. В убранном положении все опоры шасси удерживаются гидромеханическими замками.

Основная система уборки-выпуска шасси – гидравлическая. При ее отказе для выпуска шасси используется аварийная пневматическая система, рабочим телом которой является сжатый азот. Торможение колес основных опор шасси в процессе руления и пробега после посадки, а также автоматическое затормаживание колес при уборке шасси осуществляется посредством гидросистемы.

Амортизация шасси – пневмогидравлическая. К стойке передней опоры шасси крепятся две посадочные и одна рулевая фары, а также трехцветный сигнализатор посадки на корабль.

В состав взлетно-посадочных устройств самолета Су-33 входит также посадочный гак (крюк), используемый для торможения самолета при посадке на палубу за счет зацепления за трос аэрофинишера. Выпуск и уборка гака осуществляется от гидросистемы с помощью демпфера-подъемника, установленного между штангой гака и фюзеляжем. В убранном положении гака удерживается гидромеханическим замком, а для стабильного зацепления за тросы аэрофинишера и предотвращения "отскакивания" гака при ударе им о палубу во время посадки используется демпфирующее устройство демпфера-подъемника. При отказе гидравлической системы выпуска гака он может быть выпущен на посадке аварийно от резервной пневмосистемы.

Сигнализация положения шасси и посадочного гака осуществляется с помощью указателя положения на посадочном индикаторе в кабине летчика.

Силовая установка и общесамолетное оборудование

Силовая установка самолета состоит из двух двухконтурных турбореактивных двигателей с форсажными камерами АЛ-31Ф сер. 3, воздухозаборников с регулируемыми панелями, створками подпитки, воздушными каналами и системой управления, системы охлаждения двигателей, выносных коробок агрегатов с газотурбинными стартерами, топливной системы, системы защиты двигателей от попадания посторонних предметов, системы пожаротушения, противообледенительной системы и системы контроля двигателей.

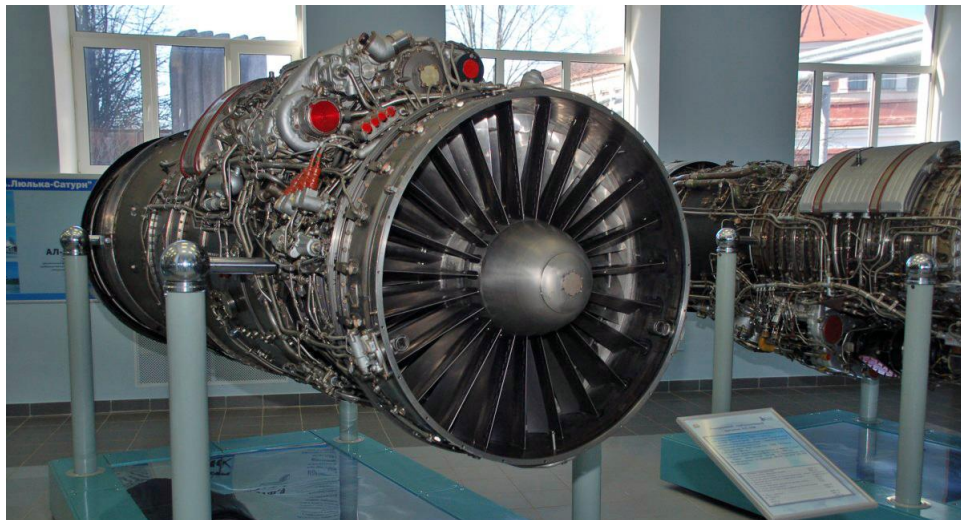


Рисунок 14: Двигатель АЛ-31Ф

В состав общесамолетного оборудования входят:

- гидросистема;
- пневмосистема;

- система электроснабжения;
- система управления самолетом;
- светотехническое оборудование;
- система питания anerоидно-мембранных приборов;
- система жизнеобеспечения и охлаждения оборудования;
- средства аварийного покидания самолета;
- приборное оборудование кабины экипажа.

ДВИГАТЕЛЬ АЛ-31Ф сер. 3 имеет модульную конструкцию и состоит из 4-ступенчатого компрессора низкого давления (вентилятора) с регулируемым входным направляющим аппаратом, промежуточного корпуса с центральной коробкой приводов, 9-ступенчатого компрессора высокого давления, наружного контура, кольцевой камеры сгорания, воздуховоздушного теплообменника в системе охлаждения турбины, одноступенчатой охлаждаемой турбины высокого давления, одноступенчатой охлаждаемой турбины низкого давления, форсажной камеры, сверхзвукового реактивного сопла, редуктора и агрегатов на верхней части двигателя.

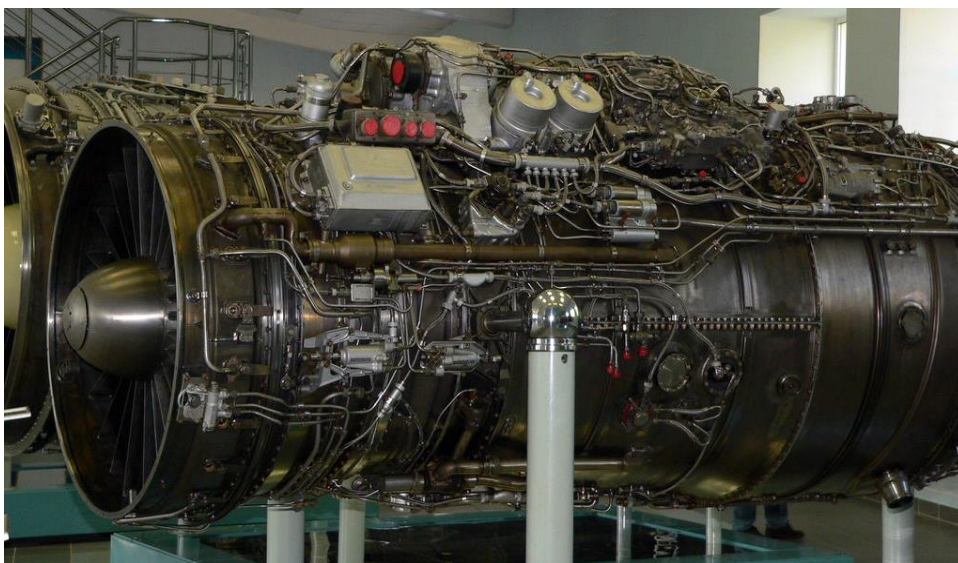


Рисунок 15: Двигатель АЛ-31Ф

Двигатель развивает стендовую тягу 12 500 кгс на режиме "полный форсаж" (ПФ) и 7670 кгс – на режиме "максимал". Одним из основных отличий двигателя АЛ-31Ф серии 3 от применяемых на других самолетах семейства Су-27 двигателей АЛ-31Ф (серий 1 и 2) является введение дополнительного особого (чрезвычайного) режима работы (ОР), тяга на котором повышается до 12 800 кгс. Этот режим может использоваться кратковременно для обеспечения взлета с палубы корабельного истребителя с полной боевой нагрузкой или экстренного ухода на второй круг. Увеличение тяги на ОР достигнуто повышением температуры газов перед турбиной.

Тяга двигателя на минимальном форсажном режиме работы составляет 8450 кгс, на режиме минимального удельного расхода топлива – 3500-4400 кгс, на режиме "малый газ" (МГ) – 250 кгс.

Удельный расход топлива в двигателе АЛ-31Ф сер. 3 на максимальном режиме работы составляет 0,75 кг/(кгс·ч), на режиме "полный форсаж" – 1,92 кг/(кгс·ч), минимальный крейсерский удельный расход топлива – 0,685 кг/(кгс·ч). Время приемистости двигателя в стандартных атмосферных условиях не превышает: от режима малого газа до "максимала" – 3-5 с, от МГ до "полного форсажа" – 7 с, а от начала запуска до режима ПФ – 60-80 с.



Рисунок 16: Сопло двигателя АЛ-31Ф

Высоконапорный двухкаскадный компрессор двигателя АЛ-31Ф обеспечивает степень сжатия поступающего воздуха 23,8 при его расходе 112 кг/с и степени двухконтурности около 0,57. Температура газов перед турбиной на максимальном режиме и полном форсаже достигает 1665 К. Сухая масса двигателя 1520 кг (в состоянии поставки, с выносной коробкой агрегатов, турбостартером и электронным комплексным регулятором двигателя – не более 1920 кг), удельный вес 0,122.

Габаритная длина двигателя – 4950 мм (с входным коком – 5050 мм), максимальный диаметр – 1180 мм, диаметр входа – 905 мм. Ресурс двигателя АЛ-31Ф сер. 3 до первого ремонта составляет 500 ч, назначенный ресурс – 1000 ч.

Реактивное сопло двигателя – сужающееся-расширяющееся. Для обеспечения прохождения вектора тяги двигателя вблизи центра тяжести самолета ось реактивного сопла в вертикальной плоскости наклонена относительно оси двигателя на 5°.

Масляная система двигателя закрытого типа, объединенная с маслосистемой выносной коробки агрегатов. Топливом для двигателя АЛ-31Ф сер. 3 являются авиационные керосины марок РТ, ТС-1 или их смеси.

Система регулирования двигателя – гидроэлектронная с аналоговым электронным регулятором-ограничителем. Она обеспечивает поддержание заданных параметров работы двигателя на установившихся и переходных режимах во всех условиях эксплуатации самолета, автоматическую защиту двигателя от помпажа, в т. ч. при применении бортового оружия, выдачу необходимой информации летчику и на аварийный регистратор, а также встроенный наземный и полетный самоконтроль.



Рисунок 17: Форсажная камера двигателя АЛ-31Ф

Задание режима работы силовой установки осуществляется рычагами управления двигателями (РУД) ползкового типа, расположенными на левом пульте кабины летчика и связанными с рычагами насосов-регуляторов двигателей механической тросовой проводкой.

Запуск двух двигателей может производиться как последовательно, так и одновременно. Раскрутка роторов двигателей при их запуске на земле обеспечивается газотурбинными стартерами, запуск которых, в свою очередь, осуществляется электростартерами, напряжение к которым подводится либо от аэродромных источников питания, либо от аккумуляторных батарей. Запуск двигателей в воздухе происходит при вращении их роторов под действием набегающего потока воздуха на режиме авторотации, при этом надежный запуск возможен практически во всем диапазоне скоростей полета самолета. Он обеспечивается автоматически (при самопроизвольном выключении двигателя, на выбеге), полуавтоматически (после перевода РУД на упор "Стоп" и затем обратно на "Малый газ" – на выбеге или оборотах авторотации) или принудительно (с помощью выключателей "Дублирующий запуск" в кабине

летчика). Имеется также система встречного запуска двигателей в случае падения их оборотов ниже определенного уровня при применении вооружения (пуске ракет). Запуск двигателей в воздухе производится с кислородной подпиткой.

Топливная система

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА предназначена для размещения запаса топлива на борту самолета и обеспечения бесперебойного питания двигателей на всех режимах работы в воздухе и на земле, а также обеспечения заданной центровки самолета и охлаждения воздуха, масла и специальных жидкостей в теплообменниках. Она включает четыре бака, представляющие собой герметизированные отсеки конструкции планера: бак № 1 (в передней части центроплана), бак № 2 (основная часть – в центроплане и два боковых отсека – в левой и правой неподвижных частях крыла), бак № 3 (два отсека в левой и правой поворотных частях крыла), бак № 4 (в хвостовой части фюзеляжа, между левым и правым двигательными отсеками). Кроме того, в состав топливной системы входят подсистемы заправки, подачи топлива, привода гидротурбонасосов и подачи активного топлива на струйные насосы, прокачки топлива через радиаторы, слива топлива, наддува и дренажа топливных баков, дозаправки топливом в полете, приборы и устройства контроля и управления. Полный запас топлива во внутренних баках самолета Су-33 составляет 9500 кг (около 12 100 л при плотности топлива 0,785 кг/дм³).

К двигателям топливо поступает из расходного отсека бака № 2. Подача к двигательным насосам производится двумя гидротурбонасосами через расходный коллектор по двум расходным магистралям. В каждой магистрали установлены датчики расхода топлива, а перед двигательными отсеками – пожарные краны. При запуске двигателей на земле топливо подается в расходную магистраль электронасосом постоянного тока, установленным в расходном отсеке бака № 2. При действии отрицательных и околонулевых перегрузок топливо в расходную магистраль подается от бачка-аккумулятора и из расходного отсека бака № 2, который, за счет установки одного подкачивающего насоса, приподнятого от днища, выполняет роль отсека отрицательных перегрузок. При этом обеспечивается надежная работа двигателей при совершении самолетом всех маневров боевого применения, в т.ч. с отрицательными перегрузками 0...-3.

Для получения необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета выработка топлива из баков производится в определенной последовательности, обеспечивающей заданную центровку самолета. Вначале вырабатывается 2/3 емкости бака № 1 и бак № 4 (полностью), а затем остаток топлива в баке № 1. После этого вырабатывается часть топлива из переднего отсека бака № 2 и бак № 3 (полностью). Последним вырабатывается бак № 2 (кроме расходного отсека), и, наконец, его расходный отсек. Выработка баков и текущий остаток топлива индицируются на панели в кабине летчика.

Основным способом заправки топливных баков самолета Су-33 является централизованная закрытая заправка под давлением через унифицированный штуцер заправки. При этом поступление топлива в баки самолета от заправщика прекращается автоматически после их полного заполнения. Возможны и промежуточные варианты заправки (с неполным заполнением баков), но без автоматического прекращения поступления топлива. Резервным вариантом заправки является открытая заправка через заливные горловины 1-го, 2-го и 4-го баков, правого и левого отсеков бака № 3. При этом уровень топлива определяется визуально через заливные горловины баков и по показаниям расходомера топливозаправщика.

Для увеличения дальности и продолжительности полета без посадки самолет Су-33 оборудуется системой дозаправки топливом в полете по схеме "шланг-конус". Дозаправка

может осуществляться от самолетов-заправщиков Ил-78 и от однотипных истребителей Су-33, оборудованных унифицированным подвесным агрегатом заправки типа УПАЗ-1, с темпом перекачки топлива до 2000 л/мин. Дозаправка может производиться на высотах 2000-6000 м при скорости полета 450-550 км/ч в любое время суток.

Для облегчения подхода и стыковки с самолетом-заправщиком в системе автоматического управления самолета Су-33 предусмотрен специальный режим управления "Дозаправка". В случае использования истребителя Су-33 в качестве самолета-заправщика он оснащается унифицированным подвесным агрегатом заправки УПАЗ-1, подвешиваемым на 1-ю точку подвески под центропланом.

Для обеспечения экстренной посадки на палубу на самолете Су-33 предусмотрен аварийный слив топлива в полете, который производится от форсажных насосов двигателей через агрегаты и коллекторы аварийного слива, установленные на двигателях.

Для создания условий безкавитационной работы топливных насосов, обеспечения работы бачка-аккумулятора и выработки бака № 3 в топливных баках самолета на всех режимах полета поддерживается избыточное давление.

Топливо на самолете Су-33 используется также для охлаждения воздуха в системе кондиционирования, масла систем охлаждения генераторов и гидрожидкости путем прокачки через топливо-воздушные и топливо-масляные радиаторы (теплообменники).

Информирование летчика о запасе и выработке топлива обеспечивается топливомерно-расходомерной системой с панелью индикации на приборной доске летчика. Система производит вычисление и индикацию остатка топлива (в режиме расходомера), сигнализирует об окончании выработки отдельных баков, измеряет и выдает информацию о запасе топлива в баке № 2 (расходном), формирует сигналы управления заправкой на земле, дозаправкой в воздухе, подкачкой топлива к двигателям и перекачкой его между баками. Летчик получает информацию о текущем остатке топлива на индикаторе, а о выработке баков и резервном остатке топлива – на световых индикаторах и светосигнальных табло. Сообщение о резервном остатке топлива дублируется речевым информатором "Алмаз".

Гидросистема

ГИДРОСИСТЕМА самолета состоит из двух независимых гидросистем закрытого типа (первой и второй) с рабочим давлением 280 кгс/см² и приводом каждой от своего двигателя (первой – от левого двигателя, второй – от правого). Источниками энергии в каждой гидросистеме являются плунжерные насосы переменной производительности, установленные на выносных коробках агрегатов соответствующих двигателей. Рабочее тело гидросистемы – гидрожидкость АМГ-10.

Первая и вторая гидросистемы параллельно обеспечивают работу рулевых приводов стабилизатора, переднего горизонтального оперения, рулей направления, флаперонов, закрылков и отклоняемых носков.

Кроме того, первая гидросистема обеспечивает: выпуск и уборку шасси, открытие и закрытие створок ниш шасси; автоматическое затормаживание колес основных опор шасси при их уборке; стартовое и аварийное торможение колес основных опор шасси; управление стойкой передней опоры шасси; управление клином и защитным устройством левого воздухозаборника; складывание консолей крыла и горизонтального оперения, а также хвостового кока; работу ограничителей хода педалей. Для стояночного и буксировочного торможения используется

энергия гидроаккумулятора первой гидросистемы, зарядка которого на земле осуществляется от ручного насоса в нише левой основной опоры шасси.

Вторая гидросистема обеспечивает: основное торможение колес основных опор шасси; управление клином и защитным устройством правого воздухозаборника; уборку и выпуск тормозного щитка, посадочного гака и штанги дозаправки.

Пневмосистема

ПНЕВМОСИСТЕМА самолета является резервной и обеспечивает работу части потребителей гидросистемы в случае ее отказа. Автономные аварийные пневмосистемы служат для аварийного выпуска шасси, посадочного гака и штанги системы дозаправки топливом в полете. Кроме того, пневмосистема на самолете используется для открытия и закрытия фонаря кабины. Рабочим телом пневмосистемы является технический азот высокого давления. Номинальное давление в пневмосистеме 210 кгс/см².

Система электроснабжения

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ самолета состоит из системы переменного трехфазного тока с напряжением 115/200 В частотой 400 Гц и системы постоянного тока с напряжением 27 В. Система электроснабжения переменного тока состоит из двух независимых каналов, работающих раздельно. Основными источниками электроэнергии в каждом из них являются по одному приводу-генератору переменного тока номинальной мощностью 30 кВА, установленному на выносных коробках агрегатов левого и правого двигателей. Приводы-генераторы питают током раздельные шины и способны работать в перегрузочном режиме (до 150%) в течение 2 ч, что при отказе одного из них обеспечивает выполнение задания практически без ограничений по нагрузке электросистемы. Резервными источниками энергии переменного тока являются статические преобразователи постоянного тока от аккумуляторных батарей в трехфазный ток 115/200 В, 400 Гц, мощностью по 800 ВА (по одному на канал). Они подключаются автоматически к аварийным шинам канала при отказе приводов-генераторов и обеспечивают работу минимального объема оборудования, необходимого для успешного завершения полета.

Система электроснабжения постоянного тока также имеет два автономных канала. Основные источники электроэнергии в каждом из них – выпрямительные устройства мощностью 6 кВт каждое, преобразующие переменный ток, генерируемый приводами-генераторами, в постоянный, напряжением 27 В. Резервные источники постоянного тока – две никель-кадмиевые аккумуляторные батареи номинальным напряжением 24 В и емкостью 25 А·ч каждая, используемые также для запуска турбостартеров при отсутствии внешнего аэродромного питания.

При нормальной работе системы электроснабжения генераторы и выпрямители обеспечивают питание всего оборудования самолета (максимальная нагрузка при этом может составлять 60 кВА в цепи переменного тока и 12 кВт в цепи постоянного тока). При отказе одного из генераторов второй может выводиться на перегрузочный режим работы (отдаваемая мощность до 45 кВА), а оставшийся после отказа второго выпрямитель может отдавать в перегрузочном режиме 7,2 кВт. При отказе обоих приводов-генераторов и выпрямительных устройств аккумуляторные батареи и преобразователи обеспечивают электропитанием потребители, подключенные к аварийным шинам постоянного и переменного тока соответственно (максимальная нагрузка в цепи переменного тока при этом составляет 1,6 кВА). Такое

построение системы электроснабжения обеспечивает успешное завершение полета даже при нескольких отказах отдельных подсистем и агрегатов электрооборудования.

Для подключения к бортовой сети самолета внешних источников электроэнергии переменного тока на аэродроме (корабле) на нем имеется разъем аэродромного питания, соответствующий международным стандартам.

Система управления самолетом

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ включает систему электродистанционного управления (СДУ), систему автоматического управления (САУ), входящую в состав пилотажно-навигационного комплекса ПНК-10К, и механическую часть системы управления (МЧСУ). В состав СДУ входят резервированные вычислители, резервированные датчики положения и параметров полета, сервоприводы носков крыла, ограничитель предельных режимов (ОПР) и переднего горизонтального оперения, электрогидравлические приводы консолей стабилизатора, флаперонов и рулей направления, а также пульта управления и контроля. В состав САУ входят вычислители, датчики и исполнительный механизм автомата тяги. В состав МЧСУ входят пост управления (ручка и педали) с механизмами загрузки и триммирования, а также механическая проводка в каналах управления носками крыла и ПГО.

Управление самолетом осуществляется в ручном и автоматическом режимах. Ручное управление самолетом производится с помощью ручки управления (для продольного и поперечного управления) и педалей (для путевого управления). Триммирование усилий в продольном и поперечном каналах осуществляется от четырехкоординатной кнопки, расположенной на ручке управления, а в путевом канале – от отдельного нажимного переключателя.

Перемещение ручки управления и педалей измеряется датчиками, электрические сигналы которых поступают в вычислители соответствующих каналов.

В автоматическом режиме управление производится по сигналам системы автоматического управления САУ-10К. Автоматическое управление и его режим включаются кнопками-лампами пульта системы пилотажно-навигационного комплекса.

Система дистанционного управления СДУ-10К с четырехкратным резервированием обеспечивает ручное управление самолетом, при этом вычислители СДУ преобразуют по заданным алгоритмам электрические сигналы датчиков перемещения рычагов управления и датчиков параметров полета в сигналы управления приводами рулевых поверхностей. Система дистанционного управления обеспечивает:

- управление статически неустойчивым самолетом в продольном, поперечном и путевом каналах;
- требуемую устойчивость и управляемость во всех каналах;
- автоматическое отклонение носков крыла и флаперонов в зависимости от угла атаки и режима полета;
- автоматическое отклонение переднего горизонтального оперения в зависимости от угла атаки, скорости полета и отклонения ручки управления;
- формирование ограничительных сигналов на ручке управления самолетом при превышении допустимых для данной конфигурации и полетной массы самолета значений перегрузки и угла атаки;
- снижение аэродинамических нагрузок на конструкцию планера самолета;
- специальный режим управления самолетом при выполнении дозаправки топливом в полете;

- управления по сигналам САУ.

СДУ сохраняет работоспособность после двух последовательных отказов. В канале управления носками крыла после одного отказа обеспечиваются условия полета на больших углах атаки. На взлетно-посадочных режимах алгоритмы управления СДУ отличаются от полетных. Переключение алгоритмов производится автоматически по сигналам уборки-выпуска шасси. Включение режима работы СДУ "Дозаправка" осуществляется летчиком.

Продольное управление самолетом осуществляется посредством СДУ по командам продольного отклонения ручки управления и параметрам продольного движения самолета – угла атаки, угловой скорости тангажа, нормальной перегрузки, которые корректируются по режимам полета в зависимости от скоростного напора и статического давления.

По сформированным сигналам производится синфазное отклонение консолей стабилизатора, флаперонов, ПГО и носков крыла.

Ограничение угла атаки и нормальной перегрузки на любом режиме полета достигаются ограничением продольного отклонения ручки управления при выходе на допустимые значения угла атаки или перегрузки этого режима. При пересиливании пружинного упора обеспечивается возможность превышения ограничений по углу атаки и перегрузке.

Поперечное управление самолетом осуществляется по командам поперечного отклонения ручки управления и сигналам датчиков угловой скорости крена, которые корректируются в зависимости от скоростного напора и статического давления. По сформированным в вычислителях СДУ сигналам дифференциально отклоняются консоли стабилизатора и флапероны.

Путевое управление осуществляется посредством отклонения рулей направления по сигналам отклонения педалей, датчиков угловой скорости рысканья и датчиков боковой перегрузки. Сигналы датчиков корректируются в функции скоростного напора, статического давления и угла атаки.

Для обеспечения координированного управления креном самолета в СДУ используется перекрестная связь между поперечным отклонением ручки управления и отклонением рулей направления, корректируемая в зависимости от угла атаки.

Приводы рулевых поверхностей представляют собой силовые гидроприводы, каждый из которых подключен к двум независимым гидросистемам самолета. В управлении консолями стабилизатора, флаперонами и рулями направления используются электрогидравлические резервированные двухконтурные приводы, на входы которых поступают электрические сигналы вычислителей СДУ. Управляющие части приводов стабилизатора и флаперонов – четырехкратно резервированы.

Рули направления управляются дублированными приводами, устанавливающими рулевую поверхность в нейтральное положение при двух отказах, после чего путевое управление обеспечивается действующим рулем направления.

К силовым приводам переднего горизонтального оперения подключен трехканальный сервопривод, а к силовым приводам носков крыла – дублированный сервопривод.

Четырехканальные приводы консолей стабилизатора, флаперонов и трехканальный сервопривод ПГО сохраняют работоспособность после двух последовательных отказов. Приводы рулей направления работоспособны после одного отказа. При отказе следящего управления носками крыла сервоприводом производится максимальное отклонение носков для завершения полета на больших углах атаки.

Система автоматического управления САУ-10К, взаимодействующая с пилотажно-навигационным комплексом, системой управления вооружением и аппаратурой командного наведения обеспечивает автоматическое управление самолетом через СДУ, приводы которой отклоняют рулевые поверхности по сигналам САУ и сигналам повышения устойчивости самолета. САУ обеспечивает:

- стабилизацию угловых положений самолета и высоты его полета;
- стабилизацию приборной скорости (с помощью автомата тяги);
- приведение самолета к горизонтальному полету из любого пространственного положения по команде летчика;
- наведение и атаку воздушной цели по командам наземного, корабельного и воздушного пунктов наведения, а также по сигналам бортовой системы управления вооружением;
- полет по маршруту, возврат на аэродром и заход на посадку по сигналам курсоглиссадных маяков в автоматическом режиме до высоты 50 м;
- полет по маршруту, возврат на корабль и заход на посадку по сигналам корабельных радиотехнических средств до входа в зону действия корабельных светотехнических систем посадки.

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ обеспечивает освещение взлетно-посадочной полосы, наружное сигнальное освещение, освещение штанги системы дозаправки топливом в полете и конуса заправочного шланга, а также внутрикабинное освещение.

Для освещения взлетно-посадочной полосы (палубы корабля) при взлете, посадке и рулении самолета в ночных условиях или при недостаточной видимости днем на стойке передней опоры шасси установлены две посадочные и одна рулежная фары.

Обозначение габаритов истребителя и направления его полета (руления) для предотвращения его столкновений с другими самолетами в воздухе и на земле (корабле) производится при помощи аэронавигационных огней, установленных на законцовках консолей крыла и левом киле (левый бортовой аэронавигационный огонь имеет светофильтр красного, правый – зеленого, а хвостовой – белого цвета).

Освещение конуса заправочного шланга и штанги системы дозаправки топливом в полете при проведении ночной дозаправки осуществляется с помощью двух фар с лампами мощностью 250 Вт, выпускаемых из обоих бортов носовой части фюзеляжа.

Освещение шкал приборов в кабине осуществляется светильниками, установленными над приборами; надписи на пультах и щитках освещаются лампами накаливания через светопроводы.

СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ОХЛАЖДЕНИЯ ОБОРУДОВАНИЯ предназначены для поддержания нормальных условий жизнедеятельности летчика в герметичной кабине и работы оборудования на всех режимах полета.

Система кондиционирования воздуха предназначена для охлаждения воздуха, поступающего для вентиляции кабины летчика и охлаждения радиоэлектронного оборудования. Воздух для системы кондиционирования отбирается от седьмой ступени компрессора каждого двигателя, затем последовательно охлаждается в воздухо-воздушном радиаторе, топливо-воздушном радиаторе и турбохолодильной установке.

Система автоматического регулирования давления в кабине обеспечивает постепенное нарастание избыточного давления в кабине от 0 до 258 мм рт.ст. при подъеме до высоты 4700 м и поддержание избыточного давления 258 мм рт.ст. на высотах более 4700 м. Избыточное

давление в гермокабине поддерживается автоматически посредством регулирования объема выпускаемого воздуха. Скорость изменения давления в кабине не превышает 10 мм рт.ст./с при понижении атмосферного давления и 5 мм рт.ст./с при его повышении.

Система автоматического регулирования температуры в кабине обеспечивает поддержание заданной температуры воздуха в кабине в пределах 15-25°С и температуру воздуха для охлаждения блоков радиоэлектронного оборудования 5°С на высотах до 8000 м и до -50°С на высотах более 8000 м.

Система жидкостного охлаждения радиоэлектронного оборудования предназначена для охлаждения наиболее теплонапряженных элементов в электронных блоках. Необходимый температурный режим работы электронных блоков обеспечивается прокачкой охлаждающей жидкости. Нагретая при прохождении через охлаждаемые блоки жидкость охлаждается топливом в топливо-жидкостном теплообменнике. Циркуляция жидкости осуществляется с помощью насоса.

Кислородное оборудование и снаряжение летчика обеспечивают кислородное питание летчика и переносимость им перегрузок для сохранения его работоспособности на всех режимах полета, в т.ч. при выполнении высотных полетов, полетов с большими перегрузками и при катапультировании. Система снабжения летчика кислородом обеспечивает подачу кислородно-воздушной смеси в маску на высотах полета до 8000 м и чистого кислорода на больших высотах. Питание летчика кислородом осуществляется длительно при полете в загерметизированной кабине на высотах до практического потолка самолета и в разгерметизированной кабине на высотах до 12 000 м, а также кратковременно при разгерметизации кабины на высотах более 12 000 м (в течение 3 мин, из них до 1 мин на высоте 20 000 м).

Аварийная система подачи кислорода размещена в катапультном кресле. Она приводится в действие автоматически при катапультировании или вручную и может снабжать летчика кислородом во время катапультирования, снижения на парашюте, приводнения и нахождения на плаву в течение 3 мин.

Запас кислорода на борту самолета размещается в кислородных баллонах.

Защитное снаряжение летчика включает противоперегрузочный костюм (ППК) или высотный компенсирующий костюм (ВКК) и защитный шлем (ЗШ) с кислородной маской (КМ). При полетах над морем вместо ППК и ВКК предусматривается использование высотного морского спасательного комплекта ВМСК. Костюм летчика обеспечивает переносимость летчиком перегрузок на всех режимах полета самолета.

СИСТЕМА АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ самолета включает в себя катапультное кресло К-36ДМ серии 2, а также пиромеханическую систему управления сбросом фонаря и катапультированием летчика. Кресло обеспечивает спасение летчика во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета, включая режимы движения самолета по аэродрому. Безопасное катапультирование гарантируется в горизонтальном полете с приборными скоростями от 0 до 1300 км/ч (числа М от 0 до 2,5) на высотах от 0 до 20 км, при маневрировании с перегрузкой от -2 до +4, на углах атаки до $\pm 30^\circ$, углах скольжения до $\pm 20^\circ$ и углах крена до $\pm 180^\circ$, а также на режимах разбега и пробега при скорости не менее 75 км/ч. Минимальная высота безопасного (без травм) катапультирования при пикировании самолета с углом 30° составляет 85 м, при крене 90° – 150 м, из положения перевернутого полета – 200 м. Минимальная высота безопасного катапультирования при снижении самолета определяется как пять вертикальных скоростей снижения (в м/с). Максимальная перегрузка при аварийном покидании самолета составляет 18 единиц.

Кресло К-36ДМ оборудуется двухступенчатым комбинированным стреляющим механизмом, механизмом ввода парашюта, подвесной спасательной системой с 28-стропным парашютом, имеющим площадь купола 60 м², системой стабилизации с двумя стабилизирующими парашютами. Импульс тяги порохового ракетного двигателя составляет 630 кгс·с. Для поддержания жизнедеятельности летчика и обеспечения его поиска после катапультирования на кресле установлена кислородная система, носимый аварийный запас НАЗ-7М и автоматический радиомаяк "Комар-2М" (Р-855УМ). Масса кресла К-36ДМ с кислородным оборудованием и НАЗом составляет 123 кг.

Бортовое радиоэлектронное оборудование

Бортовое радиоэлектронное оборудование самолета включает:

- систему управления вооружением (СУВ);
- пилотажно-навигационный комплекс (ПНК);
- комплекс средств связи;
- аппаратуру бортового комплекса обороны;
- бортовые средства контроля, сигнализации и регистрации полетных данных.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВООРУЖЕНИЕМ СУВ-27К обеспечивает обнаружение, сопровождение и поражение средствами авиационного вооружения воздушных, наземных и морских целей в любых погодных условиях днем и ночью. В режиме "воздух-воздух" СУВ обеспечивает применение управляемых ракет типа Р-27 в дальнем ракетном бою, ракет Р-73 и бортовой пушки ГШ-301 в ближнем воздушном бою, захват и сопровождение цели из обзорных режимов РЛС и ОЛС в дальнем ракетном бою, захват и сопровождение визуально видимой цели в ближнем бою, определение госпринадлежности обнаруженной цели. В режиме "воздух-поверхность" СУВ обеспечивает применение неуправляемого бомбардировочного и неуправляемого ракетного вооружения по широкой номенклатуре наземных (морских) целей.



Рисунок 18: РЛС H001K

Система управления вооружением истребителя Су-33 включает два основных канала для обнаружения и сопровождения целей: радиолокационный прицельный комплекс РЛПК-27К и оптико-электронную прицельную систему ОЭПС-27К. Последняя, в свою очередь, включает оптико-локационную станцию ОЛС-27К и наשלемную систему целеуказания (НСЦ) "Щель-ЗУМ-1". В состав СУВ входят также система управления оружием, запросчик системы государственного опознавания, система единой индикации и система объективного контроля.

Система управления вооружением сопрягается с другим радиоэлектронным оборудованием самолета:

- пилотажно-навигационным комплексом;
- бортовой частью аппаратуры наземной автоматизированной системы управления;
- аппаратурой системы государственного опознавания;
- аппаратурой межсамолетной телекодовой связи и передачи данных на землю;
- аппаратурой бортового комплекса обороны самолета.

Радиолокационный прицельный комплекс РЛПК-27К предназначен для всепогодного, круглосуточного, всеракурсного обнаружения, сопровождения и обеспечения поражения воздушных и радиоконтрастных наземных (морских) целей управляемым и неуправляемым оружием. Основу РЛПК-27К составляет импульсно-доплеровская РЛС Н001К с антенным диаметром 1075 мм, имеющей механическое сканирование по азимуту и углу места. РЛС Н001К самолета Су-33 представляет собой вариант РЛС Н001 самолета Су-27, модифицированный с учетом специфики полетов над водной поверхностью. Работой РЛПК-27К управляет бортовой цифровой вычислитель Ц100.

РЛПК-27К самолета Су-33 обеспечивает:

- поиск воздушных целей по скорости и с измерением дальности;
- сопровождение до 10 наиболее опасных целей с сохранением обзора пространства и ранжированием целей по степени опасности;
- атаку наиболее опасной цели или цели, выбранной летчиком, ракетами малой и средней дальности с различными системами наведения;
- поиск, захват и сопровождение визуально видимой цели в ближнем маневренном бою;
- опознавание государственной принадлежности обнаруженных целей;
- всепогодное обнаружение радиоконтрастных надводных целей.

РЛПК-27К самолета Су-33 имеет следующие характеристики:

Дальность обнаружения воздушной цели типа "истребитель" с ЭПР 3 м², км, не менее:

в передней полусфере	100
в задней полусфере	40
Зона обзора, град.	
- по азимуту	±60
- по углу места	±55
Число одновременно сопровождаемых на проходе воздушных целей	10
Диапазон высот обнаруживаемых целей в телесном угле 120°, м	50-27000

Оптико-электронная прицельная система ОЭПС-27К самолета Су-33 предназначена для поиска, обнаружения и сопровождения воздушных целей по их инфракрасному излучению, определения координат линии визирования при работе летчика по визуальным целям, измерения дальности и решения задач прицеливания по воздушным и наземным целям. В состав ОЭПС-27К входят оптико-локационная станция ОЛС-27К, представляющая собой комбинацию обзорно-следающего тепловизора и лазерного дальномера, нацеленная система целеуказания (НСЦ) "Цель-ЗУМ-1" и цифровой вычислитель Ц100. ОЭПС-27К выполняет те же функции, что и РЛПК-27К, но только в простых метеоусловиях, и отличается большей точностью и лучшей помехозащищенностью.

Оптико-локационная станция ОЛС-27К размещается в сферическом обтекателе перед фонарем кабины летчика. ОЛС-27К используется для сопровождения воздушной цели в передней и задней ее полусферах по ее тепловому излучению, измерения дальности лазерным лучом до воздушной и наземной цели.



Рисунок 19: ОЛС-27К

ОЛС-27К самолета Су-33 имеет следующие характеристики:

Зона обнаружения и сопровождения, град.:	
по азимуту	±60
по углу места	-15...+60
Поле поиска, град.	120 x 75
Поле обзора, град.	60 x 10; 20 x 5; 3 x 3
Дальность сопровождения теплоконтрастной воздушной цели, км:	
в ППС	40
в ЗПС	100
Диапазон измеряемых дальностей до воздушной цели, км	6
Точность измеряемых координат:	
по углам, угл. мин	5
по дальности, м	10
Угловая скорость автосопровождения цели теплопеленгатором, град./с	25



Рисунок 20: Нашлемная система целеуказания (НСЦ) “Щель-ЗУМ-1”

Нашлемная система целеуказания (НСЦ) “Щель-ЗУМ-1” позволяет производить целеуказание головкам самонаведения ракет и сканирующему устройству ОЛС-27К путем поворота головы летчика. Нашлемная система целеуказания включает визирное устройство, закрепленное на шлеме летчика, блок оптической локации со сканерным устройством определения поворота головы летчика. С помощью аппаратуры НСЦ оптико-электронная прицельная система обеспечивает возможность визуального поиска летчиком цели в зоне $\pm 60^\circ$ по азимуту и $-15^\circ \dots +60^\circ$ по углу места, а также измерение координат линии визирования при слежении за целью со скоростью линии визирования до $20^\circ/\text{с}$.

Система единой индикации СЕИ-31-10 самолета Су-33 обеспечивает отображение необходимой пилотажно-навигационной и прицельной информации на прицельно-пилотажном индикаторе на фоне лобового стекла ИЛС-31, а также вывод информации от БРЛС и ОЛС на индикатор прямого видения (ИПВ). В состав СЕИ входят также электронный блок и блок электропитания.



Рисунок 21: ИЛС-31

ИЛС-31 представляет собой электронно-оптический индикатор с формированием информации в буквенно-цифровом и графическом виде на экране электронно-лучевой трубки и последующим переносом этого изображения на полупрозрачный отражатель посредством коллиматорной системы. Этот индикатор выполнен на проекционной трубке с высокой яркостью и работает в двух режимах:

- вывод прицельно-пилотажной информации в буквенно-цифровом и графическом виде с количеством символов 120;
- вывод прицельно-пилотажной информации с количеством символов 60 совместно с обзорной информацией на 60-строчном растре.

ИПВ представляет собой электронный индикатор тактической обстановки с отображением информации от РЛПК и ОЭПС в буквенно-цифровом и графическом виде с необходимым количеством символов.

Индикаторы ИЛС и ИПВ могут взаимно дублировать друг друга. Система индикации обеспечивает нормальное восприятие летчиком изображения на экранах без применения тубуса при прямом освещении солнцем.

Система управления оружием. Для проведения подготовки оружия к боевой работе в состав СУВ входит блок связи и контроля, который обеспечивает выдачу всех необходимых сигналов и команд в соответствии с временным графиком подготовки оружия к применению. Связи этого блока с головками самонаведения ракет организованы на основе унификации сигналов для всех ракет. Целеуказание ракетам обеспечивается единой бортовой системой целеуказания, использующей все бортовые источники информации. Подготовка ракет к пуску и их пуск осуществляется системой управления оружием.

В целях снижения загрузки летчика при боевом применении оружия СУО обеспечивает:

- переход от применения одного вида оружия к другому без снятия летчиком рук с органов управления самолетом;
- полуавтоматический и ручной режим подготовки и применения оружия;
- программный расход боекомплекта ракет;
- выдачу на систему индикации сигналов о выбранном для применения оружии, его состоянии, о расходе и остатке боекомплекта.

Для применения оружия без снятия рук с органов управления самолетом устанавливаются: на ручке управления самолетом – переключатель выбора вида применяемого вооружения и гашетка управления огнем, на ручке управления двигателем – кнопка-переключатель выбора группы подвесок применяемого оружия.

При разнородной загрузке летчиком может выбираться одна из четырех симметрично нагруженных пар подвесок: крыльевые, фюзеляжные и мотогондолные.

Бортовая аппаратура командной радиолинии управления (КРУ) предназначена для:

- приема и декодирования сигналов запроса наземных и корабельных станций системы активного запроса-ответа;
- приема информации о целях, команд наведения и управления перехватчиком, передаваемых наземными (корабельными) автоматизированными системами управления (НАСУ);
- декодирования и преобразования принятой информации для передачи в бортовые системы обработки и отображения.

Информация по радиолиниям поступает в бортовую аппаратуру КРУ в виде наборов команд, содержащих информацию наведения, целеуказания, разовые команды, координатную поддержку по целям для полуавтономных действий. Информация, полученная от НАСУ, поступает для обработки в систему автоматического управления самолетом, в систему управления вооружением и отображается на прицельно-пилотажном индикаторе системы единой индикации.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ПНК-10К самолета Су-33 предназначен для решения задач навигации и пилотирования самолета на всех этапах полета в простых и сложных метеословиях, в любое время года и суток, над морем и над сушей в любых географических условиях.

Пилотажно-навигационный комплекс обеспечивает:

- автономное вычисление координат самолета в пространстве на основе информации инерциальной навигационной системы;
- автоматическую коррекцию вычисленных координат на основе информации радиотехнической системы ближней навигации;
- полет по маршруту и возвращение на корабль (аэродром) по кратчайшему пути;
- вычисление местоположения корабля;
- вычисление дальности по расходу и остатку топлива;
- предпосадочный маневр, заход и посадку;
- встречу и сближение с самолетом-заправщиком.

Пилотажная подсистема ПНК-10К включает информационный комплекс высотно-скоростных параметров, систему воздушных сигналов, радиовысотометр, систему автоматического управления самолетом САУ-10К и другую аппаратуру.

В состав навигационного оборудования ПНК-10К входят: информационный комплекс вертикали и курса, радиотехническая система ближней навигации, захода на посадку и посадки на

корабль, доплеровский измеритель скорости и угла сноса, автоматический радиокompас, радиотехническая система ближней навигации и маркерный радиоприемник.

КОМПЛЕКС СРЕДСТВ СВЯЗИ К-Дла предназначен для ведения устойчивой двусторонней радиотелефонной связи экипажа с командно-диспетчерским пунктом и между самолетами в воздухе. На самолете установлены УКВ-радиостанция Р-800Л, КВ- радиостанция Р-864Л и аппаратура внутренней связи (СПУ) П-515. Антенны радиостанций размещены внутри радиопрозрачных стеклопластиковых законцовок килей.

Для обмена тактической информацией между самолетами при ведении групповых действий в состав оборудования истребителя Су-33 включена аппаратура телекодовой связи. Она обеспечивает двухуровневый обмен тактической информацией в объединенной группе истребителей. На верхнем уровне осуществляется информационный обмен между командиром объединенной группы и командирами групп. Всего в объединенной группе может быть до 4 групп, каждая из которых может состоять из 4 самолетов Су-33.

АППАРАТУРА БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА ОБОРОНЫ самолета Су-33 предназначена для регистрации облучения самолета радиолокационными станциями противника и предупреждения об этом экипажа, постановки пассивных и активных помех в радиолокационном и инфракрасном диапазонах. На самолете установлены станция предупреждения об облучении СПО-15ЛМ "Береза" (Л006) и устройство выброса пассивных помех – ложных тепловых целей и дипольных отражателей – АПП-50 с 48 патронами калибра 50 мм.

Блоки устройств выброса пассивных помех расположены на верхней поверхности хвостовой части фюзеляжа между мотогондолами в районе задней кромки крыла (по 8 трехпатронных блоков по обеим сторонам центральной хвостовой балки). Предусмотрено несколько режимов отстрела пассивных помех: залпом, с количеством патронов в залпе от 1 до 8; серий, с количеством залпов в серии от 0,01 до 0,8 с для дипольных отражателей и от 1 до 8 с для ложных тепловых целей; непрерывно.

Самолет может комплектоваться станцией активных радиолокационных помех Л005 ("Сорбция"), размещенной в двух контейнерах на законцовках консолей крыла вместо пусковых устройств ракет "воздух-воздух". Станции активных радиолокационных помех предназначены для индивидуально-взаимной защиты самолетов от поражения оружием с радиоэлектронными средствами управления с импульсным, непрерывным и квазинепрерывным излучением путем создания преднамеренных помех, нарушающих нормальное функционирование радиолокационных комплексов. Применяются следующие основные виды помех: уводящие по скорости и шумовые в диапазоне доплеровских частот, прицельные шумовые, маскирующие высокочастотный шум и т.п.

БОРТОВЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ, СИГНАЛИЗАЦИИ И РЕГИСТРАЦИИ ПОЛЕТНЫХ ДАННЫХ самолета Су-33 включают систему внутрикабинной аварийной, предупреждающей и уведомляющей световой сигнализации, обобщенную систему встроенного контроля и предупреждения экипажа "Экран", систему объективного контроля, аппаратуру речевого оповещения "Алмаз", бортовое устройство регистрации полетных данных "Тестер".

ВООРУЖЕНИЕ

Вооружение самолета Су-33 подразделяется на стрелково-пушечное, управляемое ракетное класса "воздух-воздух" и неуправляемое ракетно-бомбовое класса "воздух-поверхность".

Стрелково-пушечное вооружение представлено встроенной автоматической скорострельной одностольной пушкой калибра 30 мм типа ГШ-301, установленной в наплыве правой половины крыла, с боекомплектом 150 патронов. Ракетное вооружение размещается на авиационных пусковых устройствах (АПУ) и авиационных катапультных устройствах (АКУ), подвешиваемых на 12 точках подвески.

На самолете может быть подвешено до шести управляемых ракет "воздух-воздух" средней дальности типа Р-27Р (Р-27ЭР) с полуактивными радиолокационными головками самонаведения, две ракеты средней дальности Р-27Т (Р-27ЭТ) с тепловыми головками самонаведения, четыре-шесть ракет ближнего маневренного боя Р-73 с тепловыми головками самонаведения.

Максимальная масса неуправляемого вооружения класса "воздух-поверхность", применяемого самолетами Су-33, составляет 6500 кг. В его состав могут входить 8 фугасных авиабомб (разовых бомбовых кассет, зажигательных баков) калибра 500 кг, до 28 фугасных или осколочно-фугасных авиабомб калибра 250 кг (на однозамковых и многозамковых балочных держателях), до 32 осколочно-фугасных авиабомб калибра 100 кг (на многозамковых балочных держателях), практические (учебные) авиабомбы типа П-50Т калибра 50 кг. Неуправляемое ракетное вооружение представлено 80 неуправляемыми ракетами типа С-8 (в 4 блоках Б-8М1), 20 ракетами С-13 (в 4 блоках Б-13Л), 4 ракетами С-25-ОФМ (в пусковых устройствах О-25).

СТРЕЛКОВО-ПУШЕЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ

Пушка ГШ-301 разработана под патрон калибра 30 мм типа АО-18. Максимальный темп стрельбы пушки составляет 1500-1800 выстрелов в минуту, начальная скорость снаряда – 860 м/с, сила отдачи – 6000-7500 кгс. Питание пушки – ленточное, двухстороннее, звеньевое. Патроны АО-18 могут комплектоваться осколочно-фугасно-зажигательными (ОФЗ), и бронебойно-трассирующими (БТ) снарядами, предназначенными для поражения легкоуязвимых и легкобронированных наземных, надводных и воздушных целей. Масса патрона со снарядами ОФЗ и БТ – соответственно 836 и 860 г, масса снаряда ОФЗ – 384 г, снаряда БТ – 394 г. Толщина пробиваемой снарядом брони – 40 мм.



Рисунок 22: Пушка ГШ-301

Управление стрельбой – электрическое, дистанционное. Стрельба может производиться непрерывно, до израсходования всего боекомплекта (время стрельбы 6 с) и очередями. Длина очереди определяется установкой режима стрельбы на пульте управления. Эффективная дальность стрельбы из пушки по воздушным целям составляет 800-200 м, по наземным целям – 1800-1200 м. Автоматика пушки действует по принципу использования энергии отдачи при откате ствола. Внутренняя водяная система охлаждения пушки и наружный обдув обеспечивает ее высокий ресурс. Живучесть орудия 3000 выстрелов. Масса пушки 50 кг, длина 1978 мм, ширина 156 мм, высота 185 мм.

Управляемое ракетное вооружение класса ВОЗДУХ-ВОЗДУХ

Ракеты Р-27Р (ЭР) и Р-27Т (ЭТ) предназначены для перехвата и уничтожения самолетов и вертолетов всех типов, беспилотных летательных аппаратов и крылатых ракет в воздушном бою на средних дистанциях, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, с любых направлений, на фоне земли и моря, при активном информационном, огневом и маневренном противодействии противника. Ракеты выполнены по схеме "утка" с рулями большой площади и дестабилизаторами. В систему управления ракет входят инерциальная навигационная система с радиокоррекцией и головка самонаведения (ГСН): полуактивная радиолокационная (ПАРГС) – у ракет Р-27Р (ЭР) и тепловая (ТГС) – у ракет Р-27Т (ЭТ). Ракеты могут атаковать цель, совершающую полет в диапазоне высот от 20 м до 27 км со скоростью до 3500 км/ч при любом ее начальном положении в поле углов целеуказания $\pm 50^\circ$ (для ракет с ПАРГС) и $\pm 55^\circ$ (для ракет с ТГС). Перегрузка носителя в момент пуска может достигать 5 единиц. Максимальное превышение (принижение) цели относительно носителя может достигать 10 км.



Рисунок 23: Су-33 на палубе Кузнецова с двумя Р-27ЭР под воздухозаборниками и двумя Р-73 под крыльями

Ракеты Р-27ЭР и Р-27ЭТ являются модификациями ракет Р-27Р и Р-27Т, отличающимися применением двигательной установки повышенной энерговооруженности, обеспечивающей большую дальность пуска. Совместное применение в боекомплекте истребителя ракет Р-27 с различными головками самонаведения повышает помехозащищенность и эффективность системы вооружения самолета. Подвеска ракет Р-27Р (ЭР) производится на авиационные катапультные устройства АКУ-470, ракет Р-27Т (ЭТ) – на авиационные пусковые устройства АПУ-470.

Ракета Р-73 с тепловой головкой самонаведения предназначена для перехвата и уничтожения в ближних воздушных боях высокоманевренных пилотируемых и беспилотных средств воздушного нападения противника днем и ночью, с любых направлений, в переднюю и заднюю полусферы цели, на фоне земли и при активном радиоэлектронном противодействии противника. Ракета выполнена по схеме "утка" с дестабилизаторами в головной части корпуса и аэрогазодинамическим управлением. Отличительная особенность конструкции – наличие газодинамического устройства, позволяющего управлять вектором тяги двигательной установки. Оно придает ракете высокую маневренность, обеспечивающую поражение целей, маневрирующих с перегрузкой до 12 единиц.

Благодаря наличию высокочувствительной охлаждаемой тепловой головки самонаведения, Р-73 – одна из первых всеракурсных ракет малой дальности, способных поражать цели не только на догонных, но и на встречнопересекающихся курсах. Ракета атакует цель, совершающую полет в диапазоне высот от 20 м до 20 км со скоростью до 2500 км/ч, при любом ее начальном положении, в диапазоне углов целеуказания $\pm 45^\circ$ при угловых скоростях линии визирования до $60^\circ/\text{с}$. Целеуказание головке самонаведения ракеты Р-73 может выдаваться нацеленной системой целеуказания летчика. Подвеска ракет Р-73 производится на авиационные пусковые устройства АПУ-73, устанавливаемые на внешние подкрыльевые точки подвески.

Неуправляемое бомбардировочное вооружение

Фугасные авиабомбы ФАБ-500, ФАБ-250 предназначены для поражения наземных целей продуктами взрыва, ударной волной, а также собственной кинетической энергией.

Авиабомбы подвешиваются на самолет на универсальных балочных держателях БДЗ-УСК-Б (по одной бомбе калибра до 500 кг на каждом держателе) или многозамковых балочных держателях МБДЗ-У6-68 (до 6 бомб калибра 250 кг).



Рисунок 24: Су-33 с балочными держателями под воздухозаборниками и двойным пилоном для блоков НАР под крылом

Разовые бомбовые кассеты типа РБК-500 предназначены для боевого применения осколочных, зажигательных и противотанковых бомб малых калибром (0,5-2,5 кг). На самолетах Су-33 могут применяться разовые бомбовые кассеты калибра 500 кг, снаряженные

осколочными бомбами АО-2,5ПТ калибра 2,5 кг и шариковыми осколочными бомбами ШОАБ-0,5М калибра 0,5 кг. Разовые бомбовые кассеты типа РБК-500 подвешиваются по одному на универсальных балочных держателях серии БДЗ-У.

Неуправляемое ракетное вооружение

Неуправляемые авиационные ракеты предназначены для поражения одиночных малоразмерных целей (прочных, бронированных или легкоуязвимых) и живой силы противника, а также воздушных целей. Целевое назначение НАР определяется видом поражающего действия их боевых частей (БЧ).

Неуправляемые авиационные ракеты С-8 калибра 80 мм снаряжаются боевыми частями кумулятивно-осколочного (С-8КОМ), фугасно-проникающего (С-8Б), осколочно-фугасного (С-8-ОФ) или объемно-детонирующего (С-8Д) действия, а также стреловидными поражающими элементами (С-8АС), ракеты С-13 калибра 122 мм – боевыми частями фугасно-проникающего (С-13Т), фугасного (С-13Д) или осколочно-фугасного (С-13-ОФ) действия.



Рисунок 25: Тяжелые НАР С-25 на двойном пилоне под консолью крыла

Тяжелые неуправляемые ракеты С-25 калибра 266 мм имеют надкалиберные боевые части осколочного (С-25-О) или осколочно-фугасного (С-25-ОФ) действия диаметром 420 и 340 мм соответственно.

Неуправляемые авиационные ракеты С-8 применяются из 20-ствольных блоков Б-8М1, ракеты С-13 – из 5-ствольных блоков Б-13Л, ракеты С-25 – из одноразовых пусковых устройств ПУ-О-

25. Блоки и пусковые устройства НАР подвешиваются на стандартные балочные держатели, устанавливаемые на подкрыльевые точки подвески самолета.

Летно-технические характеристики самолета	
Взлетная масса:	
- нормальная (включая 2хР-27Р + 2хР-73, 5270 кг топлива), кг	23430
- максимальная, кг	33000
Максимальная посадочная масса, кг	24500
Предельная посадочная масса, кг	26000
Максимальная масса топлива, кг	9500
Максимальная масса полезной нагрузки, кг	
Воздух-Воздух	3200
Воздух-Земля	6500
Практический потолок (без вооружения и внешних подвесок), м	17,000
Максимальная скорость на уровне моря (без подвесок), км/ч	1,300
Максимальное число Маха (без подвесок)	2.17
Максимальная перегрузка (эксплуатационная)	8.5
Практическая дальность полета (с загрузкой из ракет 2хР27Р, 2хР-73 запущенных на середине пути):	
- на уровне моря, км	1,000
- на высоте, км	3,000
Геометрические размеры:	
- длина, м	21.185
- размах крыла, м	14.7
- высота, м	5.72
Экипаж	1
Силовая установка	
Число и модель двигателя	2 x АЛ-31Ф вер. 3
Тяга:	
- в режиме особый, кгс	12,800
- в режиме форсаж, кгс	12,500
- в режиме максимал, кгс	7,670

РЕЖИМ УПРОЩЕННОЙ АВИОНИКИ



РЕЖИМ УПРОЩЕННОЙ АВИАНИКИ

Режим упрощенной авионики предназначен для новичков и пользователей, предпочитающих аркадные настройки.

Этот режим можно выбрать в разделе "Игровые опции" или в разделе "Игровые настройки" выбрать "Игра".

Радар в режиме – упрощенная авионика



Рисунок 26: Отображение радара в режиме упрощенной авионики

Дисплей, находящийся в правом верхнем углу экрана, это вид сверху, где ваш самолет (зеленый кружок) расположен внизу в центре дисплея. Значки, расположенные выше значка вашего самолета, находятся впереди вас, значки справа и слева – расположены с соответствующих сторон от вас.

Ниже приведены изображения, используемые в режиме упрощенной авионики. Обратите внимание, что на экран выводятся различные символы в зависимости от того, в каком режиме находится самолет: навигация, воздушный бой, работа по земле.

Однако каждый режим будет иметь следующие сходные данные:

- **Режим.** Отображается снаружи в верхнем левом углу дисплея и может показывать NAV (навигация), A2A (воздушный бой), A2G (работа по земле) .
Клавиши выбора параметра:
 - Режим навигации: [1]

- Режим Воздух-Воздух: [2], [4] или [6]
- Режим Воздух-Земля: [7]
- **Дальность радар.** Снаружи справа от дисплея отображается текущая настройка дальности радара.

Клавиши дальности радара:

 - Увеличить масштаб: [=]
 - Уменьшить масштаб: [-]
- **Истинная скорость (TAS).** Снаружи слева внизу дисплея отображается истинная скорость вашего самолета.
- **Радиовысота.** Снаружи справа внизу дисплея находится радиовысотомер, показывающий высоту над уровнем земли или моря вашего самолета.
- **Текущий курс.** Внутри дисплея в центре сверху отображается текущий магнитный курс вашего самолета.

Режим навигации

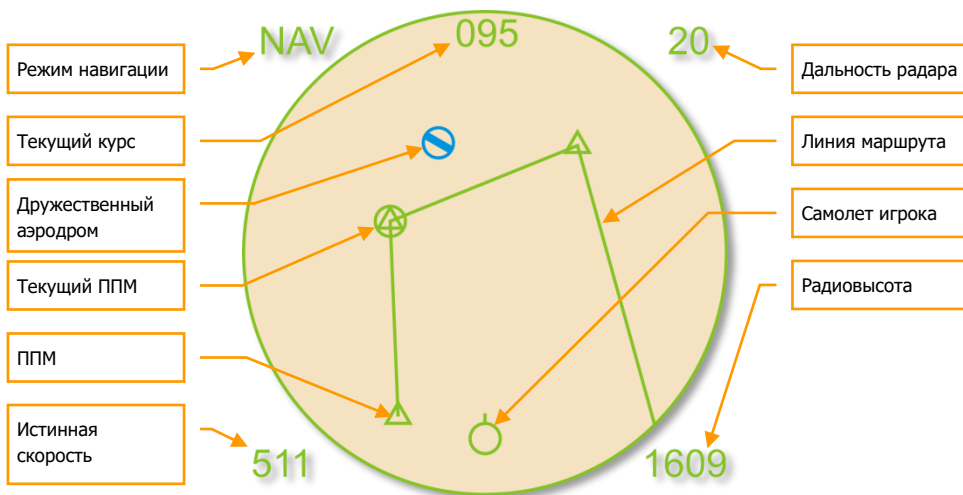


Рисунок 27: Режим навигации

Уникальные символы, представленные в режиме навигации:

- **(Самолет игрока)**. Ваш самолет показан как зеленый кружок внизу дисплея.
- **(Дружественный аэродром)**. Голубой значок показывает дружественный аэродром.
- **(Текущий ППМ)**. Этот зеленый кружок отмечает текущий поворотный пункт маршрута (ППМ). Вы можете последовательно перебирать ППМ с помощью комбинации клавиш [LCtrl - ~].
- **(ППМ)**. Этот зеленый треугольник отображает другие поворотные пункты маршрута (ППМ) в вашем плане полета.
- **(Линия маршрута)**. Зеленая линия маршрута последовательно соединяет все ППМ в вашем плане полета.

Режим Воздух-Воздух

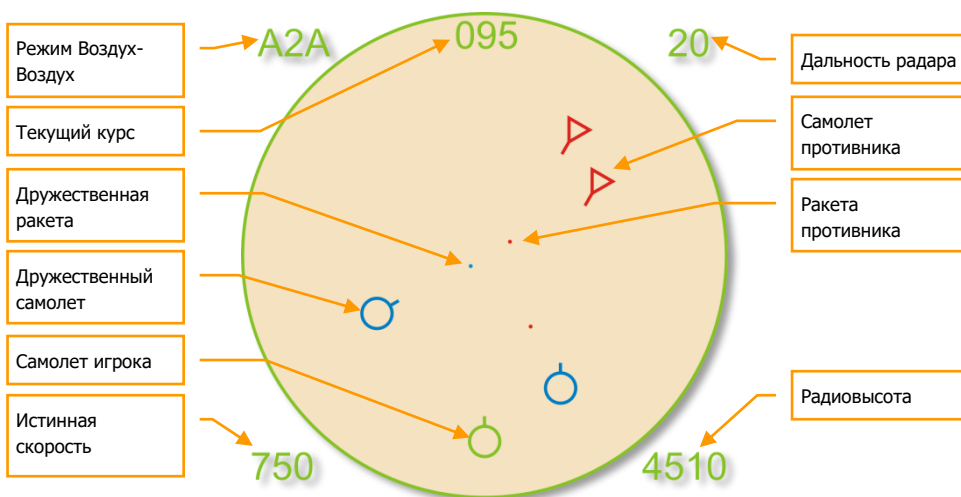


Рисунок 28: Режим Воздух-Воздух

Уникальные символы, представленные в режиме воздух-воздух:

- **(Самолет игрока)**. Ваш самолет показан как зеленый кружок внизу дисплея.
- **(Дружественный самолет)**. Все дружественные самолеты показаны голубыми кружками с линиями, исходящими от них, показывающими направление полета.

- **(Самолет противника).** Все самолеты противника показаны красными кружками с линиями, исходящими от них, показывающими направление полета.
- **(Дружественная ракета).** Дружественная ракета изображается голубой точкой.
- **(Ракета противника).** Ракета противника изображается красной точкой

Клавиатурные команды в режиме Воздух-Воздух:

- Автозахват ЛА в центре: **[RAIt - F6]**
- Автозахват ближайшего ЛА: **[RAIt - F5]**
- Автозахват следующего ЛА: **[RAIt - F7]**
- Автозахват предыдущего ЛА: **[RAIt - F8]**

Режим Воздух-Земля

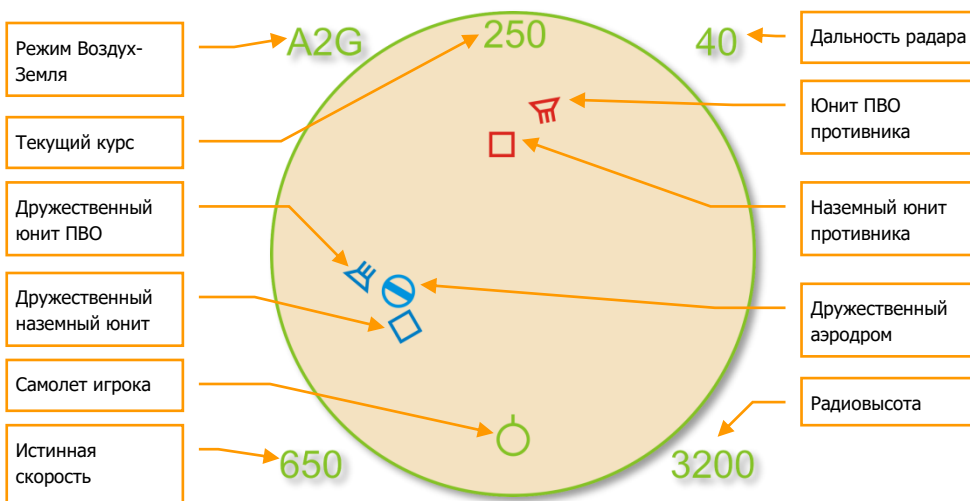


Рисунок 29: Режим Воздух-Земля

Уникальные символы, представленные в режиме воздух-земля:

- **(Самолет игрока).** Ваш самолет показан как зеленый кружок внизу дисплея.
- **(Дружественный наземный юнит).** Любой дружественный наземный юнит отображается синим квадратом.

- **(Наземный юнит противника)**. Любой наземный юнит противника отображается красным квадратом.
- **(Дружественный юнит ПВО)**. Любой дружественный юнит ПВО отображается синей трапецией с тремя штрихами.
- **(Юнит ПВО противника)**. Любой юнит ПВО противника отображается красной трапецией с тремя штрихами.

Клавиатурные команды в режиме Воздух-Земля:

- Автозахват наземной цели по центру: **[RAIt - F10]**
- Автозахват ближайшей наземной цели: **[RAIt - F9]**
- Автозахват следующей наземной цели: **[RAIt - F11]**
- Автозахват предыдущей наземной цели: **[RAIt - F12]**

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ



ТАНУТЬ ТОЛЬКО ПРИ
КАТАПУЛЬТИРОВАНИИ

ТАНУТЬ ТОЛЬКО ПРИ
КАТАПУЛЬТИРОВАНИИ

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Эта глава ознакомит вас с приборным оборудованием кабины Су-33. Для уверенного пилотирования вы должны хорошо усвоить назначение и расположение всех приборов в кабине самолета.

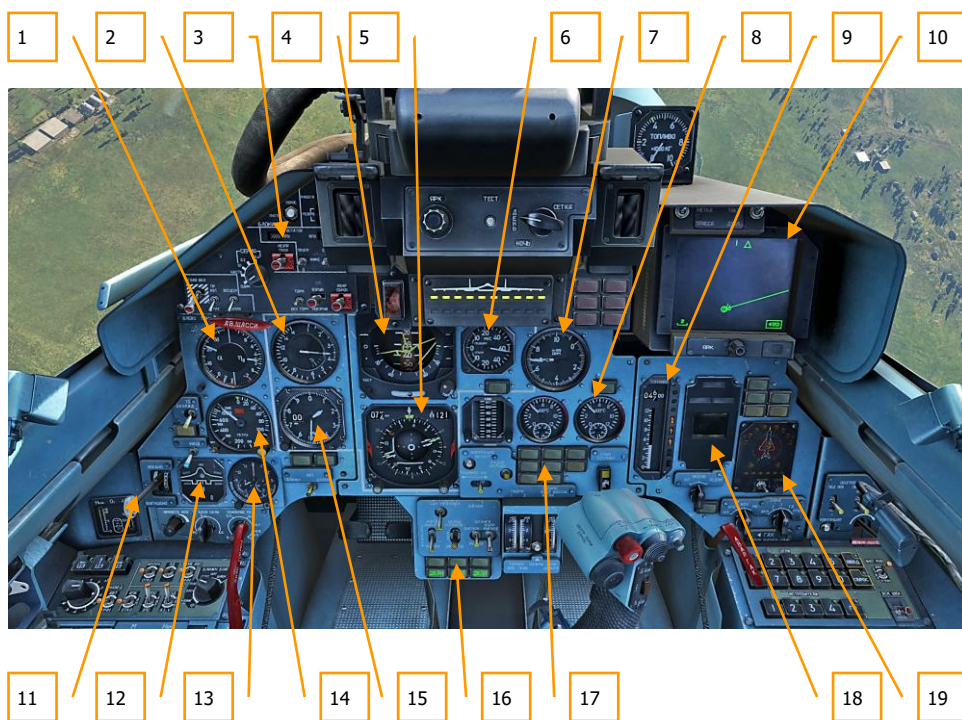


Рисунок 30: Су-33 приборное оборудование кабины

1. Комбинированный указатель угла атаки и перегрузки.
2. Указатель приборной скорости и Маха.
3. Панель системы управления оружием
4. Командный пилотажный прибор (КПП).
5. Прибор навигационный плановый (ПНП).
6. Указатель вертикальной скорости.
7. Указатель оборотов двигателя.

8. Указатель температуры газов за турбинами.
9. Топливомер.
10. Индикатор прямой видимости (ИПВ).
11. Кран шасси.
12. Пилотажно-посадочный индикатор.
13. Часы авиационные.
14. Радиовысотомер.
15. Барометрический высотомер.
16. Индикаторы нейтральных положений триммеров по каналу тангажа, крена, рыскания.
17. Светосигнальное табло.
18. Панель системы "Экран".
19. Система предупреждения об облучении СПО-15 "Береза".

Указатель приборной скорости и Маха

Указатель приборной скорости предназначен для индикации приборной скорости полета самолета. Шкала указателя скорости проградуирована в пределах от 1 до 16 x 100 км/час. Шкала числа Маха находится во внутреннем кольце прибора и проградуирована в диапазоне от 0,6 до 3 М.



Рисунок 31: Указатель приборной скорости и Маха

Барометрический высотомер

Высотомер предназначен для измерения и индикации относительной барометрической высоты над уровнем моря.

Короткая стрелка прибора показывает целые значения высоты в километрах, длинная стрелка - в сотнях метров. Значение высоты полета получается путем суммирования показаний короткой и длинной стрелок.

На иллюстрации высота полета составляет 5150 метров.

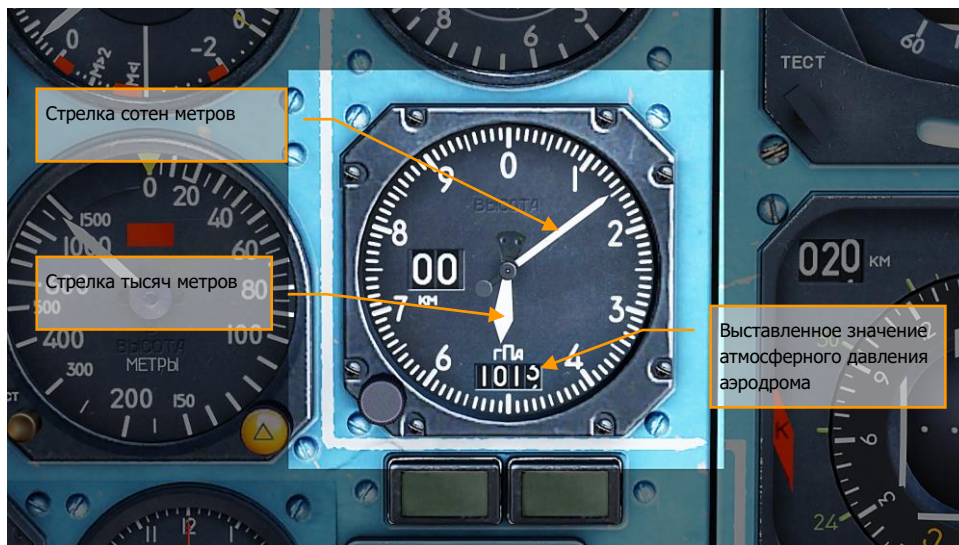


Рисунок 32: Барометрический высотомер

Радиовысотомер

Радиовысотомер предназначен для индикации истинной высоты полета самолета и, таким образом, его показания могут колебаться в зависимости от рельефа местности при горизонтальном полете по прямой. Диапазон измеряемых высот лежит в пределах от 0 до 1000 метров. Правильность показаний прибора нарушается при глубоком крене.



Рисунок 33: Радиовысотомер

Пилотажно-посадочный индикатор

Пилотажно-посадочный индикатор предназначен для световой сигнализации положения шасси, флаперонов, сеток, тормозного щитка, гака, консолей. Если одна из стоек шасси не заняла выпущенного или убранного положения, то в центре индикатора загорается лампа красного цвета.



Рисунок 34: Посадочно-пилотажный индикатор

Указатель угла атаки и перегрузки

Указатель угла атаки и перегрузки предназначен для индикации текущих значений местного угла атаки и нормальной перегрузки. На левой стороне указателя отображаются значения угла атаки в градусах. Значения нормальной перегрузки в единицах G отображаются на правой шкале указателя. Подвижный индекс показывает максимальную перегрузку, достигнутую в полете.



Рисунок 35: Указатель угла атаки и перегрузки

Командный пилотажный прибор (КПП)

Командный пилотажный прибор (КПП) предназначен для индикации текущих значений углов тангажа и крена самолета. В нижней части прибора расположен указатель скольжения - "шарик". Отклоняя с помощью педалей рули направления можно ликвидировать возникающее скольжение, добиваясь центрального положения "шарика". На лицевой части прибора расположены директор крена и директор тангажа, которые показывают отклонение траектории полета самолета от заданной. Когда обе планки находятся в центральном положении, самолет находится на заданной траектории полета. При инструментальной посадке маневром самолета необходимо добиваться минимального отклонения планок директора высоты и директора курса от центрального положения.

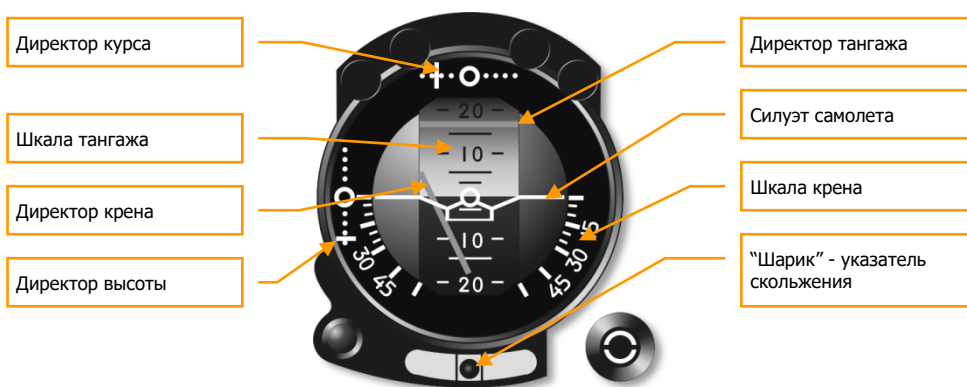


Рисунок 36: КПП

Прибор навигационный плановый (ПНП)

Прибор навигационный плановый (ПНП), предназначен для контроля положения самолета относительно заданной линии пути в горизонтальной плоскости. Компас вращается таким образом, чтобы метка текущего курса всегда находилась в верхней части прибора. Стрелка указателя заданного курса показывает направление заданного курса на текущую точку маршрута в плане. Указатель курсового угла на навигационный ориентир показывает прямое направление на текущую точку маршрута. Планка отклонения от равносигнальной зоны курсового радиомаяка расположена в центральной части прибора.



Рисунок 37: ППП

Указатель вертикальной скорости

Указатель вертикальной скорости (вариометр) предназначен для измерения и индикации вертикальной скорости самолета, т. е. скорости подъема или спуска.



Рисунок 38: Указатель вертикальной скорости

Часы авиационные

Часы авиационные показывают текущее время, установленное в редакторе миссий.



Рисунок 39: Часы авиационные

Указатель оборотов двигателей

Указатель оборотов двигателей предназначен для индикации числа оборотов роторов обоих двигателей. Измерения индицируются в процентах от величин максимальных оборотов. При работе двигателей в режиме полный форсаж стрелки оборотов показывают значения выше 100%, при этом над указателем оборотов загораются соответствующие табло.



Рисунок 40: Указатель оборотов двигателей

Топливомер

Шкала топливомера предназначена для индикации общего остатка топлива во всех баках. Лампы-индикаторы в правой части показывают выработку топлива из баков.

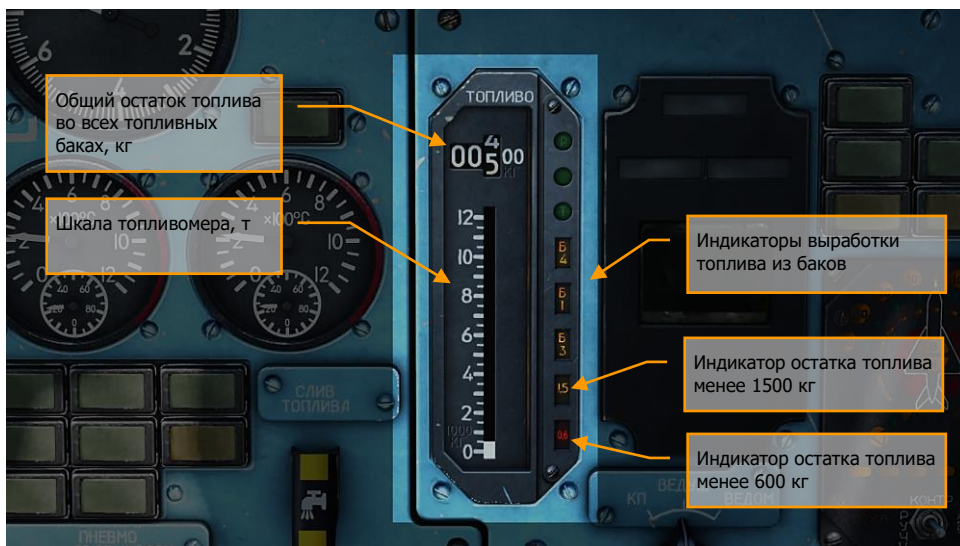


Рисунок 41: Топливомер

Индикатор температуры газов за турбиной

На панели приборов присутствуют два идентичных индикатора. Индикаторы температуры газов за турбиной показывают значения температуры газов за турбинами левого и правого двигателей.



Рисунок 42: Индикатор температуры газов за турбиной

Индикатор прямой видимости (ИПВ)

Индикатор прямой видимости (ИПВ) расположен в правом верхнем углу панели приборов. На нем отображается информация о маршруте полета, расположении аэродромов, в боевых режимах выводится тактическая обстановка.

Летчик может изменять масштаб изображения на ИПВ кнопками [+] и [-].



Рисунок 43: ИПВ

Система предупреждения об облучении (СПО)

Радиолокационные станции, установленные на летательных аппаратах, кораблях и сухопутных объектах, применяются для обнаружения и наведения средств поражения на различные объекты. На большинстве современных летательных аппаратах установлены системы предупреждения об облучении (СПО), которые фиксируют факт облучения самолета РЛС противника. Хотя у разных разработчиков имеются свои особенности в подходах к проектированию этих систем, всех их объединяют общие принципы функционирования СПО.

СПО является пассивной, то есть ничего не излучающей в окружающее пространство системой. Она принимает излучения других передатчиков и классифицирует их по имеющейся базе данных известных типов передатчиков РЛС. Также СПО определяет направление на источник излучения и факт перехода РЛС в другие режимы работы, например, в режим сопровождения цели. Однако СПО не может определить расстояние до облучающей самолет РЛС.

Для упрощения анализа радиолокационной обстановки рекомендуется использовать режим селекции целей по типу облучения. Режим позволяет выделить станции, работающие в режиме захвата цели или в режиме подсвета цели для наведения ракеты с ПАРГСН/АРГСН.

Следует помнить, что системы предупреждения об облучении не определяют госпринадлежность источника облучения.

Принцип выбора главной угрозы в порядке убывания приоритета:

1. Облучающая РЛС классифицирована как АРГСН ракеты типа "воздух-воздух", или работает в режиме подсвета цели для наведения ракеты ПАРГСН (АРГСН на начальном участке траектории), либо обнаружены кодовые послыски команд радиокоррекции ракеты;
2. Облучающая РЛС находится в режиме захвата цели;

3. Облучающая РЛС наивысшая по приоритету из нижеследующих видов РЛС (в порядке убывания):
 - РЛС класса воздух-воздух;
 - РЛС дальнего радиуса действия;
 - РЛС среднего радиуса действия;
 - РЛС ближнего радиуса действия;
 - Наземная РЛС системы раннего обнаружения;
 - РЛС системы ДРЛО.
4. Облучающая РЛС имеет наивысшую мощность сигнала при прочих равных условиях.

СПО НЕ ОПРЕДЕЛЯЕТ ДИСТАНЦИЮ ДО ИСТОЧНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ

Система предупреждения об облучении СПО-15

СПО-15 показывает информацию о РЛС, облучающих самолет. Информация представлена в виде символов для различных типов РЛС и направлений на источники излучения. Шесть световых индикаторов в нижней части информируют пилота о типе РЛС, облучающих самолет. Система предупреждает о каждой РЛС, вне зависимости от принадлежности (свой-чужой).

Смоделированная в игре модель СПО-15 достаточно близка к реальной, установленной на самолете Су-27.

Система обеспечивает устойчивый прием сигналов облучения РЛС в пределах +/- 180 градусов по азимуту и +/-30 градусов по углу места.

Количество одновременно отображаемых источников облучения – не ограничено.

Время хранения данных об источнике – 8 секунд.

Режимы индикации: обзор/захват (выключатель "ОБЗОР/ОТКЛ").

Обозначения типов облучающих РЛС:

П – РЛС класса "Воздух-Воздух".

З - РЛС дальнего радиуса действия.

Х - РЛС среднего радиуса действия.

Н - РЛС ближнего радиуса действия.

F - Наземная РЛС системы раннего обнаружения.

С - РЛС системы ДРЛО.

Лампы индикации относительного превышения, мощности сигнала РЛС и лампа "Захват/Пуск" показывают соответствующие параметры только для текущей главной цели.

Если период обзора РЛС не менее 8 секунд, то лампы "пеленг" горят непрерывно.

В режиме обзора в наушники выдается прерывистый сигнал низкого тона

При переходе РЛС в режим захвата, загорается центральная лампа красного цвета "Захват/пуск" и в наушники выдается непрерывный сигнал высокого тона.

В случае обнаружения факта пуска ракеты, лампа "Захват/пуск" начинает мигать и в наушниках слышен прерывистый сигнал высокого тона.

Активная ракета, после захвата цели АРГСН, обнаруживается системой и всегда классифицируется в качестве главной угрозы. Для этого типа угрозы характерно быстрое увеличение мощности сигнала (последовательное загорание ламп "Мощность сигнала").

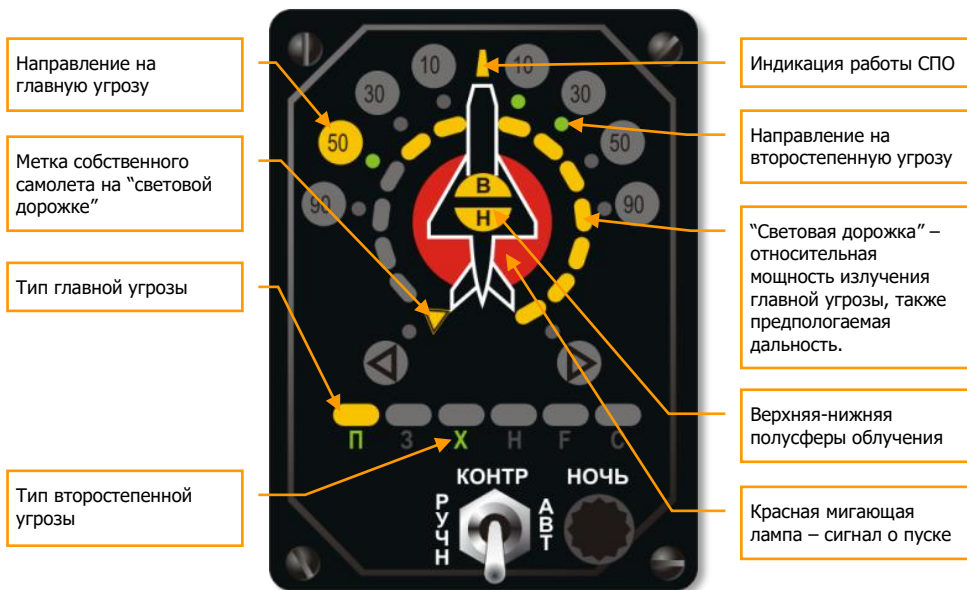


Рисунок 44: Индикатор системы СПО-15 "Береза"

Умение правильно интерпретировать информацию, индицирующуюся на панели СПО, является жизненно необходимым навыком в боевой обстановке.

Как пример, рассмотрим сложившуюся ситуацию на рисунке выше.

Как видно из рисунка, на панели СПО отображены две угрозы:

1. Главная угроза с направления 50 градусов (10 часов) отображается большим оранжевым индикатором. Оранжевый индикатор, в ряду типов угроз, горит символом "П", обозначающим "перехватчик", в класс которых входят все истребители. Круговая шкала мощности сигнала ("световая дорожка") состоящая из оранжевых сегментов, показывает относительную мощность излучения главной угрозы. Большой красный индикатор под символом самолета сообщает о захвате вашего самолета РЛС главной угрозы. Горящие сегменты верхней и нижней полусферы атаки "В" и "Н", в центре силуэта самолета, сообщают, что угроза находится на одной высоте с вами, в пределах угла места 15 градусов. Следовательно, интерпретировать все это можно так: ваша главная угроза — это

самолет истребитель, приближающийся с направления 10 часов, примерно на одной высоте с вами, и, судя по факту захвата и относительной мощности, готовый к пуску ракет.

- Вторичная угроза находится на азимуте 10-30 градусов (1-2 часа), отображается зелеными круглыми индикаторами. Зеленый индикатор "X" в ряду типов угроз сообщает, что вас облучает ЗРК средней дальности. Больше никакой информации по вторичным угрозам не выводится.

В сложной радиолокационной обстановке бывает непросто определить направление и типы угроз, в этом случае рекомендуется пользоваться фильтром [RShift-R] отсекающим все РЛС в режиме обзора.

Система СПО является источником многочисленных звуковых сигналов, регулировать громкость которых, можно клавишами [RAIt-,] – [RAIt-].

Пульт ППД-СП

На правой панели кабины находится пульт ППД-СП. В центральной части пульта расположен прибор индикации ПИ-СП. Он отображает остаток тепловых ловушек и дипольных отражателей. Левый столбец индицирует остаток ДО. Один сегмент соответствует – 16 ДО. Правый столбец отображает остаток ЛТЦ. Один сегмент соответствует - 8 ЛТЦ. ЛТЦ выбрасываются парами.



Рисунок 45: Пульт ППД-СП

Выключатель режима ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ

Режим ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ активируется нажатием клавиши [S] в случае отказа СДУ (система дистанционного управления). Пилотирование в данном режиме требует от летчика особого внимания, так как полет характеризуется:

- Недостаточной устойчивостью по каналу тангажа.
- Слабым аэродинамическим демпфированием.
- Повышенной чувствительностью к продольным отклонениям РУС.

В данном режиме может быть выполнена фигура пилотажа "Кобра Пугачева" (динамическое торможение). Режим отключается повторным нажатием клавиши [S]. Текущее положение

выключателя может быть проконтролировано на левой панели кабины.



Рисунок 46: Выключатель режима ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ

Механизм триммерного эффекта (МТЭ)

Триммирование РУС по каналу тангажа осуществляется нажатием клавиш **[RCtrl + .]** и **[RCtrl + ;]**, по каналу крена **[RCtrl + ,]** и **[RCtrl + /]**.

Триммирование педалей руля направления осуществляется клавишами **[RCtrl + Z]** и **[RCtrl + X]**. Диапазон триммирования:

- Тангаж: 38% хода ручки управления назад, 50% вперед соответственно.
- Крен: 50% хода ручки управления в обе стороны.
- Рыскание: 50% хода педалей в обоих направлениях.

Контроль нейтральной позиции триммеров осуществляется по индикаторам нейтральных положений: "ТРИММ. СТ. НЕЙТР." (ТЭ стабилизатора нейтраль), "ТРИММ. ЭЛ. НЕЙТР." (ТЭ эллеронов нейтраль) "ТРИММ. Р.Н. НЕЙТР." (ТЭ руля направления нейтраль) в нижней части приборной панели.

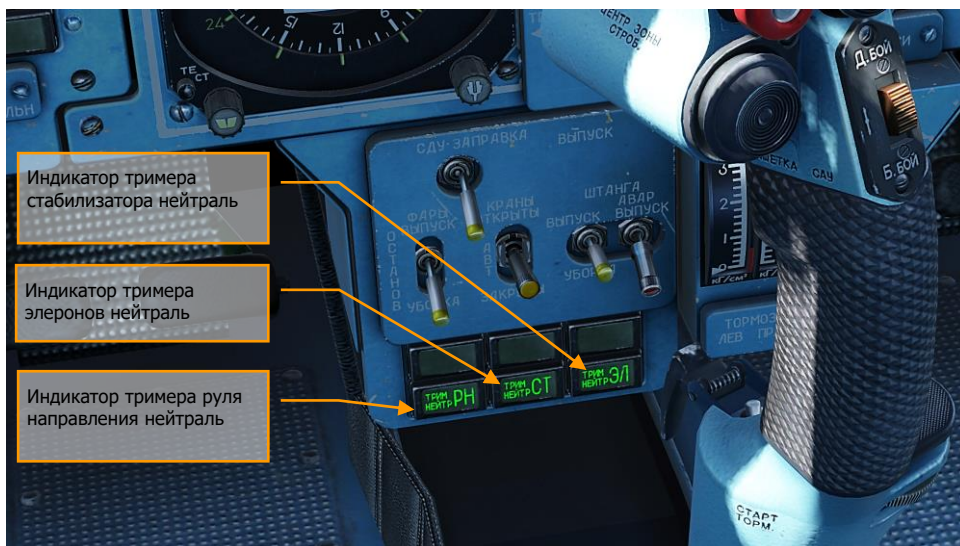


Рисунок 47: Индикаторы нейтральных положений триммеров

Установка триммеров в нейтральное положение осуществляется нажатием клавиши **[LCtrl + T]**. Это оправдано тем, что в игре нет возможности почувствовать настоящую загрузку РУС, в соответствии с которой триммируется реальный самолет.

С помощью третьей кнопки джойстика **[Joybutton3]** можно активировать альтернативный способ триммирования самолета. Джойстик переключается с отклонения виртуальной РУС на ее триммирование. В данном режиме движения джойстика отклоняют триммеры в соответствующих направлениях.

Если джойстик оснащен обратной связью, триммирование смещает силовую нейтраль джойстика, что аналогично работе МТЭ в реальном Су-27.

Система автоматического управления (САУ)

САУ обеспечивает:

- Автоматическую стабилизацию угловых положений самолета и высоты барометрической.
- Автоматическое выравнивание самолета по крену и тангажу.
- Стабилизацию истинной высоты по радиовысотометру на высотах 100-1000 м, с автоматическим уводом самолета во избежание столкновения.
- Автоматическое управление набором высоты и снижением.
- Автоматическое управление в горизонтальной плоскости согласно сигналам от ПНК в режиме следования по маршруту.

- Автоматический возврат к запрограммированному аэродрому и заход на посадку на высоту порядка 50-60 м в соответствии с данными от навигационной системы.

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

Перед включением САУ, самолет следует оттриммировать (за исключением режима **“Приведение к горизонту”**). Отклонение органов управления более чем на 20% во время работы САУ (или превышение углов тангажа/крена более 80) приведет к ее отключению и переходу в режим **“Управляй вручную”** (за исключением режима **“Приведение к горизонту”**), при этом загорается соответствующий световой сигнал в правой части приборной панели. В этом случае следует сбросить САУ нажатием кнопки **“СБРОС”**, клавиша **[Alt -9]**.



Рисунок 48: Световой сигнал **“УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ”**

Режимы САУ контролируются по состоянию кнопок-ламп на левом пульте.



Рисунок 49: Кнопки-лампы CAU

Сигнализатор **"АВТОМ"** загорается, когда включен любой из режимов CAU (в комбинации с другими кнопками). Отсутствие огня сигнализатора означает, что CAU отключена. Наличие огня сигнализатора только на данной кнопке-лампе говорит, что включен режим стабилизации угловых положений.

Управление CAU осуществляется следующими командами:

[A] – Включает режим следования по маршруту и стабилизацию барометрической высоты. Если CAU работала на момент нажатия клавиши, произойдет нажатие кнопки **"СБРОС"**, отключающей любой из текущих режимов, включая режим **"УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ"** и **"УВОД НА ВЫСОТУ"**.

[H] – Включает режим стабилизации барометрической высоты. При крене менее 7 градусов, стабилизируется курс и высота самолета, при крене более 7 градусов стабилизируется крен и высота.

[LAIt-1] – Включает режим стабилизации угловых положений (горит сигнализатор **"АВТОМ"**). При крене более 7 градусов происходит стабилизация крена и тангажа самолета, при угле менее 7 градусов стабилизируется курс и угол тангажа до 40 градусов.

[LAIt-2] – Альтернативная команда режима стабилизации барометрической высоты.

[LAIt-3] – Приведение к горизонту. В этом режиме CAU не отключается при отклонении РУС за допустимые границы, также отсутствуют ограничения по углу крена и тангажа. При работе данного режима загорается световой сигнал **"ПРИВЕД К ГОРИЗ"** в правой нижней части приборной панели.



Рисунок 50: Световой сигнал "ПРИВЕД К ГОРИЗ"

[LAIt -4] – Альтернативная команда включения режима стабилизации барометрической высоты. Аналогична **[H]**.

[LAIt -5] – Включает режим стабилизации истинной высоты в диапазоне 300-1000 м. На высоте менее 50 м по радиовысотомеру, либо вертикальной скорости более -15м/с, автоматически включается режим **"УВОД НА ВЫСОТУ"**, при котором происходит стабилизация крена 0 градусов с созданием положительного угла тангажа и максимальной перегрузки до 4g.

[LAIt -6] – Включает режим следования по маршруту. Одновременно с этим происходит стабилизация угла тангажа, соответствующая текущему.

[LAIt -7] – Режим предотвращения столкновения с землей.

Кнопка "ОТКЛ САУ" (нажмите и удерживайте) **[LShift-A]** отключает автопилот на время удерживания кнопки нажатой и позволяет отрегулировать положение самолета. После отпускания кнопки автопилот принимает новые значения управления.



Рисунок 51: Предупреждающий сигнал и переключатель системы предупреждения столкновения с землей

[J] – Автомат тяги. Можно комбинировать с другими режимами и настраивать с помощью специального переключателя: [LShift -J] добавить скорость, [LAit -J] – убавить скорость.

[LAit -9] – Нажимает кнопку "СБРОС", отключающую любой из активных режимов, включая "УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ" и "УВОД НА ВЫСОТУ". Также она сбрасывает параметры CAU, в случае возникновения ошибки.

[LAit -A] – Кнопка задания параметра полета автопилота.

Совмещенное управление самолетом

Для изменения положения самолета при включенной автоматической стабилизации (горит сигнализатор "АВТОМ" [LAit -1], а при стабилизации "высота барометрическая" [LAit -4] и "высота радиовысотомер" [LAit -5] горит сигнализатор Нбар или Нрв), необходимо:

- нажать гашетку временного отключения CAU [LShift -A] на ручке управления самолетом, при этом управляющие сигналы из CAU в СДУ не поступают, индикация режимов Нбар и Нрв снимается (сигнализаторы гаснут);
- управляя самолетом вручную, установить требуемое угловое положение в пространстве и нужную высоту;
- отпустить гашетку совмещенного управления [LShift -A], при этом возобновится режим стабилизации новых значений параметров полета и загорится сигнализатор того режима, при котором была нажата гашетка совмещенного управления.

При углах крена и тангажа более 80° после отпускания гашетки совмещенного управления происходит отключение CAU, при этом на приборной доске высвечивается сигнал УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ.

Отключить CAU при нажатой гашетке совмещенного управления можно кнопкой СБРОС [LAit -9] или кнопкой ОТКЛ CAU.

СДУ- Заправка

При выполнении дозаправки рекомендуется включать специальный режим СДУ - заправка, при котором управление самолетом выполняется по положению ручки управления. Режим по положению ручки работает в пределах 5 градусов по тангажу и 10 градусов по крену. При превышении этих значений управление обычное.

Режим позволяет более точно и аккуратно выполнять небольшие подруливания около заправщика.



Рисунок 52: Выключатель режима СДУ-ЗАПРАВКА

Индикатор световой мнемонический ИСМ-1

К левой стороне ИЛС прикреплен индикатор световой мнемонический ИСМ-1 предназначенный для индикации диапазонов углов атаки при посадке.

Индикатор имеет три лампы, размещенные в вертикальном блоке:

- Желтая лампа – угол атаки мал, скорость велика.
- Зеленая лампа – угол атаки и скорость оптимальные.
- Красная лампа – угол атаки большой, скорость мала.

При посадке, управляя скоростью самолета следует стремиться к устойчивому свечению зеленой лампы на индикаторе.



Рисунок 53: Индикатор световой мнемонической ИСМ-1

Ниже показана схема свечения ламп-индикаторов в зависимости от угла атаки самолета.

- Угол атаки ниже 10,5 градусов – желтая лампа мигает.
- Угол атаки от 10,5 до 11 градусов – желтая лампа горит.
- Угол атаки от 11 до 11,5 градусов – горят одновременно желтая и зеленая лампы.
- Угол атаки от 11,5 до 12,5 градусов – горит зеленая лампа (оптимальный диапазон).
- Угол атаки от 12,5 до 13 градусов – горят одновременно зеленая и красная лампы.
- Угол атаки от 13 до 13,5 градусов – горит красная лампа.
- Угол атаки более 13,5 градусов – красная лампа мигает.

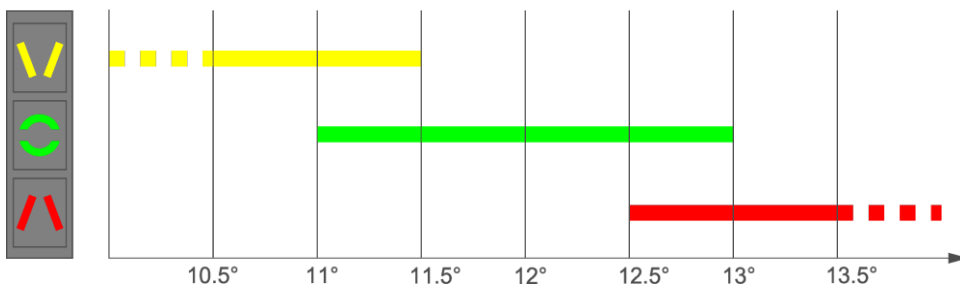


Рисунок 54: Схема свечения ламп на ИСМ-1 в зависимости от угла атаки самолета

Режимы работы ИГВ и ИЛС на Су-33

Базовая символика на ИЛС

Независимо от текущего режима работы, часть символики ИЛС остается неизменной при переключении режимов. Мы взглянем на ИЛС в режиме МАРШРУТ.

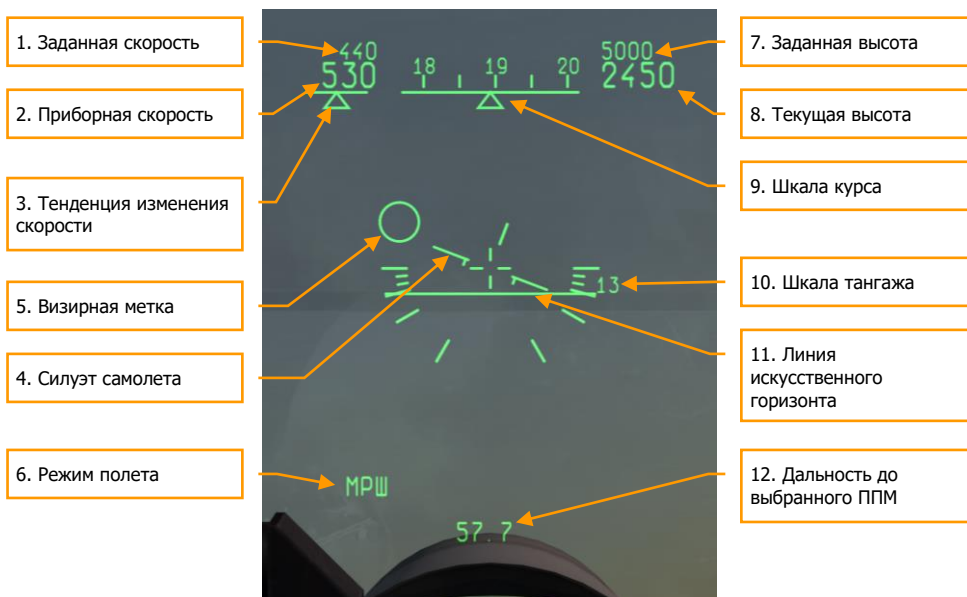


Рисунок 55: Базовые символы на ИЛС

1. Индикация заданной скорости показывает требуемую скорость в соответствии с текущим режимом полета. В режиме МАРШРУТ индуцируется заданная скорость для выбранного участка маршрута.
2. Скорость приборная индуцируется слева от шкалы курса. Над приборной скоростью индуцируется скорость заданная, зависящая от текущего режима полета.
3. Под числовыми показателями скорости находится треугольный индекс тенденции изменения скорости, показывающий продольное ускорение самолета. Вправо – ускорение, влево – замедление.
4. В центре ИЛС находится силуэт самолета, показывающий значение тангажа и крена.
5. Визирная метка ВМ (большое кольцо) при отсутствии ошибок пилотирования ВМ совмещается с центром силуэта самолета. В общем случае визирная метка показывает требуемое направление полета самолета для выдерживания заданного курса и высоты.

6. В левом нижнем углу отображается текущий режим полета.
7. Значение заданной высоты, которое зависит от текущего режима полета. В режиме МАРШРУТ индуцируется заданная высота для текущего отрезка маршрута.
8. Справа от шкалы курса индицируется значение текущей высоты полета. На высотах менее 1500 метров над поверхностью земли индицируется радиовысота с точностью до 1 м. При превышении 1500 метров выводится барометрическая высота над уровнем моря с точностью до 10 метров.
9. Подвижная шкала текущего курса расположена у верхней границы ИЛС. На ней отображаются значения текущего курса самолета (например, значению 350 градусов соответствует цифра 35).
10. Шкала тангажа, расположенная в правой части ИЛС, показывает текущее значение тангажа, отмеряемое по центральной части подвижного силуэта самолета.
11. Линия искусственного горизонта отображает виртуальный горизонт, соответствующий тангажу нуля градусов. Искусственный горизонт помогает летчику ориентироваться в пространстве при плохой видимости.
12. Внизу, по центру ИЛС, индицируется дальность до текущего ППМ.

В навигационных режимах информация по маршруту (направление маршрута, ППМ и ВПП) также отображается на ИПВ.

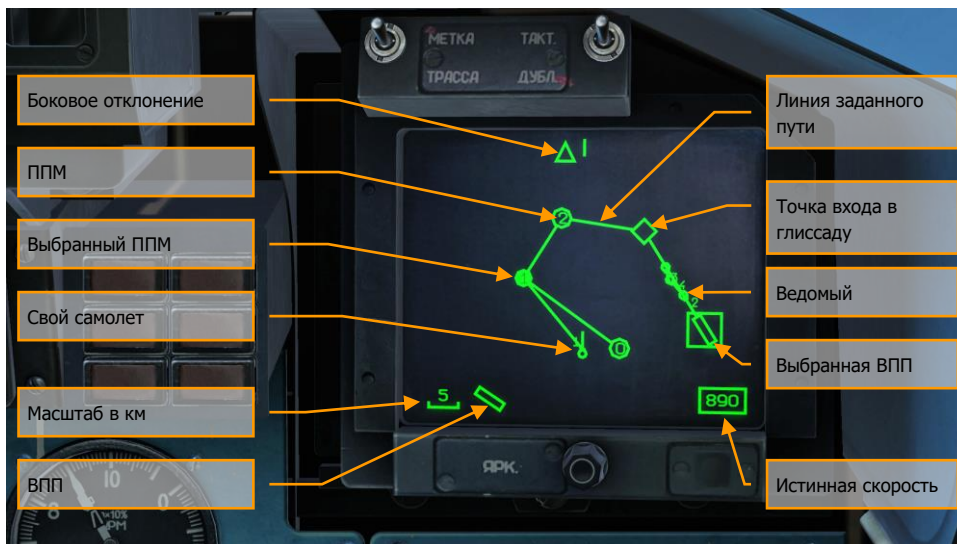


Рисунок 56: ИПВ в навигационном режиме

- ППМ обозначены символом окружности.
- Номер ППМ заключен в окружность.

- Точка входа в глиссаду обозначена ромбом.
- ВПП обозначены прямоугольниками.
- Выбранный ППМ отображается инвертированным цветом.
- Все ППМ связаны линией маршрута.

В навигационном режиме, на ИЛС и ИПВ выводятся данные навигационного характера. Существует три навигационных подрежима: **МРШ (МАРШРУТ)**, **ВЗВ (ВОЗВРАТ)**, **ПОС (ПОСАДКА)**, а также режим без задачи. Переключение между режимами осуществляется клавишей [1].

Выбранный участок маршрута и ППМ будут отображаться на ИПВ.

В режиме **МАРШРУТ** линия маршрута последовательно проходит через все ППМ. Для переключения между ППМ можно использовать клавишу [LCtrl-~]. Линия маршрута соединит вашу текущую позицию с выбранным ППМ.

В режиме **ВОЗВРАТ** линия маршрута соединит вашу текущую позицию с точкой выхода на глиссаду.

В режиме **ПОСАДКА** линия маршрута проведет вас к выбранному аэродрому. Выбор аэродрома происходит циклически с помощью клавиши [LCtrl-~].

Режимы навигации

В подрежиме МРШ на ИЛС отображается визирная метка (ВМ), которая показывает направление на текущий ППМ. Над показаниями приборной скорости и высоты будут индцироваться показания заданной на данном участке маршрута скорости и высоты. При достижении текущего пункта маршрута ВМ автоматически переключится на следующий пункт маршрута. При этом плановый вид маршрута и ППМ отображаются на ИПВ.

В подрежиме ВЗВ ВМ указывает на точку входа в глиссаду. На ИПВ будет показана кратчайшая прямая для выхода на точку входа в глиссаду. Ручное переключение между аэродромами возврата осуществляется нажатием клавиши [LCtrl-~]. При подлете к точке входа в глиссаду подрежим ВЗВ автоматически переключится в подрежим ПОС, и КП будет руководить посадкой.

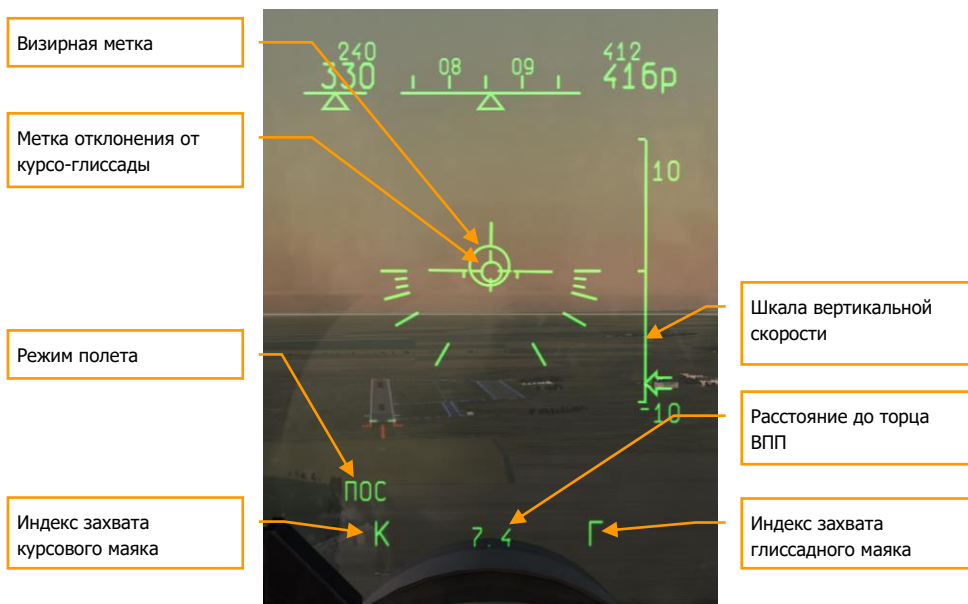


Рисунок 57: ИЛС в режиме ПОСАДКА

В подрежиме **ПОС** директорный индекс будет показывать направление на аэродром возврата, который будет также индицироваться на ИПВ. Ручное переключение между аэродромами возврата осуществляется нажатием клавиши **[LCtrl-~]**. При подлете к аэродрому КП начнет руководить посадкой. В этом подрежиме появятся курсо-гладисадные планки инструментальной системы посадки, а с правой стороны ИЛС - шкала вертикальной скорости.

Режимы ведения дальнего воздушного боя (ДВБ)

Для ведения воздушного боя за пределами видимости на большой дальности предназначены режимы ДВБ: **ОБЗ** – обзор, **СНП** – сопровождение на проходе, **РНП** – режим непрерывной пеленгации.

Режим ОБЗ

Режим ОБЗ включается нажатием клавиши **[2]**. Это основной режим ведения ДВБ. В этом режиме РЛПК может сопровождать 24 цели одновременно. Для начала работы необходимо включить ведущий информационный канал, в качестве которого в ДВБ обычно используется радиолокационный прицельный комплекс (РЛПК) **[I]**, позволяющий обнаруживать цели на значительной дистанции и применять ракеты с полуактивной радиолокационной ГСН. При этом на ИЛС отображается информация, необходимая для поиска и захвата цели.

Необходимо уточнить, что масштаб шкалы дальности устанавливается клавишами **[+]**, **[-]**. Зона обзора по азимуту устанавливается дискретно, тремя положениями: центр – вправо – влево. Зона обзора по углу места (угловая высота наблюдаемого объекта над истинным горизонтом) может устанавливаться двумя способами: плавно, с помощью оси перемещения

зоны обзора по вертикали, и дискретно - способом "дальность-угол места", при этом необходимо сначала ввести предполагаемую дальность до цели [RCtrl+], [RCtrl-] в км, затем превышение/принижение цели относительно вашего самолета [RShift-], [RShift-] в км. Введенная дальность индицируется под меткой зоны обзора РЛПК по азимуту, а превышение/принижение, справа от метки зоны обзора РЛПК относительно горизонта.

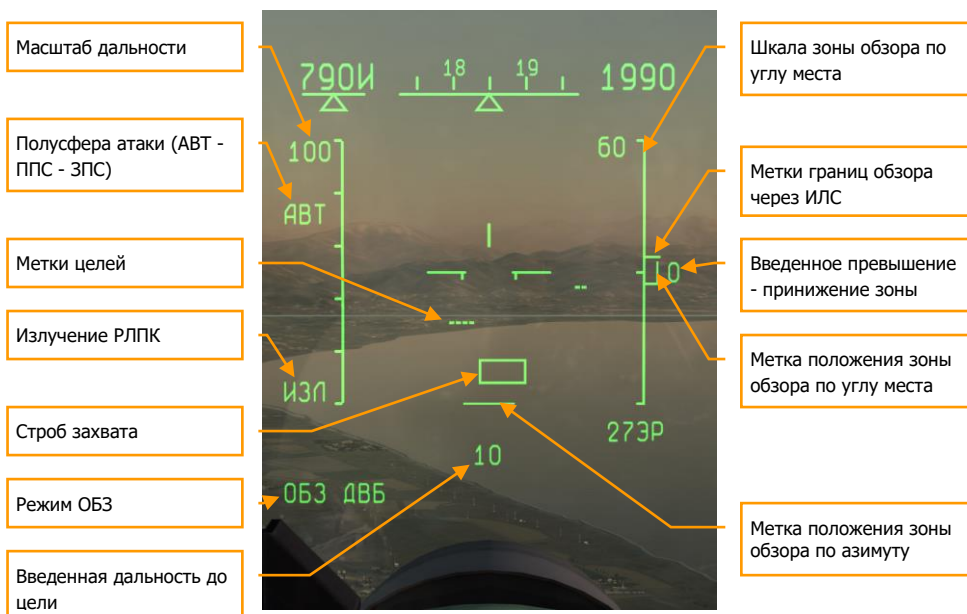


Рисунок 58: Режим ОБЗ ДВБ

Когда РЛПК обнаруживает цель, она отображается как маленькая горизонтальная линия точек на ИЛС. "Дружественные" цели, отвечающие системе радиолокационного опознавания "своей", представлены линией с двойным рядом точек.

- Масштаб шкалы дальности изменяется клавишами [+], [-].
- Полусфера атаки цели задается клавишами [RShift-I]. Если нет информации о полусфере атаки цели, необходимо выставить **АВТ**. Этот параметр определяет частоту повторения импульсов доплеровского излучения РЛПК. В **ППС** используется высокая частота повторения (ВЧП) импульсов, в **ЗПС** – средняя частота повторения (СЧП) импульсов. Этим обеспечиваются максимальные дальности обнаружения целей в передней и задней полусфере соответственно. В режиме **АВТ** РЛПК чередует излучение ВЧП-СЧП, что обеспечивает обнаружение целей в любой полусфере, но значение максимальных дальностей обнаружения уменьшается на 25%.
- В случае обнаружения воздушных целей на ИЛС выводятся их отметки. Они представляют собой набор последовательных горизонтальных штрихов.

Количество штрихов соответствует прогнозируемому размеру цели и вычисляется по размеру ЭПР. Один штрих – ЭПР цели от минимальной до 2 кв.м., два штриха - от 2 до

30 кв.м., 3 штриха – от 30 до 60 кв.м., четыре штриха - от 60 и более кв.м. Современные тактические истребители имеют ЭПР от 3 до 30 кв.м. в зависимости от типа, наличия наружных подвесок, ракурса. Цели с подобной ЭПР индицируются на ИЛС двумя штрихами. Дружественные самолеты имеют метку опознавания в виде второй аналогичной метки, расположенной над основной.

- С левой стороны ИЛС индицируется транспарант "ИЗЛ", который сигнализирует о работе РЛПК на излучение.
- Строб захвата передвигается с помощью управляющих клавиш [;],[,], [·], [/.].
- Введенная дальность до цели [RCtrl-+], [RCtrl--], индицируется в нижней части ИЛС по центру, под меткой зоны обзора по азимуту. Дальность является первым параметром, который определяет угол наклона зоны обзора.
- Введенное превышение/принижение цели относительно вашего самолета [RShift-;], [RShift-·]. Индицируется с правой стороны ИЛС около метки зоны обзора по вертикали. Превышение/принижение является вторым параметром, который определяет угол наклона зоны обзора.

ВЫ ЛЕТИТЕ НА ВЫСОТЕ 5 КМ, ДРЛО СООБЩАЕТ, ЧТО ЦЕЛЬ НАХОДИТСЯ НА ДАЛЬНОСТИ 80 КМ И НА ВЫСОТЕ 10 КМ. ВЫ ПОВОРАЧИВАЕТЕ САМОЛЕТ НАВСТРЕЧУ ЦЕЛИ, ЗАТЕМ ВВОДИТЕ ДАЛЬНОСТЬ 80 КМ И ПРЕВЫШЕНИЕ 5 КМ, ПРИ ЭТОМ ЗОНА ОБЗОРА РАДАРА НАПРАВЛЕНА КАК РАЗ В МЕСТО, ГДЕ ДОЛЖНА БЫТЬ ЦЕЛЬ.

- Вдоль правой стороны ИЛС расположена шкала зоны обзора по углу места. Предельные значения ± 60 градусов. С левой стороны шкалы расположена метка горизонта. С правой стороны шкалы расположены две метки угла обзора через ИЛС. Эти метки обозначают границы пространства, которое видит летчик через ИЛС самолета. Вдоль шкалы передвигается метка зоны обзора по углу места. Если эта метка находится в пределах меток ИЛС, значит зона обзора радара направлена вперед, в сектор, обозреваемый пилотом через ИЛС.
- Метка зоны обзора по азимуту расположена в нижней части ИЛС. Она имеет три фиксированных положения, соответствующие положениям зоны обзора РЛПК по горизонтали: левое – центральное – правое.

В режиме ДВБ на ИЛС и ИПВ отображается следующая информация:

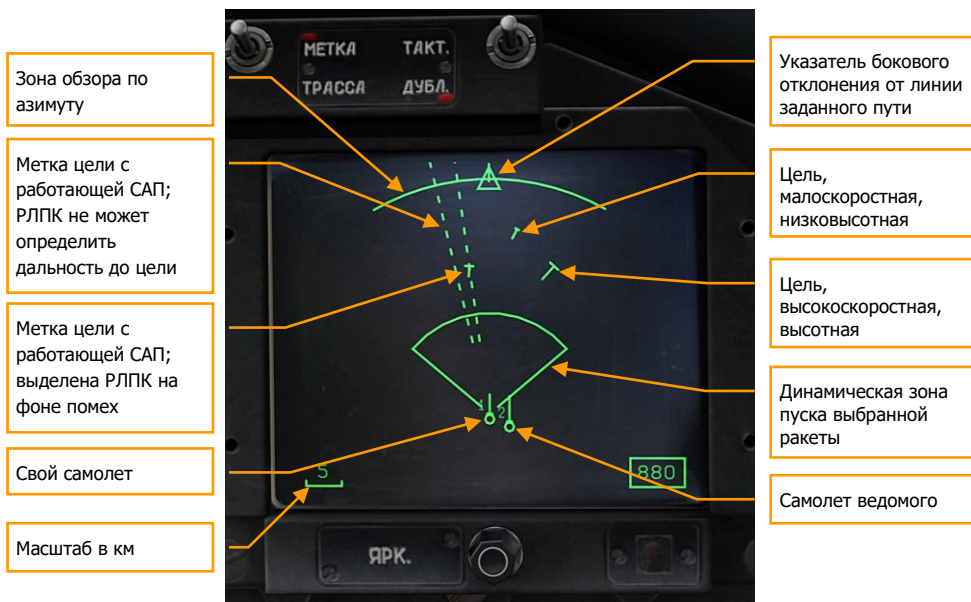


Рисунок 59: ИПВ в режиме ДВБ

- Зона обзора по азимуту (60 градусов) имеет три фиксированных положения: центральное, левое или правое. Положение зоны обзора по азимуту на ИПВ согласуется с меткой зоны обзора по азимуту на ИЛС.
- Метка цели, с работающей САП (станция активных помех), дальность до которой не может быть определена РЛПК, отображается как пунктирная линия по азимуту цели.
- Метка цели, с работающей САП, но выделенная на фоне помех, отображается как метка цели с пунктирной линией по азимуту.
- Метка цели имеет вектор скорости и перпендикулярную ему линию высоты. Длина вектора скорости зависит от скорости цели. Длина линии высоты от высоты цели.
- Дружественные самолеты обозначены метками в виде окружности.
- Метка вашего самолета фиксирована в центральной нижней части ИПВ.
- Шкала масштаба отображается в левом нижнем углу.

Режим СНП

Второй режим ведения ДВБ - это СНП. Он включается только из режима ОБЗ с помощью клавиш **[RAIt-I]**. В этом режиме радар может сопровождать до 10 целей одновременно. Основное отличие от режима ОБЗ в том, что радар вычисляет детальные параметры движения целей, включая точное превышение и вектор скорости, без потери возможности обозревать все

воздушное пространство. При этом на ИПВ возникает картинка тактической обстановки с отображением всех сопровождаемых целей с указанием вектора скорости и положения в пространстве.

В режиме СНП возможен автоматический захват цели. Для этого необходимо подвести строб захвата к метке цели, при этом строб притянется к метке и будет сопровождать ее до захвата цели. Захват происходит на дальности 85% от максимальной дальности пуска в текущих условиях. В процессе сопровождения цели, в случае необходимости, летчик имеет возможность произвести захват цели вручную и ранее, нажав клавишу захвата **[Enter]**.

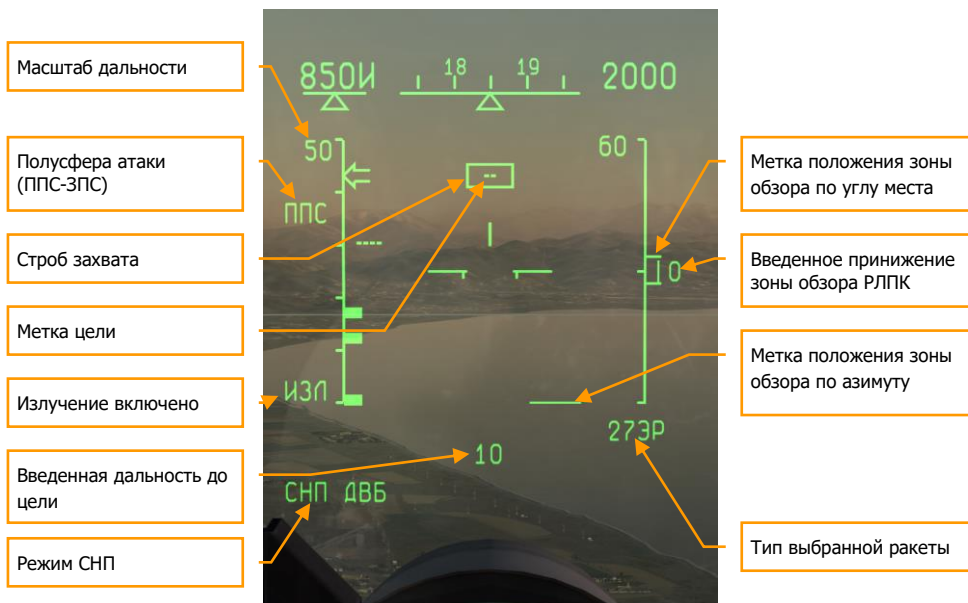


Рисунок 60: Режим СНП

Индикация в режиме СНП практически идентична режиму ОБЗ.

- В нижнем левом углу ИЛС индицируется текущий режим **СНП – ДВБ**.
- Под шкалой зоны обзора по углу места индицируется тип выбранного оружия. В данном случае индекс **27ЭР** обозначает ракеты Р-27ЭР.
- С левой стороны ИЛС находится шкала дальности, на которой индицируются утолщенными штрихами сверху вниз: индекс максимальной разрешенной дальности пуска по неманеврирующей цели ($D_{р\text{ макс}}$), индекс максимальной разрешенной дальности пуска по маневрирующей цели – эффективная дальность пуска ($D_{р2\text{ макс}}$), индекс минимальной разрешенной дальности пуска ($D_{р\text{ мин}}$).

В СНП возможно работа по целям только в режиме ППС и ЗПС, режим АВТ недоступен. Из этого следует, что возможна атака только целей, либо летящих навстречу, либо вдогон.

Режим Атака - РНП

После захвата цели из любого режима ОБЗ или СНП радар самолета автоматически переходит в режим непрерывной пеленгации (РНП), теряя сопровождение всех других целей, и на ИЛС высвечивается дополнительная информация в следующем виде:

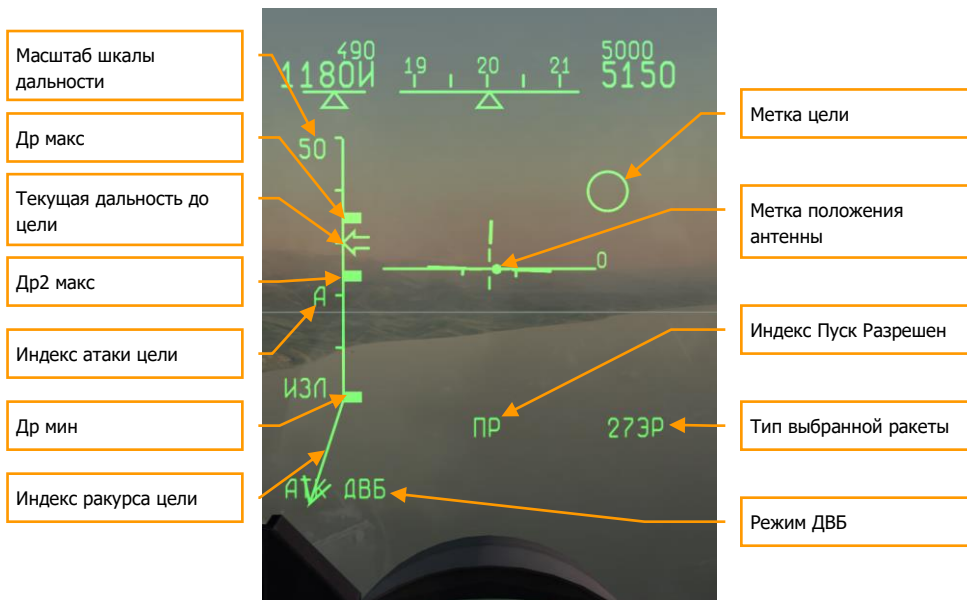


Рисунок 61: Режим АТК - ДВБ

- Др макс - индекс максимальной разрешенной дальности пуска по неманеврирующей цели.
- Др2 макс - индекс максимальной разрешенной дальности пуска по маневрирующей цели.
- Др мин - индекс минимальной разрешенной дальности пуска.
- Индекс "А" индицирует режим атаки. После пуска ракеты, в течение ее полета, индекс "А" мигает с частотой 2 Гц.
- Индекс ракурса цели показывает вектор скорости цели в плане, развернутый в вертикальную плоскость ИЛС
- В нижнем левом углу ИЛС индицируется режим **АТК – ДВБ**.
- По шкале дальности перемещается указатель текущей дальности до цели.
- Метка положения антенны, индицирует отклонение антенны РЛПК.

- Метка цели – обрамляет цель.
- Индекс ПР символизирует команду "Пуск разрешен", при вхождении цели в пределы допустимой дальности и соблюдении других условий пуска.

В режиме непрерывной пеленгации вся энергия радара сосредоточена на цели для более точного определения параметров полета, а также во избежание срыва сопровождения из-за возможного применения пассивных и активных помех.

Следует помнить, что такой жесткий режим излучения система предупреждения противника воспринимает, как "захват" и подготовку к пуску, в результате, противник может предпринять попытки совершить маневр уклонения или перейти в контратаку.

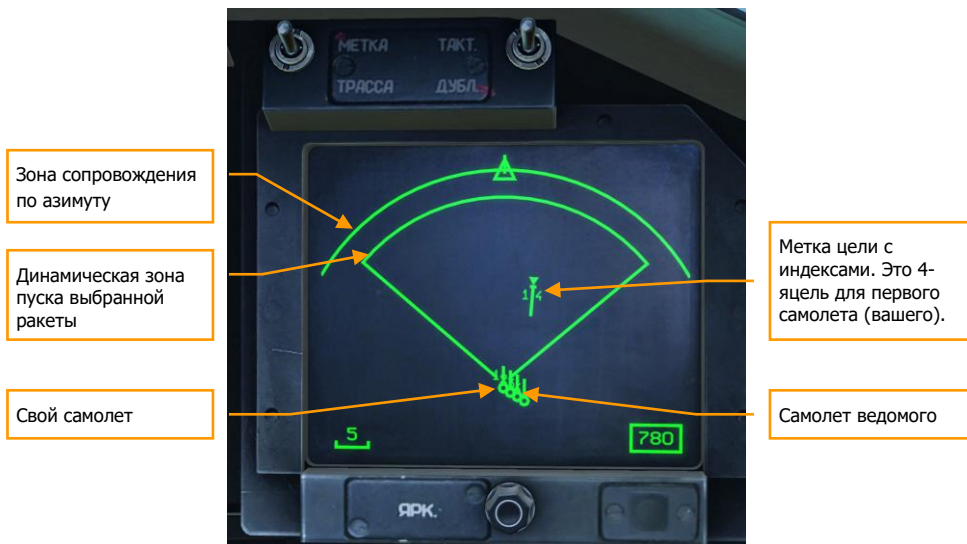


Рисунок 62: ИПВ в режиме АТАКА – РНП

В режиме РНП радар имеет зону сопровождения 120 градусов по азимуту.

Цель в режиме РНП помечается сплошным треугольником.

При пуске ракеты радар переходит в режим излучения постоянной несущей, что однозначно трактуется, системой предупреждения противника, как пуск ракеты, и заставит его предпринять оборонительные действия.

В случае применения полуактивных ракет необходимо "подсвечивать" цель до попадания ракеты. В случае применения активных ракет, "подсвечивать" цель необходимо до момента перехода ГСН ракеты на активное самонаведение, которое начинается с дальности около 15 км до цели.

Режим ОБЗ - КОЛС

В случае выбора ведущим информационным средством - квантовой оптико-локационной станции (КОЛС), [O], информация на ИЛС, соответственно, изменяется.

При работе с КОЛС, в отличие от РЛПК, информация о целях на ИЛС представляется не в формате азимут-дальность (азимут по горизонтали – дальность по вертикали), а в формате азимут-угол места (азимут по горизонтали – угол места по вертикали).

При захвате цели с помощью строба захвата индикация переключается в режим АТАКА, описанный выше.

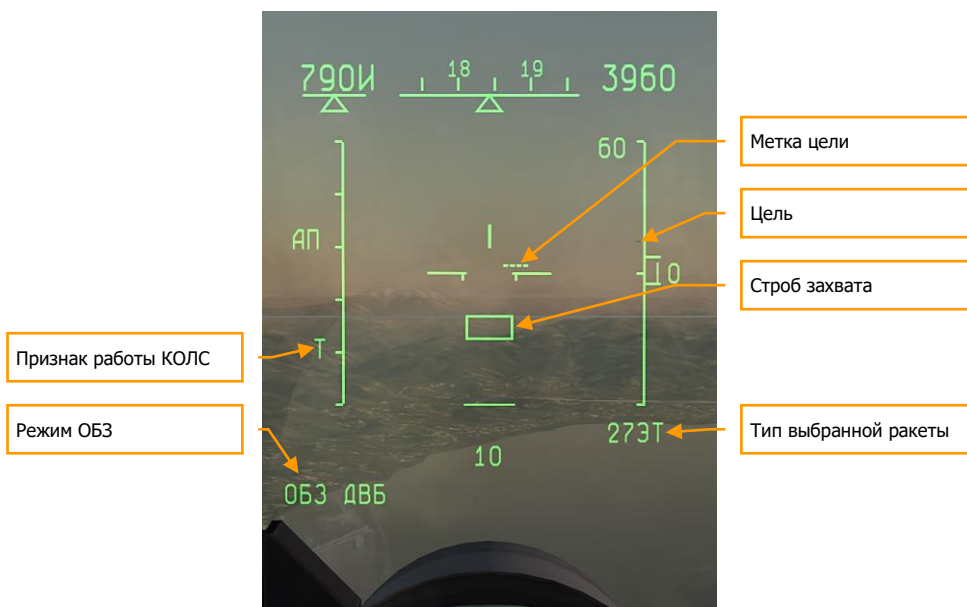


Рисунок 63: Режим ОБЗ – ДВБ с ведущим каналом КОЛС

- Признак работы КОЛС индицируется транспарантом "Т" с левой стороны ИЛС.
- В левом нижнем углу индицируется название выбранного режима.
- Метка цели индицируется в формате азимут-угол места.

Следует отметить, что применение в качестве ведущего информационного средства КОЛС, позволяет совершить скрытную атаку, т.к. СПО самолетов противника не обладает возможностью обнаруживать лазерное излучение, используемое лазерным дальномером КОЛС. Но при этом возможно применение только тепловых ракет с ИК ГСН.

Взаимодействие со средствами ДРЛО

Су-33 оснащен радиоборудованием, позволяющим ему получать телеметрические данные о воздушной обстановке с внешних РЛС (самолетов А-50 ДРЛО и наземных РЛС раннего обнаружения) без использования голосовой связи. Средства ДРЛО транслируют на борт самолета информацию о тактической обстановке в воздухе, которая отображается на ИПВ. При этом на ИПВ выводятся метки всех обнаруженных целей относительно метки своего

самолета. Включение взаимодействия с ДРЛО происходит автоматически при первом включении РЛПК самолета, клавиша [I], при наличии доступного самолета ДРЛО или наземного радара ДРЛО в миссии. Далее, при необходимости, РЛПК можно отключить, при этом тактическая обстановка на ИПВ, продолжит транслироваться с ДРЛО.

Необходимо заметить, что цели, которые выводятся на фоне зоны обзора РЛПК, обнаружены ДРЛО и могут находиться вне поля обзора РЛПК по высоте. Для поиска и захвата целей, необходимо ориентироваться на отметки целей, которые выводятся на ИЛС.

ИПВ символика в режиме взаимодействия с ДРЛО

Ниже показаны даны описания базовой символика на ИПВ режиме взаимодействия с ДРЛО.

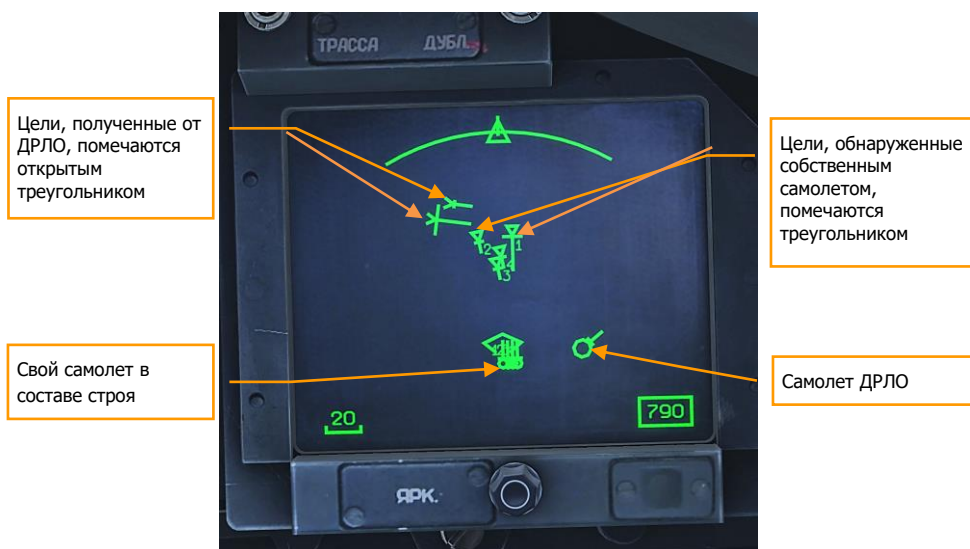


Рисунок 64: ИПВ в режиме взаимодействия с ДРЛО

Необходимо заметить, что цели, которые выводятся на фоне зоны обзора РЛПК, обнаружены ДРЛО и могут находиться вне поля обзора РЛПК по высоте. Для поиска и захвата целей, необходимо ориентироваться на отметки целей, которые выводятся на ИЛС.

Символика обозначения цели.

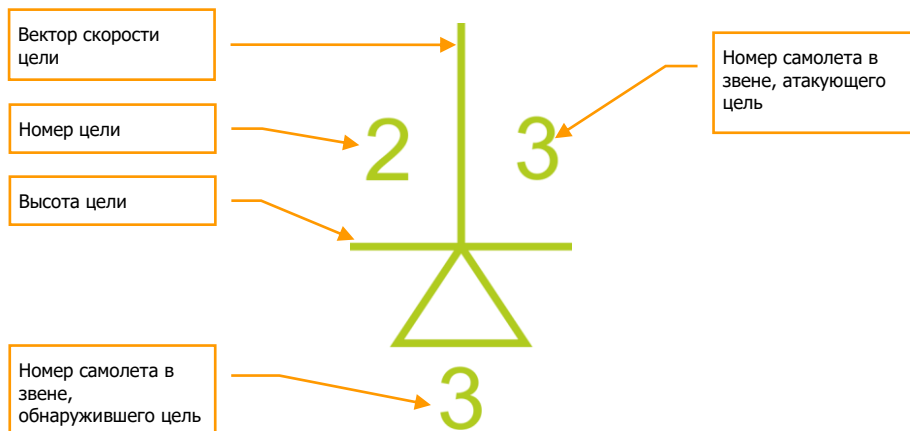


Рисунок 65: Метка цели

- Вектор скорости цели представляет собой прямую, соответствующую направлению движения цели. Длина вектора зависит от скорости цели.
- Высота цели представляет собой прямую, перпендикулярно расположенную вектору скорости. Длина линии зависит от высоты цели.
- Цифра с левой стороны (по полету) от вектора скорости - номер цели.
- Цифра с правой стороны (по полету) от вектора скорости - номер самолета в звене, атакующего цель.
- Цифра в хвосте цели предоставляет информацию об источнике, обнаружившем цель. На приведенном рисунке 3-й ведомый передал информацию о цели, которой присвоен номер 2 и атакует ее.

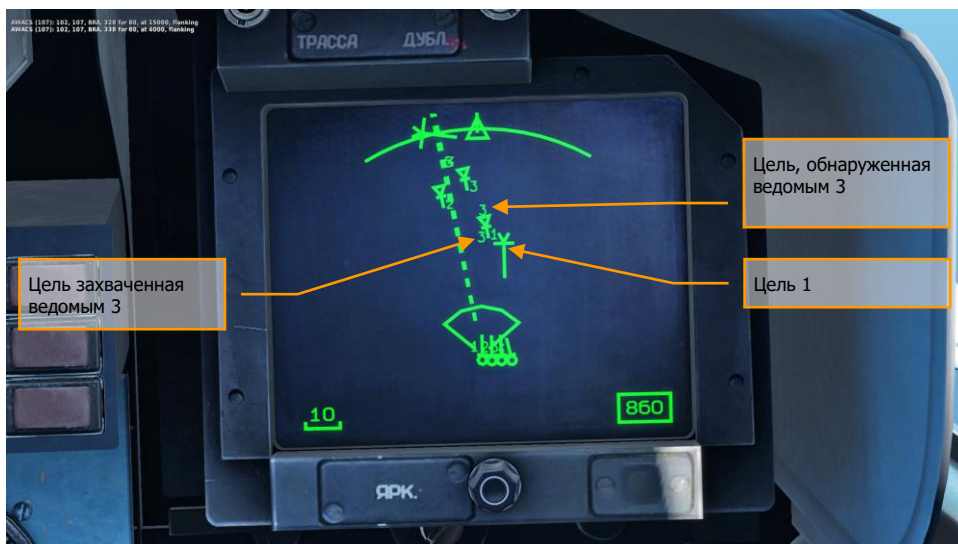


Рисунок 66: ИПВ метки целей

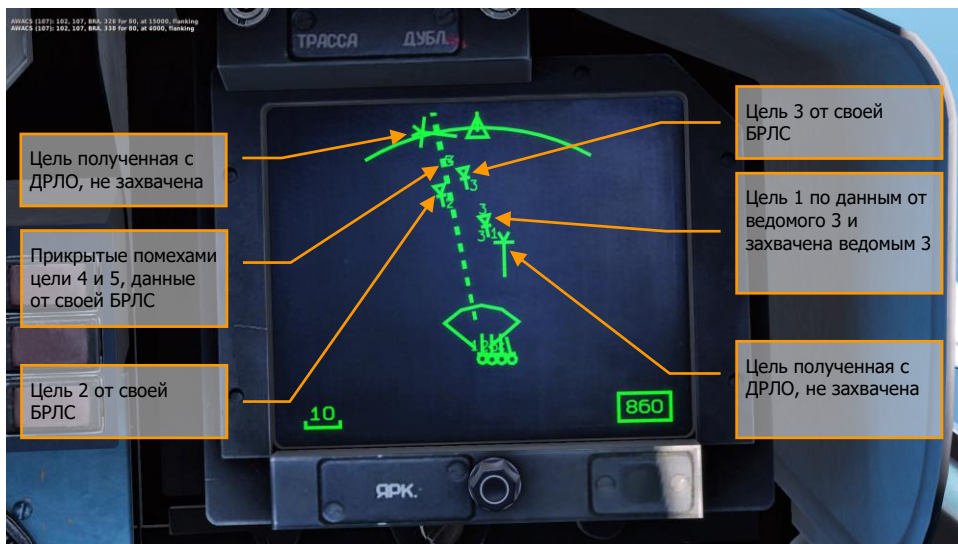


Рисунок 67: ИПВ боевая обстановка

Работа в сложной помеховой обстановке

В сложной помеховой обстановке, когда противник применяет пассивные и активные помехи, невозможно использовать режим СНП. Для работы в этом случае необходимо использовать режим ОБЗ. В обстановке мощного радиоэлектронного противодействия, РЛПК не способен определить дальность до цели, и на ИЛС возникает помеховый строб - мерцающие случайным образом метки цели, находящийся на азимуте постановщика помех. Дополнительно, в случае появления в зоне обзора РЛПК источника активных помех, в правой части ИЛС высвечивается транспарант АП (активная помеха). Тем не менее, возможно произвести захват стога помех цели и применить ракеты с полуактивным радиолокационным наведением, которые в данном случае будут наводиться на цель в пассивном режиме.

Для этого необходимо управляющим клавишами [;], [,], [.), [/, подвести строб захвата к строгу помех и нажать клавишу захвата – [Enter]. При этом антенна РЛПК ориентируется в направлении источника помех и начнет его автоматически сопровождать. На ИЛС появится метка цели, но при этом будет индцироваться не реальная, а введенная летчиком дальность до цели (например, полученную по радио), по умолчанию – 10 км. В случае, если введенная дальность до цели больше, чем дальность применения выбранных ракет на данной высоте, для пуска необходимо сделать одно из действий: клавишами [RCtrl--] уменьшить ручную дальность до цели, до появления команды ПР, либо снять ограничение на пуск ракет клавишами [LAlt-W].

При применении ракет по постановщику помех следует иметь в виду, что из-за отсутствия информации по дальности, вы не сможете определить возможность поражения цели ракетами. Цель просто может оказаться вне зоны разрешенной дальности пуска. Также следует иметь в виду, что ракеты, летящие в пассивном режиме, имеют меньшую вероятность поражения цели.

На дальности до постановщика помех менее 25 км, энергетических возможностей БРЛС уже достаточно для точного определения местоположения и дальности до цели. Индикация на ИЛС принимает обычный вид режима ОБЗ с указанием дальности до цели.

МОМЕНТ, КОГДА БОРТОВОЙ РАДАР МОЖЕТ РАСПОЗНАТЬ ОТРАЖЕНИЕ СВОЕГО СИГНАЛА, НА ФОНЕ АКТИВНЫХ ПОМЕХ, И ПОЛУЧИТЬ ИНФОРМАЦИЮ О ПАРАМЕТРАХ ЦЕЛИ, НАЗЫВАЮТ ЗАПАДНЫМ ТЕРМИНОМ "ПРОЖИГ" ПОМЕХИ. В СЛУЧАЕ, КОГДА РАДАР НАЧИНАЕТ ВЫВОДИТЬ ПОЛНУЮ ИНФОРМАЦИЮ О ЦЕЛИ, ПРИКРЫТОЙ ПОМЕХАМИ, ГОВОРЯТ: РАДАР "ПРОЖЕГ" ПОМЕХУ.

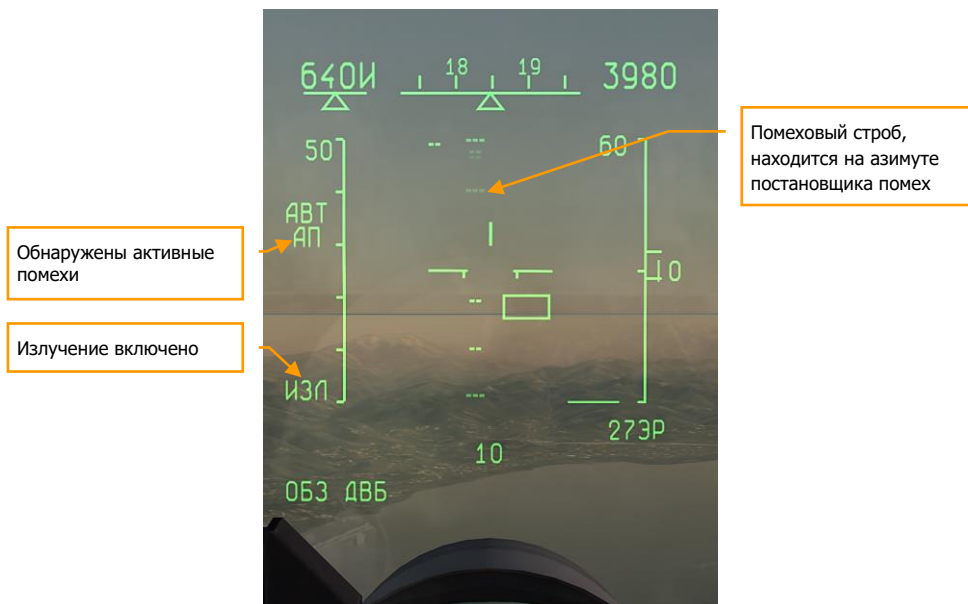


Рисунок 68: Режим ОБЗ при наличии активных помех

- Мерцающий вертикальный помеховый строб располагается на азимуте постановщика помех. После его захвата информация на ИЛС подобна режиму РНП с неподвижной меткой текущей дальности до цели.
- Признак наличия активных помех выводится в случае применения самолетами противника систем постановки активных помех.

Режим ближнего боя – Вертикальное сканирование (ВС)

Этот подрежим [3] наиболее часто используемый в ближнем маневренном бою. В этом подрежиме РЛС или КОЛС сканируют участок воздушного пространства с угловым размером по вертикали -10+50 градусов. На ИЛС индицируются две вертикальные линии, обозначающие границы зоны вертикального обзора прицельных систем. Для захвата цели необходимо маневром самолета добиться ее положения близко к виртуальной вертикальной линии, которая начинается с нижней кромки ИЛС и проходит вертикально через центр ИЛС на высоту примерно двух размеров ИЛС. Для того чтобы захватить маневрирующую цель, необходимо загнать ее в зону, обрамленную двумя вертикальными линиями, и нажать клавишу [Enter]. Захват не произойдет, если клавиша [Enter] не была нажата.

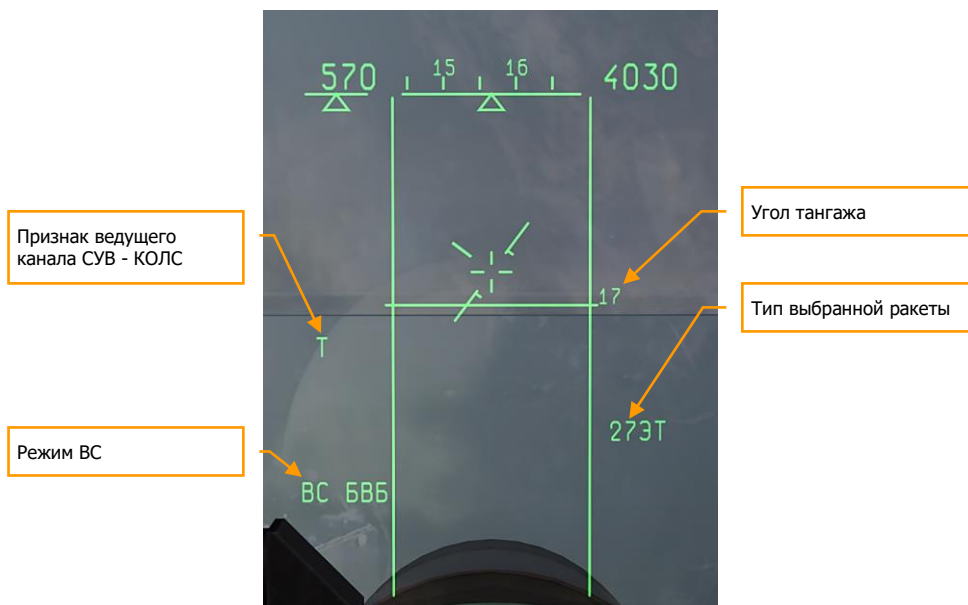


Рисунок 69: Режим ВС

При вхождении цели в зону захвата необходимо нажать и удерживать клавишу **[Enter]**, цель будет захвачена в течение 1-3 секунд. После захвата цели индикация на ИЛС сменяется на режим АТАКА.

По умолчанию, при включении режима вертикального сканирования, ведущим каналом выбирается КОЛС. Оружие по умолчанию – ракеты с тепловой ГСН. Для того чтобы применить ракеты с радиолокационными ГСН, необходимо сначала включить ведущий канал РЛПК, клавиша **[I]** и выбрать необходимые ракеты клавишей **[D]**.

Режим ближнего боя – ОПТ - СТРОБ

Этот подрежим **[4]** подобен подрежиму ВС с тем отличием, что прицельные системы не сканируют, а направлены в одну точку пространства по оси самолета в узком (примерно 2,5 градуса) конусе. Зона обзора показана на ИЛС в виде окружности с угловым размером 2,5 градуса. Для захвата цели необходимо поместить ее внутрь кольца, либо с помощью маневра самолета, либо клавишами управления целеуказателем **[G]**, **[L]**, **[R]**, **[V]** навести кольцо на цель и нажать кнопку захвата **[Enter]**. После захвата цели индикация на ИЛС сменяется на режим АТАКА. Этот режим хорош тем, что благодаря фокусировке прицельных систем в одной точке, захват цели попавшей в поле обзора происходит почти мгновенно. Кроме того, дальность захвата в этом режиме несколько выше, чем в режиме ВС.

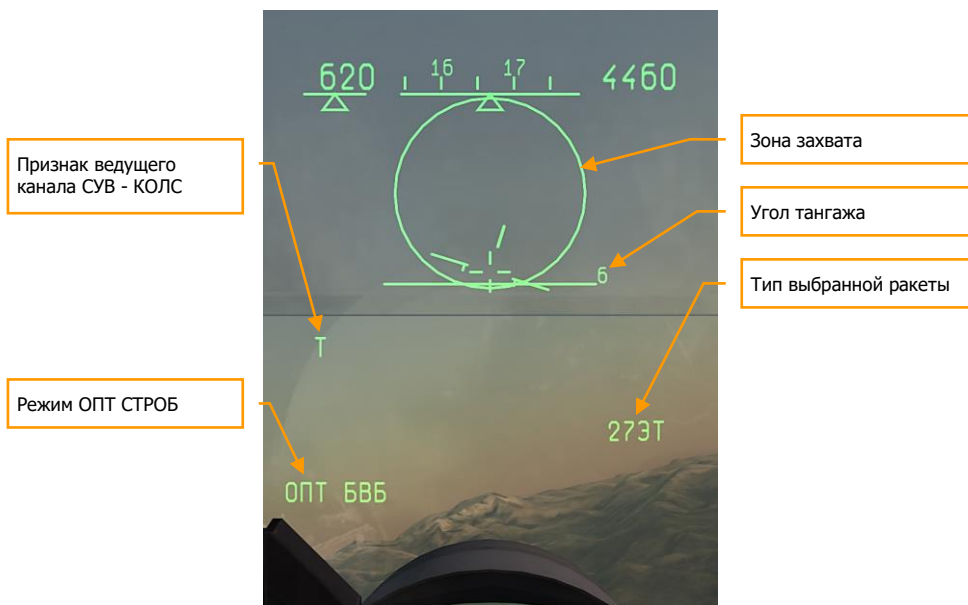


Рисунок 70: Режим ОПТ СТРОБ

По умолчанию, при включении режима СТРОБ ведущим каналом выбирается тепловизор КОЛС. Оружие по умолчанию – ракеты с тепловой ГСН. Для того чтобы применить ракеты с радиолокационными ГСН, необходимо сначала включить ведущий канал СУВ РЛС клавишей **[I]** и выбрать необходимые ракеты клавишей **[D]**.

Режим ближнего боя - ШЛЕМ

Это уникальный подрежим ближнего маневренного боя **[5]**. Благодаря нашлемной системе целеуказания (НСЦ) Щель-ЗУМ, пилот может поворотом головы управлять прицельными системами самолета, направляя их на цель, помещенную в визир НСЦ. Прицельное кольцо на экране эмулирует визир нашлемной системы целеуказания, расположенный перед правым глазом летчика. Летчик поворотом головы может наложить визир на цель и произвести захват. Визир не является символом, отображаемым на ИЛС, и находится всегда по центру экрана. Этот режим применяют в ближнем бою для того, чтобы получить преимущество в пуске УР, т.к. НСЦ позволяет производить захват и пускать ракеты без наведения всего самолета в направлении цели. После того, как вы произвели захват цели, наложив прицельное кольцо на цель и нажав клавишу **[Enter]**, при выполнении всех условий пуска кольцо начнет мигать с частотой 2 Гц, символизируя команду "Пуск разрешен". В случае выхода цели за пределы обзора ГСН ракет поверх кольца появится символ X..

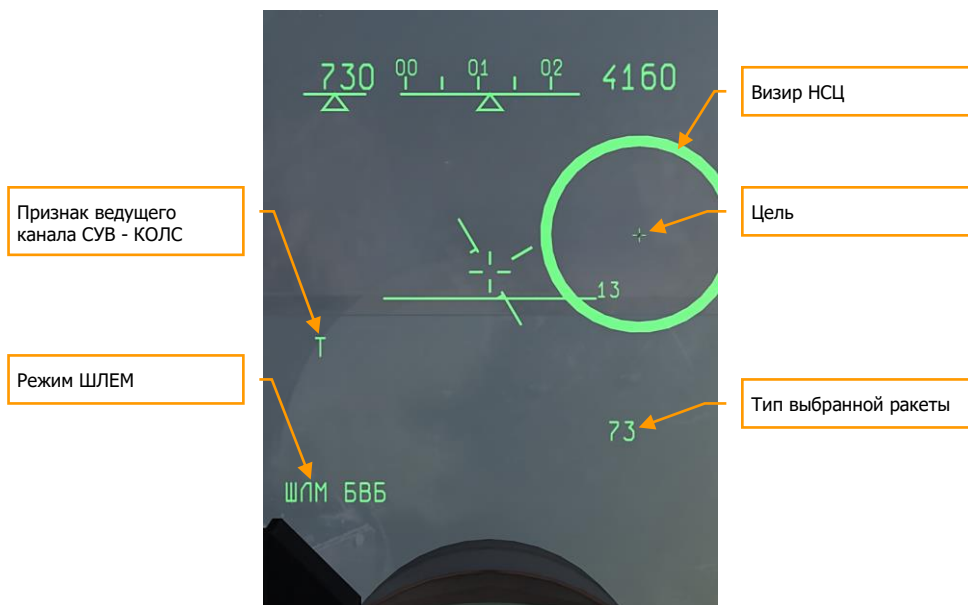


Рисунок 71: Режим ШЛЕМ

После захвата цели индикация на ИЛС сменяется на режим АТАКА.

Режим ШЛЕМ в игре удобно использовать совместно с захватом цели в падлок. Для этого необходимо сначала захватить видимую цель в падлок, клавиша **[NUM DEL]**, а затем включить режим ШЛЕМ, клавиша **[5]**. При этом визир НСЦ сразу будет расположен поверх цели и для захвата останется только нажать **[Enter]**.

Режим ближнего боя – Фи0

Режим Фи0 (фи-ноль) является резервным режимом в случае отказа прицельных комплексов или СУВ самолета. Включается клавишей **[6]**. Режим используется только для применения ракет с тепловыми или активными ГСН способными захватить цель самостоятельно без помощи прицельных систем. В этом режиме активизируется ГСН ракеты, которая имеет поле обзора в виде конуса, с углом в 2 градуса, вперед по оси ракеты. Для того, чтобы ГСН ракеты захватила цель, достаточно, чтобы цель попала в конус видимости ГСН, центр которого индицируется прицельным крестом внутри силуэта самолета на ИЛС. Для прицеливания необходимо маневром самолета наложить прицельный крест на цель. Когда ГСН ракеты захватывает цель, выдается команда ПР. После появления этой команды можно выполнять пуск ракеты. Обратите внимание, что при генерации этой команды ПР в этом режиме не учитывается дальность до цели, и, если захват произошел на значительной дальности, особенно на догонных курсах, есть большая вероятность, что ракете не хватит энергии и она не сможет долететь до цели. Общие рекомендации в этом случае сводятся к тому, что необходимо определять дальность до цели визуально.

Применение оружия из режима Фи0 при использовании ракет с тепловой ГСН является скрытым. Т.е. цель может обнаружить пуск ракет в этом режиме только визуально, т.к. она не облучается излучением, на которое может среагировать система предупреждения.

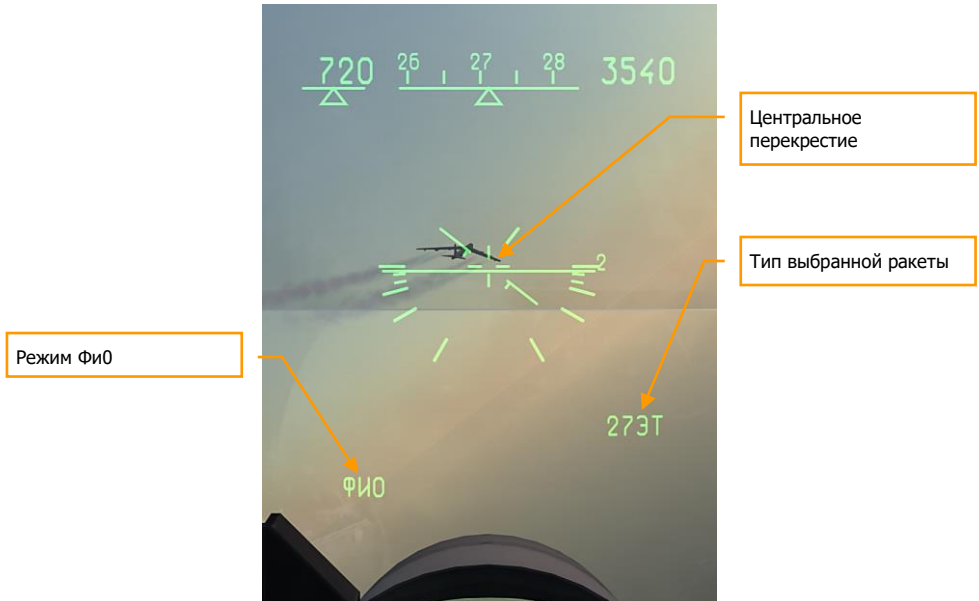


Рисунок 72: Режим Фи0

Режим применения ВПУ

ВПУ самолета может применяться против воздушных целей. Для этого следует выбрать пушку клавишей [C]. Нажатием клавиши [Enter] захватите цель, когда она будет в зоне захвата ведущего канала. Если ведущий канал захватит цель, СУВ автоматически перейдет в режим несинхронной стрельбы с выводом соответствующей индикации на ИЛС.

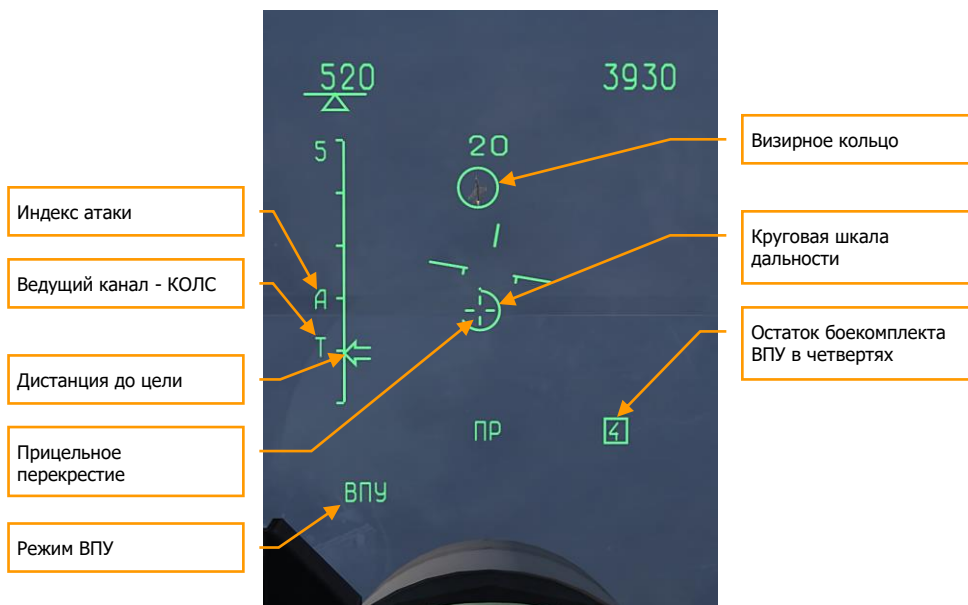


Рисунок 73: Режим несинхронной стрельбы

- Подвижное прицельное перекрестие появляется на дальностях менее 1200 метров до цели.
- Круговая шкала дальности показывает дальность до цели в диапазоне 0 – 1200 метров.
- Дальность до цели также индицируется на вертикальной шкале дальности в левой части ИЛС. Масштаб шкалы 5 км.
- Индекс остатка боекомплекта пушки индицирует остаток боекомплекта в четвертях от 4 до 1.

Для прицельной стрельбы необходимо наложить подвижное прицельное перекрестие на цель и открыть огонь, нажав клавишу **[Space]**.

В случае, когда прицельные системы не функционируют или не задействованы, возможна стрельба из ВПУ в режиме "прогноз-дорожка".

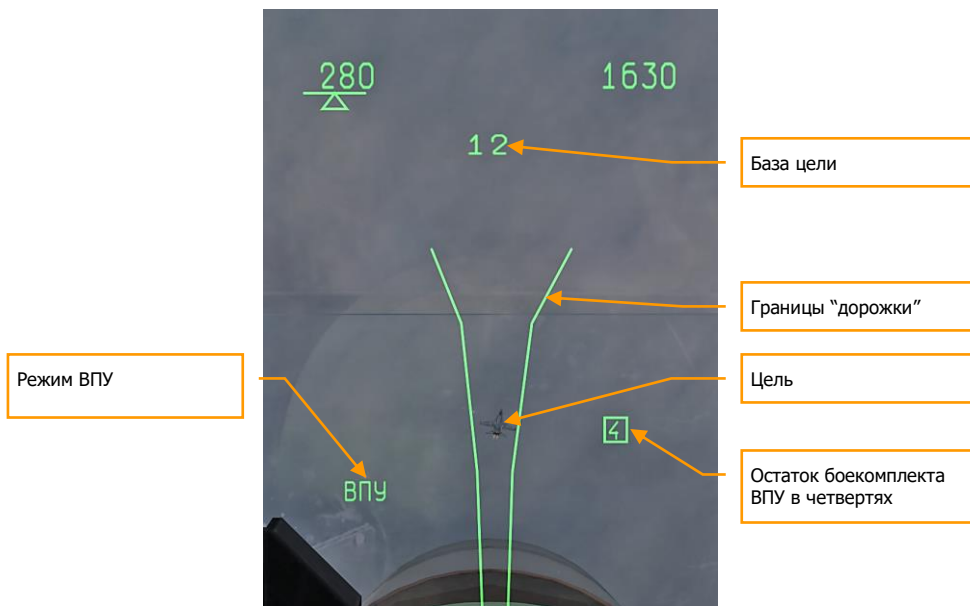


Рисунок 74: Режим "прогноз-дорожка"

В этом режиме на ИЛС индицируется "прогноз-дорожка", которая графически представляет трассу полета снарядов. Расстояние между границами "дорожки" равно базе цели. База цели - это характерная размерность ЛА, в данном случае под базой цели понимается размах крыльев. Базу цели можно изменять клавишами [RAIt--], [RAIt+]. По умолчанию установлена база цели 20 метров.

Для прицельной стрельбы в режиме "прогноз-дорожка", необходимо маневром самолета наложить "прогноз-дорожку" на цель таким образом, чтобы концы крыльев цели касались границ "прогноз дорожки". При этом, если база цели выставлена корректно, обеспечивается прицельная стрельба. Стоит также учитывать, что точность стрельбы повышается при совпадении плоскостей маневра цели и истребителя, т.е., если цель идет в вираже с креном 30 градусов, истребителю также рекомендуется соблюдать в вираже этот крен. Стрельба в режиме "прогноз-дорожка" возможна только на догонных курсах.

Режим "Воздух-Земля"

Су-33 может нести ограниченный арсенал авиационных средств поражения класса "воздух-поверхность". В этот арсенал входят свободнопадающие бомбы и неуправляемые авиационные ракеты (НАР).

Для применения этих АСП по наземным целям используется режим ЗЕМЛЯ [7]. В этом режиме появляются дополнительные символы на ИЛС для вывода прицельной информации. В нижнем левом углу появляется название режима ОПТ ЗЕМЛЯ, под ним выбранный тип оружия. В нижней половине ИЛС появляется прицельная марка выбранного типа оружия. – Методика применения практически одинакова: необходимо наложить прицельную марку на цель и, при

условии соблюдения необходимых параметров сброса или пуска, при появлении команды ПР, произвести сброс, пуск или стрельбу.

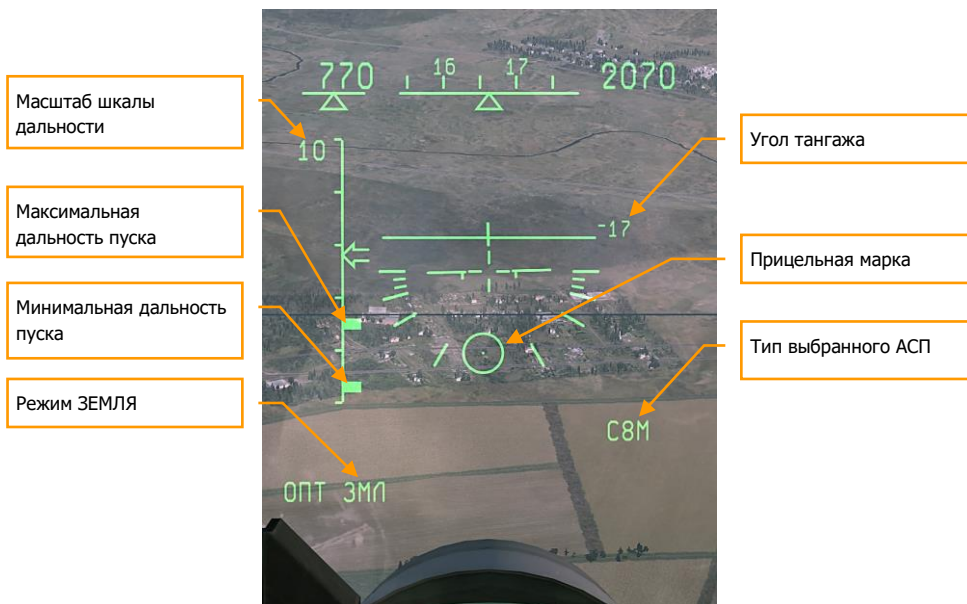


Рисунок 75: Режим ЗЕМЛЯ

- Вверху шкалы дальности указан масштаб шкалы
- На шкале дальности присутствуют метки максимальной и минимальной дальностей пуска.
- Индикация выбранного режима ОПТ ЗЕМЛЯ расположена в нижнем левом углу ИЛС.
- Цифровой указатель угла тангажа расположен в центре ИЛС.
- Подвижная прицельная марка указывает точку попадания АСП.

В случае применения АСП с тормозными устройствами, суббоеприпасов из КМГУ или некоторых кассетных боеприпасов, обладающих большим лобовым сопротивлением, из-за крутой траектории их падения, прицельная марка даже при пикировании не поднимается с нижней ограничителя ИЛС, т.е. ее невозможно совместить с целью. В этом случае лучше пользоваться режимом бомбометания в невидимую зону. Подробно этот режим описан в разделе "Применение оружия".

Неподвижная сетка прицела

Неподвижная сетка – это не боевой режим, а скорее проградуированная схема, которая может выводиться на ИЛС клавишей [8]. При этом СУВ самолета продолжает работать в текущем режиме, но индикация на ИЛС заменяется неподвижной сеткой.

Также сетка является резервным инструментом прицеливания в случае отказа или повреждения СЕИ.

Сетка, отображающаяся на ИЛС, представляет собой аналог простейшего коллиматорного прицела. Прицеливание и вычисление упреждения осуществляется по разметке сетки или на глаз.

Центральное перекрестие сетки ориентируется по направлению оси пушки. В случае применения ракет в режиме Фи0, центр зоны обзора находится ниже центрального перекрестия, напротив прицельной метки - X.

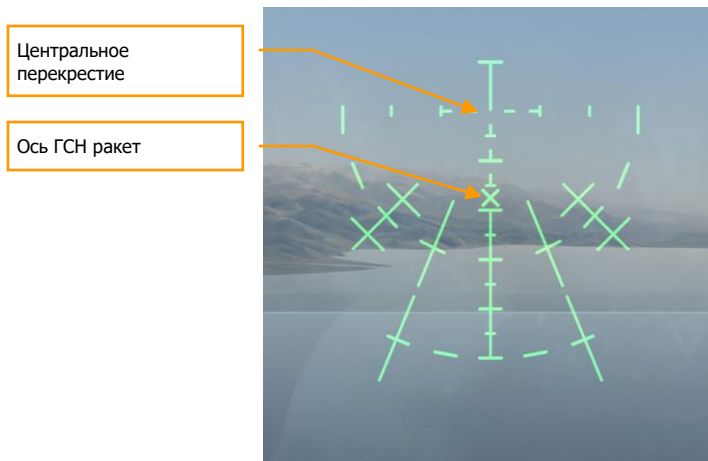


Рисунок 76: Неподвижная сетка прицела

Станции активных помех (САП)

Радиоэлектронная борьба (РЭБ) – это обширная и сложная тема с длинной историей о противодействующих и непрерывно совершенствующихся датчиках, тактике, вооружении и другой аппаратуре из многих стран. В этом разделе мы рассмотрим только несколько мер радиоэлектронного противодействия для активных РЛС или как их недавно назвали "электронные атаки (electronic attack, EA)" – системы, созданные для защиты самолета-носителя.

Станция активных помех СПС-171 Сорбция

Станция постановки активных помех (САП) СПС-171 Сорбция является аналогом американской станции AN/ALQ-135 установленной в F-15C. Два контейнера станции подвешиваются на законцовки крыла, вместо пусковых устройств ракет Р-73, уменьшая, таким образом, на 2 единицы запас ракет на Су-33. При стандартном использовании, в одном контейнере находится приемный модуль, а в другом – передающий, таким образом, сигналы РЛС противника могут постоянно анализироваться, обрабатываться и ретранслироваться с искажениями, даже если частота или пеленг радиолокатора противника изменены. Использует управляемые антенны для постановки помех по секторам в диапазоне частот облучающей РЛС. Имеет несколько модернизированных режимов работы, что значительно снижает дальность сопровождения и захвата радаром противника.



Рисунок 77: Контейнер СПС-171 “Сорбция”

Когда самолет игрока оснащен системой РЭБ, игрок может включать и выключать ее во время выполнения задания с помощью клавиши [Е]. Станции требуется время на подготовку к работе (около 15 секунд), в течение этого времени световое табло САП будет мигать. По достижению готовности к работе табло будет гореть непрерывно.



Рисунок 78: Световое табло САП

Включенная станция активных помех уменьшает дальность сопровождения радиолокатором противника, и снижает эффективность атаки приближающихся ракет с радиолокационным наведением. Однако, использование игроком такой станции имеет свои минусы. Станция активных помех может мешать во время пуска и сопровождения ракет с радиолокационным наведением с самолета игрока, РЛС противника, испытывая уменьшение дальности слежения, тем не менее, может воспользоваться увеличившейся дальностью обнаружения, и управляемые ракеты противника могут использовать включенную станцию активных помех в качестве радиомаяка, начав его сопровождение в режиме самонаведения на источник помех. Наилучшей защитой от управляемых ракет является сочетание включенной станции активных помех, постановка пассивных помех (дипольные отражатели) и вертикальные маневры самолета на низких высотах.

ВООРУЖЕНИЕ



ВООРУЖЕНИЕ

Cy-33, как правило, вооружен тем же оружием, что и Cy-27. Это включает в себя одну 30-мм пушку Грязева-Шипунова GSh-30-1 у правого борта и до 12 точек подвески для ракет или бомб и ракет. Его стандартное боевое вооружение "воздух-воздух" представляет собой смесь ракет R-27 (AA-10 'Alamo') и R-73 (AA-11 Archer). Cy-33 также может быть вооружен бомбами и неуправляемыми ракетами для выполнения второстепенной наземной атаки.

Управляемые ракеты воздух-воздух

Все современные истребители, а также большинство ударных самолетов вооружены управляемыми ракетами класса "воздух-воздух". Обладая неоспоримыми преимуществами перед другими средствами вооруженной борьбы в воздухе, они, в то же время, имеют множество ограничений в эксплуатации. Для успешного применения любой ракеты необходимо строго выполнять определенную последовательность действий перед пуском. Для каждой ракеты есть свой алгоритм предпусковых процедур.

У ракеты очень плотная компоновка основных элементов - головки самонаведения, боевой части, двигателя. Запас топлива рассчитан на ограниченное время работы двигателя. Обычно это время порядка 2-15 секунд, в зависимости от типа УР.

В течение этого времени ракета разгоняется до максимальной скорости полета. После окончания работы двигателя ракета расходует запас энергии, полученный при разгоне. Чем выше скорость полета носителя в момент пуска УР, тем большую максимальную скорость разовьет ракета и тем дальше она улетит. При увеличении скорости носителя увеличивается максимальная дальность пуска управляемой ракеты.

На дальность пуска УР сильное влияние оказывает высота полета носителя в момент запуска ракеты. С увеличением высоты полета в момент пуска на 20000 футов, максимальная дальность пуска вырастает примерно в два раза.

Для увеличения максимальной дальности пуска УР применяйте их с возможно больших высот полета

Направление движения цели также оказывает сильное влияние на дальность пуска УР. Дальность пуска увеличивается по целям, летящим навстречу носителю УР. При стрельбе на догонных курсах дальность пуска значительно уменьшается, особенно при высоких скоростях полета цели. Для того чтобы увеличить дальность пуска ракеты, старайтесь атаковать цели на встречных курсах.

Ракеты летают по тем же законам физики, что и самолеты. При маневрировании ракеты расходуют свою энергию, которую при неработающем двигателе восстановить невозможно. Маневрирующая цель, которая заставляет ракету значительно изменять направление полета и тем самым расходовать свою энергию, может просто "измотать" ракету и уйти от поражения.

На больших дистанциях пуска не маневрирующие цели поражаются с большей вероятностью.

Ракеты класса В-В предназначены для уничтожения летательных аппаратов. Они делятся на несколько классов по дальности и по способам наведения. По дальности:

- Ракеты ближнего боя. Менее 15 км. (Р-73, Р-60, AIM-9 и др.)
- Ракеты средней дальности. От 15 км до 75 км. (Р-27, Р-77, AIM-7, AIM-120 и др.)
- Ракеты большой дальности. Более 75 км. (Р-33, AIM-54 и др.)

Основные способы наведения:

- Пассивный тепловой. Инфракрасная головка самонаведения – ИК ГСН. (Р-60, Р-73, Р-27Т, AIM-9)
- Пассивный радиолокационный. Наведение на источник излучения. Обычно сочетается с полуактивным или активным наведением. Является дополнительным способом наведения для современных ракет AIM-7М, AIM-120 и Р-27Р (так называемый режим Home On Jam, HOJ).
- Полуактивный радиолокационный. ПАРГСН. Такие ГСН наводятся на отраженную энергию радиолокатора от доплеровской РЛС самолета-носителя (Р-27Р/ЭР, AIM-7, Р-33)
- Активный радиолокационный. АРГСН. Активные системы имеют свои собственные радиолокационные ГСН встроенные в ракету (Р-77, AIM-120, AIM-54).

Кроме того, ракеты средней и большой дальности часто имеют инерциальную систему управления и канал радиокоррекции. Все это позволяет применять их по целям на дальности, большей дальности захвата ГСН ракеты.

Все пассивные ракеты ничего не излучают и сами наводятся на излучение цели, тепловое или радиолокационное. Это ракеты класса "пустил-забыл", т.е. после пуска они являются полностью автономными.

Полуактивные ракеты наводятся на отраженное от цели излучение радара самолета-носителя. Т.е. для того, чтобы такая ракета попала в цель, необходимо, чтобы радар самолета-носителя подсвечивал цель до попадания ракеты.

Активные ракеты на больших дальностях имеют свойства полуактивных, т.е. для их наведения самолет-носитель должен подсвечивать цель радаром и передавать на ракету данные корректировки направления полета. После захвата цели собственной ГСН, которая оборудована радаром, на дальности 10-20 км ракета полностью автономна. Такие ракеты появились относительно недавно и являются самыми совершенными.

Ракета летает по тем же законам, что и самолет. На нее, как и на самолет, действуют сила тяжести и сопротивления воздуха, и для того, чтобы она держалась в воздухе и, тем более, маневрировала, на ракету должна действовать подъемная сила.

После старта ракета разгоняется ракетным двигателем. Обычно это твердотопливные ракетные двигатели, работающие короткое время от 2 до 15 секунд. За это время ракета успевает разогнаться до скорости 2-3 Маха и летит далее по инерции, расходуя кинетическую энергию

на преодоление сил сопротивления воздуха и тяжести. По мере уменьшения скорости ракете все сложнее маневрировать, т.к. с уменьшением скорости эффективность управляющих поверхностей падает. Когда скорость ракеты падает ниже 1000-800 км/ч, она становится почти не управляемой и продолжает полет, как снаряд, по баллистической траектории, либо самоликвидируется.

Максимальная дальность пуска ракеты - величина не постоянная, зависящая от многих причин: высоты и скорости полета носителя, ракурса цели, полусферы атаки. Обычно ракеты характеризуются максимальной дальностью пуска, которая достигается на большой высоте, большой скорости, на встречных курсах истребителя и цели. Но стоит учитывать, что дальность пуска — это совсем не то же самое, что и дальность полета ракеты. Например, при дальности пуска в 50 км ракета реально пролетает навстречу цели около 30-35 км. У земли, где плотность воздуха максимальна, дальность пуска обычно падает раза в два.

При стрельбе в заднюю полусферу цели дальность пуска тоже значительно уменьшается, т.к. ракете приходится догонять улетающую цель. Дальность стрельбы в заднюю полусферу (ЗПС) обычно раза в 2-3 меньше чем в переднюю (ППС). Например, данные для ракеты Р-27ЭР:

- Максимальная дальность пуска в ППС на высоте 10 000 м. – 66 км.
- Максимальная дальность пуска в ППС на высоте 1000 м. – 28 км.
- Максимальная дальность пуска в ЗПС на высоте 1000 м. – 10 км.

Максимальная дальность пуска рассчитывается из предположения, что цель после пуска будет продолжать полет с теми же параметрами, что и до пуска. Если цель начинает маневрировать, ракета тоже вынуждена маневрировать и быстро терять свою энергию. Поэтому, на практике часто оперируют другим параметром - максимальной дальностью пуска с учетом маневра цели, в западной терминологии R_{p1}. Система управления вооружением на истребителе обычно постоянно рассчитывает максимальную дальность пуска по неманевренной цели и максимальную дальность пуска с учетом маневра. Дальность с учетом маневра значительно меньше максимальной и приближается к величине дальности пуска в заднюю полусферу цели, но обеспечивает большую вероятность поражения цели. В игре эти дальности индицируются на шкале дальности ИЛС и ИПВ.

Ракеты воздух-воздух из арсенала Су-27/33

Ракета средней дальности Р-27 (АА-10)

Ракеты средней дальности Р-27 предназначены для перехвата и уничтожения самолетов и вертолетов всех типов, беспилотных летательных аппаратов и крылатых ракет в воздушном бою на средних и больших дистанциях, при автономных и групповых действиях самолетов-носителей, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, с любых направлений, на фоне земли и моря, при активном информационном, огневом и маневренном противодействии противника.

Выпускаются в нескольких модификациях, отличающихся применением двух типов головок самонаведения - полуактивной радиолокационной (ПАРГС) и тепловой - и двух типов двигательных установок - со стандартной и увеличенной энерговооруженностью. Модификации с ПАРГС имеют обозначения Р-27Р и Р-27ЭР, с ТГС - Р-27Т, Р-27ЭТ, с двигательной установкой повышенной энерговооруженности - Р-27ЭР и Р-27ЭТ.

Основной материал конструкции ракеты - титановый сплав, корпус двигателя – стальной.

Для подвески на самолетах-носителях и пуска обеих весовых модификаций ракеты используются одни и те же пусковые устройства рельсового и катапультного типа. Рельсовое пусковое устройство АПУ-470 служит для размещения ракет под крыльями самолета, а катапультное устройство АКУ-470, для размещения ракет под фюзеляжем или под крыльями.

В систему управления ракет помимо головки самонаведения входит инерциальная навигационная система с радиокоррекцией. Всеракурсные ракеты Р-27 атакуют цель при любом их начальном положении в диапазоне углов целеуказания 50 градусов для ПАРГСН и 55 градусов для ТГСН. Перегрузка носителя в момент пуска может достигать 5 единиц. Ракеты Р-27 перехватывают воздушные цели, летящие со скоростями до 3500 км/ч в диапазоне высот от 20 м до 27 км. Максимальное превышение (принижение) цели относительно носителя может достигать 10 км. Максимальная перегрузка цели - 8. Совместное применение в боекомплекте самолета ракет Р-27 с различными головками самонаведения повышает помехозащищенность и эффективность системы вооружения авиационных комплексов в целом. Семейство модульных ракет Р-27 разработано в ГосМКБ Вымпел, принято на вооружение в 1987-1990 гг. В настоящее время такими ракетами оснащаются все модификации истребителей МиГ-29 и Су-27/33.

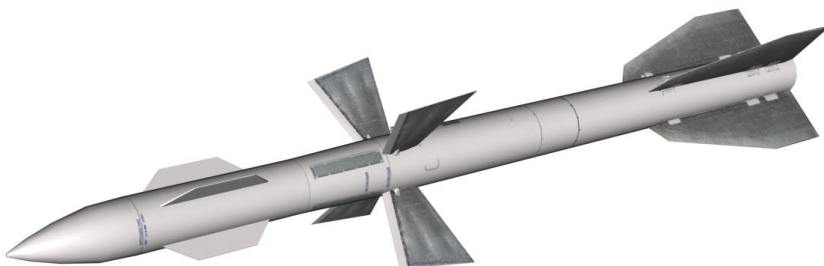


Рисунок 79: Ракета Р-27Р

P-27P. "Изделие 470P" (AA-10A Alamo). Авиационный ракетный комплекс с ракетой класса "воздух-воздух" средней дальности. Принят на вооружение в 1987 г. Ракета имеет систему инерциального наведения с радиокоррекцией, а также полуактивную радиолокационную головку самонаведения на конечном участке полета. Эффективная максимальная дальность стрельбы – 30-35 км. Максимальная скорость поражаемой цели - 3600 км/ч. Максимальная перегрузка цели - 8. Стартовая масса - 253 кг. Длина ракеты - 4 м. Максимальный диаметр корпуса - 0,23 м. Размах крыла - 0,77 м. Размах оперения - 0,97 м. Масса БЧ - 39 кг. Боевая часть стержневого типа.

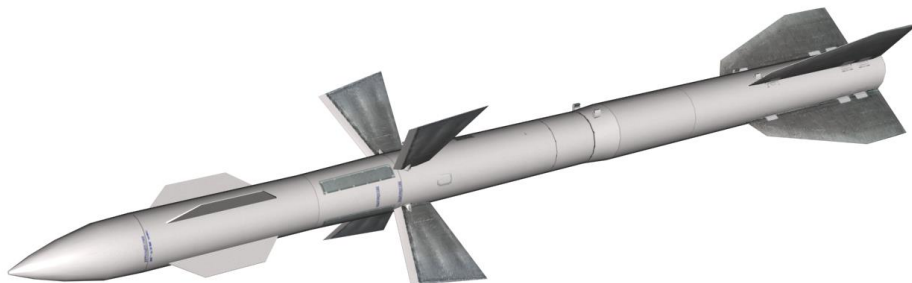


Рисунок 80: Ракета P-27ЭР

P-27ЭР. "Изделие 470ЭР" (AA-10C Alamo). Авиационный ракетный комплекс с ракетой класса "воздух-воздух" средней дальности. Модификация ракеты P-27P с повышенной энерговооруженностью. Ракета имеет систему инерциального наведения с радиокоррекцией, а также полуактивную радиолокационную головку самонаведения на конечном участке полета. Максимальная эффективная дальность стрельбы - 66 км. Максимальная высота поражаемых целей - 27 км. Стартовая масса - 350 кг. Длина ракеты - 4,78 м. Максимальный диаметр корпуса - 0,26 м. Размах крыла - 0,8 м. Размах оперения - 0,97 м. Масса БЧ - 39 кг. Боевая часть стержневого типа. Комплексом вооружены истребители Су-27/33, МиГ-29 и их модификации.

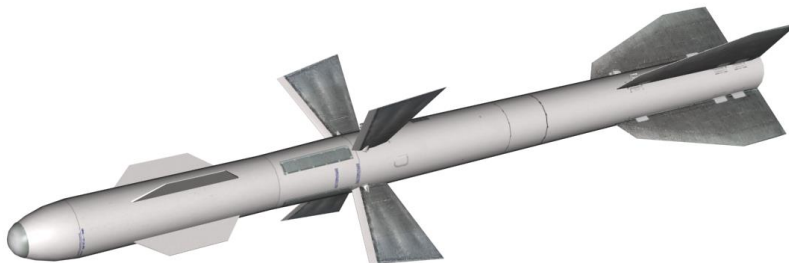


Рисунок 81: Ракета P-27Т

P-27Т. "Изделие 470Т" (AA-10B Alamo). Авиационный ракетный комплекс с ракетой класса "воздух-воздух" средней дальности. Модификация ракеты P-27 с тепловой ГСН. Принят на вооружение в 1983 г. ТГСН ракеты должна захватить цель перед пуском. Максимальная

эффективная дальность стрельбы - 30 км. Максимальная высота поражаемых целей - 24 км. Стартовая масса - 254 кг. Длина ракеты - 3,7 м. Максимальный диаметр корпуса - 0,23 м. Размах крыла - 0,8 м. Масса БЧ - 39 кг. Боевая часть стержневого типа. Комплексом вооружены истребители Су-27/33, МиГ-29 и их модификации.

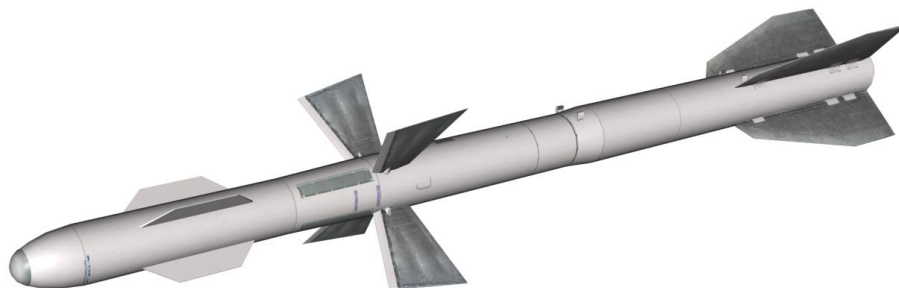


Рисунок 82: Ракета Р-27ЭТ

Р-27ЭТ. "Изделие 470ЭТ" (АА-10D Alamo) Авиационный ракетный комплекс с ракетой класса "воздух-воздух" средней дальности. Модификация ракеты Р-27 с тепловой ГСН и с повышенной энерговооруженностью. Принят на вооружение в 1990 г. Максимальная дальность стрельбы - 60 км, (при условии захвата цели ГСН ракеты). Максимальная высота поражаемых целей - 27 км. Стартовая масса - 343 кг. Длина ракеты - 4,5 м. Максимальный диаметр корпуса - 0,26 м. Размах крыла - 0,8 м. Масса БЧ - 39 кг. Боевая часть стержневого типа. Комплексом вооружен истребитель Су-27/33 и его модификации.

Ракета малой дальности Р-73 (АА-11)

Исходя из неутешительных итогов воздушных боев в небе Вьетнама в конце шестидесятых годов, Соединенные Штаты начали разработку первых истребителей четвертого поколения – F-14 и F-15. Как и последующие легкие истребители F-16 и F-18, эти машины создавались для решения задач завоевания господства в воздухе, в первую очередь - для высокоманевренного воздушного боя. В начале семидесятых годов в Советском Союзе в порядке "симметричного ответа" на происки империалистов началась разработка советских перспективных фронтовых истребителей, впоследствии получивших обозначения Су-27/33 и МиГ-29.

Оценка требований к ракетному оружию, предназначенному для ведения ближнего боя новых высокоманевренных самолетов, показала не полное соответствие вновь поставленным задачам даже специально созданной ракеты ближнего боя Р-60, разработка которой завершалась в эти годы. Как показали результаты анализа, ракеты нового поколения должны были обладать свойствами сверхманевренности и всеракурсности.

Первоначально эти требования были разнесены по двум разным разработкам, осуществляемым различными проектно-конструкторскими организациями. С учетом результатов, предварительных проработок, выполненных в рамках работ по аванпроекту, постановлением от 26 июля 1974 г., определившим требования к будущим Су-27/33 и МиГ-29, ОКБ "Молния" была задана разработка высокоманевренной малогабаритной ракеты ближнего воздушного боя К-73. Ракета задумывалась как развитие Р-60, но с учетом более высоких требований к маневренности допускался рост массы до значения, промежуточного между Р-60 и Р-13.



Рисунок 83: Ракета P-73

В тот же день, но другим Постановлением КБ "Вымпел" была задана разработка всеракурсной ракеты малой дальности К-14 в порядке дальнейшего развития семейства К-13 с применением новой ТГСН и совершенствованием аэродинамики.

Требования по сверхманевренности определили необходимость выхода К-73 на очень большие углы атаки (около 40°), на которых полностью утрачивалась эффективность традиционных для ракет "воздух – воздух" аэродинамических органов управления. Переход к применению газодинамических органов управления в этих условиях представлялся неизбежным. С учетом относительно небольшой дальности пусков сочли нецелесообразным и использование крыльевых поверхностей. Исходя из малых габаритов и массы первоначального варианта К-73, применение на ней всеракурсной ТГСН не предусматривалось. Тем не менее, в киевском

"Арсенале", на первом этапе, работавшем на конкурсных началах с московской "Геофизикой", была осуществлена разработка достаточно компактной ГСН "Маяк" (ОГС МК-80) с новым чувствительным элементом. Новая ГСН обеспечивала углы целеуказания по пеленгу до 60° , что в двенадцать раз превышало соответствующий показатель ГСН ракеты Р-60. Позднее угол прокачки гироскоординатора был доведен до 75° , а угловая скорость слежения - до 60 градусов в секунду. В ГСН "Маяк" также реализованы и новые эффективные меры борьбы с естественными и искусственными помехами. Наряду с соответствующим выбором диапазона чувствительности фотоприемника, в аппаратуре ГСН применили импульсно-временную модуляцию сигнала, ввели блок цифровой обработки сигнала с несколькими независимыми каналами. Для повышения эффективности за счет поражения более уязвимых и важных элементов цели (как, например, летчик) применено наведение в точку, смещенную вперед по отношению к соплу двигателя цели.

Несмотря на формальное отсутствие требования по всеракурсности, разработчики К-73 стали ориентироваться на применение ГСН "Маяк", так как уже стало очевидно то, что рано или поздно это требование будет предъявлено ко всем ракетам ближнего боя. Обретение новых достоинств потребовало увеличения габаритов и массы К-73.

Исходная бескрылая схема с малым аэродинамическим качеством ограничивала маневренные возможности ракеты. Подход к цели осуществлялся с большими углами атаки, неблагоприятными для эффективного поражающего действия боевой части. В течение некоторого времени рассматривался вариант ракеты без аэродинамических органов управления, но с довольно развитым шестиконсольным хвостовым оперением.

Однако применение только газодинамических органов управления ограничивало полетное время продолжительностью работы двигателя, что существенно снижало гибкость тактического применения.

Исходя из этого, на совещании под руководством заместителя главного конструктора Г.П. Дементьева была принята аэродинамическая схема, близкая к К-60. Однако, в отличие от прототипа, при наличии на ракете полноценного автопилота с традиционными гироскопами пришлось обеспечить стабилизацию по крену. Применение кинематически связанных между собой элеронов взамен роллеронов не сопровождалось существенным утяжелением ракеты, так в ее хвостовой части и на более ранних вариантах размещались элементы рулевого привода для задействования газодинамических органов управления - расположенных на срезе сопла секторных интерцепторов, вводимых в поток продуктов сгорания для его отклонения. Для приемлемой динамики управления автопилот использовал информацию от перьевых датчиков углов атаки и скольжения, размещенных впереди дестабилизаторов, которые, как и на Р-60, обеспечивали спрямление воздушного потока перед аэродинамическими рулями.

Комплекс перьевых датчиков, дестабилизаторов и рулей образует характерную "елочку" на первом отсеке ракеты - ГСН. Аэродинамические рули с попарной аэродинамической связью задействуются размещенными в передней части второго отсека рулевыми машинами, за которыми располагаются блоки автопилота и активного радиовзрывателя. Третий отсек занимает твердотопливный газогенератор. Вырабатываемое им рабочее тело поступает на рулевые машины аэродинамических рулей и через проходящий через гаргрот газопровод - на расположенные в хвостовом отсеке ракеты рулевые машины интерцепторов и элеронов. Четвертый отсек представляет собой стержневую боевую часть, внутри которой размещается ПИМ. Радиус поражения боевой части составляет около 3,5 м. Пятый отсек - однорежимный твердотопливный ракетный двигатель. В хвостовом отсеке двигателя установлены рулевые машины привода элеронов и газодинамических интерцепторов.

Основные элементы ракеты, за исключением стального корпуса двигателя, выполнены из алюминиевых сплавов. Отсеки соединены штыковыми замками, за исключением концевых отсеков, имеющих фланцевые соединения. Полностью скомпонованная ракета поставляется в герметично закрытом деревянном упаковочном ящике. Подвеска ракеты на пусковое устройство П-72 или П-72Д (АПУ-73-1 или АПУ-73-1Д) производится посредством трех ярусов бугелей

В результате слияния двух коллективов разработчиков ракет "воздух-воздух", отработка К-73 завершалась в стенах ОКБ "Вымпел". Ракета была принята на вооружение как **Р-73** Постановлением от 22 июня 1984 г. Максимальная дальность пусков составила до 30 км в передней полусфере на большой высоте. В целом, летно-технические характеристики существенно превышали заданные, но при этом масса ракеты более чем в полтора раза превысила первоначально принятое значение.

За рубеж ракеты экспортировались в варианте К-73Э, при этом первые поставки были осуществлены в ГДР в 1988 г. За рубежом ракета обозначалась AA-11 Archer. Ракеты Р-73 в сочетании с наשלемыми прицельными устройствами "Щель-ЗУМ" позволяют достичь устойчивое превосходство в ближнем бою, что подтверждается, в частности, опытом совместных тренировок пилотов бывших стран Организации Варшавского договора (в том числе - ГДР) с латвийцами на лучших западных истребителях летчиками ВВС стран, традиционно входивших в НАТО.

В девяностые годы "Вымпел", в ходе ряда международных выставок, неоднократно демонстрировало различные направления совершенствования ракет типа Р-73. В частности,

были опубликованы снимки летных испытаний по осуществлению "обратного старта" ракеты для обороны ударных самолетов от атаки с задней полусферы.

Дальность стрельбы - 0,3 км - 20 км. Стартовая масса - 105 кг. Длина ракеты - 2,9 м. Максимальный диаметр корпуса - 0,17 м. Размах крыла - 0,51 м. Размах оперения - 0,38 м. Максимальная высота поражаемых целей - 20 км. Максимальная скорость поражаемой цели - 2500 км/ч. Масса БЧ - 7,4 кг. Максимальная перегрузка цели - 12. Комплексом вооружены истребители МиГ-29, Су-27/33 и их модификации.

Таблица внизу сравнивает характеристики ракет семейства Р-27

Параметры	Р-27Р/Т	Р-27ЭР/ЭТ
Год принятия на вооружение	1987	1990
Самолеты-носители / боекомплект	МиГ-29/4; МиГ-29СМТ/4; Су-27/4; Су-35/4; Су-34/4; Су-33/6	
Система управления вооружением	СУВ С-29; СУВ С-29М; СУВ С-27; СУВ С-27М	
Аэродинамическая схема	"Утка" с дестабилизаторами	
Масса, кг	253	354
Масса БЧ, кг	39	
Тип БЧ	Стержневая	
Диаметр корпуса, м	0,23	0,23/0,26
Длина, м	3,96	4,56
Размах оперения, м	0,77	0,8
Энерговооруженность Кгс / Кг	62	94
Тип РДТТ	Однорежимный	Двухрежимный
Целеуказание ГСН	Фиу = $\pm 50^\circ$ для РГСН; Фиу = $\pm 55^\circ$ для ИК ГСН	
Тип системы наведения	Инерциально-корректируемое наведение; самонаведение с захватом ПАРГС на траектории; ИГС, охлаждаемая азотом	
Метод наведения	Пропорциональное наведение	

Максимальная скорость цели, км/ч	3500	
Диапазон высот поражения цели, км	0,03 - 25	0,03 - 27
Максимальная дальность пуска в ППС / ЗПС, км	45/18	70/30
Минимальная дальность пуска в ЗПС, км	0,5	
Перегрузка перехватываемой цели	8	

Оружие класса воздух-поверхность

Оружие воздух-поверхность можно разделить на две категории: управляемое и неуправляемое. Управляемое оружие — это УР класса "воздух-поверхность" и управляемые авиационные бомбы (УАБ). Неуправляемое оружие — это свободнопадающие бомбы и неуправляемые авиационные ракеты (НАР).

Су-33 может применять только свободнопадающие бомбы и неуправляемые ракеты.

Свободнопадающие бомбы — это основное оружие ударной авиации, широко применяемое во всех крупных вооруженных конфликтах в последние 80 лет. Управляемое оружие, обладая высокой точностью, в тоже время является гораздо более дорогим средством поражения.

Точность обычных бомб невелика. Они падают по баллистическим траекториям, не имея возможности маневрировать. Для увеличения точности попадания самолет-носитель должен совершать полет по прямолинейной траектории. Даже незначительные отклонения по крену и тангажу приводят к снижению точности попадания. Также негативное влияние на точность оказывает ветер. Свободнопадающие бомбы невозможно применять в ситуациях, когда требуется высокая точность попадания в цель или нежелательны разрушения вокруг объекта атаки.

ДАЖЕ НЕБОЛЬШИЕ КОЛЕБАНИЯ НОСИТЕЛЯ В МОМЕНТ СБРОСА БОМБ ПРИВОДЯТ К ЗНАЧИТЕЛЬНОМУ СНИЖЕНИЮ ТОЧНОСТИ ПОПАДАНИЯ.

Максимальная дальность падения свободнопадающих бомб зависит от двух факторов: скорости и высоты полета носителя в момент отделения боеприпасов. При увеличении скорости и высоты полета увеличивается дальность бомбометания, но падает точность.

Масса обычных бомб лежит в диапазоне значений от 50 кг до, примерно, 1500 кг и выше, от величины массы бомб зависит их поражающее действие. В большинстве бомб общего назначения применяются унитарные боевые части. В кассетных же бомбах боевая часть состоит из множества суббоеприпасов, снаряженных взрывчатым веществом, которые разбрасываются на большой территории.

ДАЛЬНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ СВОБОДНОПАДАЮЩИХ БОМБ ЗАВИСИТ ОТ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НОСИТЕЛЯ В МОМЕНТ ОТДЕЛЕНИЯ БОЕПРИПАСОВ.

Неуправляемые авиационные ракеты широко применяются против слабо бронированной техники и живой силы противника. На точность НАР сильное влияние оказывают условия пуска. Небольшое отклонение траектории полета носителя при пуске НАР приводит к значительному отклонению ракет от цели. Ветер также оказывает влияние на точность. В основном, неуправляемые ракеты применяются массированно, в залпах. Большое количество НАР покрывает значительную площадь и обеспечивает поражение цели.

ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ВЕРОЯТНОСТИ ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛИ, НАР ПРИМЕНЯЮТСЯ В ЗАЛПАХ.

Свободнопадающие бомбы

Су-33 имеет ограниченные возможности по атаке наземных целей. Самолет может быть вооружен свободнопадающими бомбами и неуправляемыми ракетами, подвеска которых осуществляется вместо ракет "воздух-воздух".

Свободнопадающие бомбы не имеют никаких систем наведения и управления, падают по баллистической кривой, параметры которой зависят от скорости полета и угла наклона траектории самолета во время сброса.

ФАБ-100, ФАБ-250, ФАБ-500 – бомбы общего назначения

Семейство фугасных авиабомб различной мощности. Цифра в названии бомбы определяет калибр бомбы (приблизительный вес в кг). Эффективны против наземных объектов, техники, оборонительных сооружений, мостов и укреплений. Диапазон условий пуска: скорость 500-1000 км/ч.



Рисунок 84: Фугасная авиабомба ФАБ-500

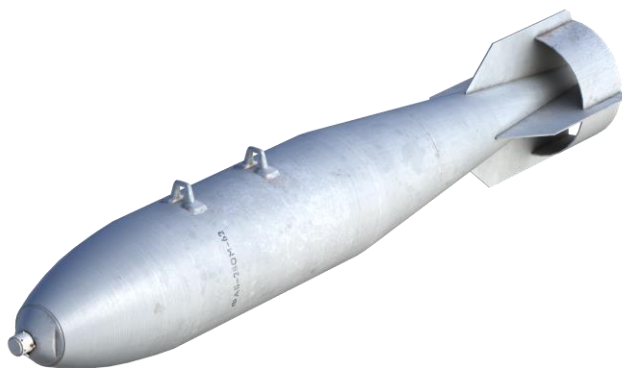


Рисунок 85: Фугасная авиабомба ФАБ-250

БетАБ-500ШП Бетонобойная авиабомба

Специальная бомба, эффективная против бетонных бункеров и бетонных ВПП. Имеет парашют и твердотопливный ускоритель. Сначала парашют замедляет движение бомбы, что дает самолету возможность покинуть зону поражения и ориентирует бомбу по нормали к земной поверхности. Затем начинает работать ускоритель, разгоняя бомбу до необходимой для проникновения в бетон скорости. В отличие от фугасных бомб, имеет мощный корпус с толстыми стенками, позволяющий бомбе пробивать толщу бетона без серьезной деформации до взрыва. Сбрасывается с высоты 150-1000 м на скорости от 550 до 1100 км/ч.



Рисунок 86: Бетонобойная авиабомбы БетАБ-500ШП

САБ-100 – осветительная авиабомба



Рисунок 87: Осветительная авиабомба САБ-100

Осветительная бомба калибром 100 килограмм используется для создания локального освещения в районе цели в темное время суток. Сброс происходит на высоте 1000-3000 метров, после чего из бомбы по очереди выбрасываются 7 осветительных элементов. Каждый элемент снабжен парашютом для замедления скорости падения. Время свечения элементов 1-5 минут.

РБК-250, РБК-500 – кластерные авиабомбы

РБК представляют собой тонкостенные авиационные бомбы, предназначенные для снаряжения мелкими осколочными, противотанковыми, зажигательными бомбами или авиационными противопехотными и противотанковыми минами. Кассеты имеют габариты фугасных авиабомб калибра 100-500 кг и обозначаются шифром, в котором отмечаются сокращенное название кассеты, ее калибр и тип снаряжения (например, РБК-250 АО-1 – осколочная авиационная

бомба весом 250 кг). Различные типы РБК отличаются друг от друга способом разбрасывания суббоеприпасов.



Рисунок 88: Разовая бомбовая кассета РБК-250

В головной части кассеты имеется стакан, в который вкладывается вышибной заряд из черного пороха и ввертывается дистанционный взрыватель. При сбрасывании РБК запускается в действие дистанционный взрыватель, который срабатывает через установленное время на траектории кассеты в воздухе и воспламеняет вышибной заряд. Давлением пороховых газов кассета разделяется на 2 части, бомбы выталкиваются из нее и падают самостоятельно. Точки разрыва бомб за счет их аэродинамического рассеивания распределяются на некоторой площади, называемой площадью накрытия. В зависимости от угла, который составляла при выталкивании бомб ось кассеты с линией горизонта, площадь накрытия ограничивается либо кругом, если угол равен 90° , либо эллипсом, если он меньше 90° . Размеры площади накрытия зависят от скорости кассеты и высоты раскрытия. Для увеличения площади накрытия РБК могут иметь специальные устройства для выброса бомб с определенной начальной скоростью и временным интервалом.

Есть несколько типов РБК, различающихся снаряжением.

РБК-250 АО-1 снаряжена 150 осколочными элементами. Длина РБК 2120 мм, диаметр 325 мм. Вес РБК 273 кг. Вес элементов 150 кг. Максимальная площадь поражения РБК - 4800 м².



Рисунок 89: Разовая бомбовая кассета РБК-500

РБК-500 АО-2,5РТМ снаряжена 108 элементами АО-2,5РТМ. Длина РБК 2500 мм, диаметр 450 мм. Вес РБК 504 кг. Вес элементов 270 кг. Вес одного элемента (бомбы) АО-2,5РТМ составляет 2,5 кг, длина 150 мм, диаметр 90 мм. Сброс кассет РБК-500 АО-2,5РТМ производится с самолетов, летящих со скоростью от 500 до 2300 км/ч на высотах от 300 м до 10 км.

КМГУ-2 – контейнер малогабаритных грузов унифицированный

Контейнеры мелких грузов КМГУ (КМГУ-2) предназначены для боевого применения авиабомб малых калибров, не имеющих подвесных ушков, и мин. Бомбы и мины укладываются в контейнер в специальных блоках - БКФ (блоках контейнерных для фронтовой авиации). КМГУ состоит из корпуса цилиндрической формы с передним и задним обтекателями и содержит 8 блоков БКФ с авиабомбами или минами, устанавливаемых в отсеки. Отсеки закрываются створками, управляемыми пневмосистемой.



Рисунок 90: Контейнер малогабаритных грузов унифицированный КМГУ-2

Электросистема КМГУ обеспечивает тактический сброс боеприпасов по блокам, серий с интервалами между блоками 0,005, 0,2, 1,0 и 1,5 с. На самолетах семейства Су-25 блоки БКФ обычно снаряжаются 12 осколочными авиабомбами АО-2,5РТ калибра 2,5 кг или 12 противотанковыми минами ПТМ-1 массой 1,6 кг или 156 фугасными минами ПФМ-1С массой 80 г. Контейнеры КМГУ (КМГУ-2) подвешиваются по одному на универсальные балочные держатели типа БДЗ-У. Бомбометание производится на высотах 50-150 м и со скоростью 500-900 км/ч. Разрешение на сброс регулируется показаниями приборов.

Неуправляемые авиационные ракеты (НАР)

Несмотря на существование высокоточного оружия, неуправляемые ракеты остаются распространенным оружием "воздух-поверхность", объединяя эффективность и простоту использования с небольшой стоимостью. Неуправляемая ракета имеет сравнительно простую конструкцию, состоит из взрывателя, боевой части, далее следует корпус ракеты с двигателем и стабилизаторы. Неуправляемые ракеты обычно располагаются в специальных контейнерах или пусковых трубах. Двигатель ракеты начинает работать в момент запуска. Благодаря тяге двигателя, который обычно работает от 0,7 до 1,1 с. в зависимости от типа ракеты, она ускоряется до 2100-2800 км/ч. После окончания работы двигателя ракета, подобно снаряду, движется по баллистической траектории. Для обеспечения устойчивого полета ракета имеет раскладывающийся стабилизатор, расположенный в хвостовой части. Некоторые типы ракет дополнительно стабилизируются вращением вокруг продольной оси. В зависимости от боевых задач, самолет может снаряжаться неуправляемыми ракетами разных калибров (от 57 мм до 370 мм) с различными боевыми частями. Взрыватель может срабатывать от удара или на определенном расстоянии от земли для увеличения площади поражения осколками.

Точность попадания зависит от эффективной дальности, которая зависит от типа и калибра неуправляемой ракеты. Так как ракета летит без какого-либо управления, ее точность уменьшается при увеличении расстояния до цели. Каждый тип неуправляемой ракеты имеет

возможную зону пуска, ограниченную эффективной зоной поражения и безопасным расстоянием. Безопасная дальность зависит от типа боевой части, веса и предохраняет самолет, с которого происходит пуск, от повреждения осколками после взрыва. НАР обычно применяются на скорости 600-1000 км/ч при пикировании под углом 10-30 гр. Маневрируя самолетом, пилот должен установить прицельную марку на цель и произвести пуск.

НАР С-8

Неуправляемая ракета среднего калибра (80 мм). Располагается в специальной кассете Б-8, вмещающей 20 ракет. Для улучшения точностных характеристик 6 перьев стабилизатора при выходе ракеты из трубы принудительно раскрывались газовым поршнем под действием отбираемых из камеры сгорания твердотопливного двигателя пороховых газов. В раскрытом положении перья фиксировались. В сложенном положении узел стабилизатора был уложен между шестью соплами твердотопливного двигателя ракеты и закрыт стаканом, срывающемся при пуске. Для быстрого разгона и раскрутки тяжелой ракеты С-8 тяга твердотопливного двигателя по сравнению с двигателем ракеты С-5 увеличена, а время его работы сокращено до 0,69 с. Рассеяние С-8 в полете и круговое вероятное отклонение составляло 0,3 % дальности, а дистанция эффективного пуска - 2000 м.



Рисунок 91: Блок НАР Б-8М1

Существует специальная модификация ракеты С-8ЦМ (целеуказательная маркерная) снаряженная специальным составом для целеуказания путем постановки сигнального дыма в районе цели. Благодаря этому другие самолеты ударной группы получали возможность издалека обнаруживать район цели и ориентироваться в обстановке.

НАР С-13

132 мм неуправляемая ракета, расположена в кассете Б-13, вмещающей 5 ракет. Предназначена для борьбы с укрепленными объектами и прочными сооружениями (дотами, укрытиями, аэродромными капонирами и взлетно-посадочными полосами) на вооружение ВВС России были приняты крупнокалиберные неуправляемые авиационные ракеты блочного пуска 013 калибром 122 мм. Сохранив основные конструктивные решения С-8 (размещение перьев стабилизатора в сложенном положении между сопел твердотопливного двигателя, их принудительное раскрытие и фиксация), С-13 имели улучшенную баллистику и точность.



Рисунок 92: Блок НАР УБ-13

Эти ракеты могут иметь боевые части разных типов. Может проникать на 3 м в землю или пробивать 1 м бетонных сооружений. Эффективная дальность 3000 м. С-13Т, один из вариантов С-13, двухступенчатая ракета, которая детонирует внутри цели после проникновения (до 6 м земной поверхности и 2 м бетона). При попадании в ВПП повреждает область площадью 20 кв. м.

Осколочно-фугасная боевая часть С-130Ф создает 450 осколков, весом 25-35 г каждый, эффективна против легко бронированных целей.

Все типы ракет С-13 рассчитаны на боевое применение с самолета при скорости 600-1200 км/ч.

Пуск ракет типа С-13 производится из 5-зарядного блока Б-13Л. Длина блока 3558 мм, диаметр 410 мм. Вес пустого блока 160 кг.

Ракетами типа С-13 оснащены самолеты Су-17М4, Су-24, Су-25, Су-27/33, МиГ-23, МиГ-27 и вертолеты Ми-8, Ми-24, Ми-28 и Ка-50.

НАР С-25

Тяжелая неуправляемая ракета С-25 выпускалась в двух вариантах: с осколочной боевой частью С-25-0 и фугасной боевой частью С-25-Ф.

Ракета С-25-Ф имеет калибр 340 мм и полную длину 3310 мм. Стартовый вес 480 кг. Фугасная боевая часть весом 190 кг содержит 27 кг взрывчатого вещества и оснащена контактным взрывателем, имеющим несколько степеней замедления.



Рисунок 93: НАР С-25

Ракета С-25-0 при том же калибре имела полную длину 3307 мм и стартовый вес 381 кг. Боевая часть весом 150 кг оснащается радиовзрывателем, обеспечивающим взрыв боевой части на высоте от 5 до 20 м от грунта в зависимости от предварительной установки взрывателя. При взрыве образуется до 10 тыс. осколков.



Рисунок 94: НАР С-25 в пусковом контейнере

При размещении в контейнере 4 пера стабилизатора ракеты С-25 уложены между четырех сопел, имеющих скос для придания ракете вращения. Твердотопливный двигатель ракеты С-25 имеет цельный заряд весом 97 кг из высококалорийного смесового топлива. Между соплами двигателя установлен трассер, служащий для наблюдения и фотоконтроля полета ракеты.

Прицельная дальность пуска С-25 составляет 4000 м. В конце 1973 г. было решено разработать на базе неуправляемой авиационной ракеты С-25-Ф корректируемую ракету С-25Л с лазерной головкой самонаведения 2Н1, а также энергоблоком с силовым приводом и рулями. Для ее пуска создано 1-зарядное устройство ПУ-0-25-Л.

Спецификация неуправляемых ракет представлена в таблице ниже:

НАР	Эффективная дальность	Масса, кг	Тип боевой части
С-80ФП	2,2	15,2	Осколочно-фугасная
С-8ЦМ	2,2	15	Дымовая (целеуказательная)
С-13-ОФ	2,5	68/67	Осколочно-фугасная
С-24Б	2	235	Осколочно-фугасная
С-25-ОФ	4	480	Осколочно-фугасная

РАДИОСООБЩЕНИЯ И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ



РАДИОСООБЩЕНИЯ И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ

Когда воздушные бои только начали появляться, связь между летчиками представлялась весьма затруднительной, а подчас и невозможной. В отсутствие радиосвязи, летчикам приходилось, в основном, изъясняться с помощью знаков, подаваемых руками. Согласованные действия между летчиками, особенно во время ближнего воздушного боя, были практически невозможны.

Хотя современная электроника намного увеличила возможности связи, коммуникация по-прежнему имеет ряд досадных ограничений: десятки, если не сотни, участников сражений, используют заданную радиочастоту, и когда все эти люди пытаются одновременно переговариваться в пылу сражения, то переговоры становятся путанными, обрывочными и непонятными. Поэтому летчики стараются соблюдать строгую радиодисциплину, строя сообщения по общему принципу: **позывные, команда, описание**. "Позывные" указывают для кого предназначено сообщение, и от кого оно исходит, "команда" содержит краткие инструкции для получателя сообщения, а в "описании" указывается дополнительная информация. Например:

Чевы 22, Чевы 21, круто вправо, воздушные цели ниже, 4 часа

Это сообщение отправил самолет № 1 из звена Чевы, и оно предназначено ведомому № 2 из звена Чевы. Чевы 21 приказал Чевы 22 выполнить крутой поворот вправо. Описательная часть сообщения объясняет почему: т.к. воздушные цели находятся ниже его самолета в направлении справа и чуть позади.

Радиосообщения должны быть короткими и понятными

В игре используется три вида радиокommunikации:

- Радиокomанды, которые игрок посылает другим самолетам.
- Радиосообщения, поступающие игроку с других самолетов, от оператора наземной системы слежения и т.д.
- Речевые сообщения и предупреждения от своего самолета игроку

Радиокomанды

Следующая таблица описывает виды сообщений и радиокomанд в игре. В зависимости от типа сообщения может потребоваться от двух до трех последовательных нажатий клавиш для выбора требуемого сообщения. Есть также клавиши быстрого вызова, позволяющие послать сложное сообщение одним нажатием клавиши.

- Получатель сообщения – эта колонка указывает, кому предназначено сообщение, это может быть: звено, отдельный ведомый, РП (руководитель полетов), наземный персонал.

- Команда – указывает тип сообщения ("Атаковать", "Запрос на взлет...", и т.д.)

Подкоманда – в некоторых случаях подкоманда уточняет конкретный вид команды (например, "Атакуй мою цель" или "Боевой порядок фронт").

Как показано в таблице ниже, в зависимости от вида команды, требуется два или три нажатия клавиши для составления нужного сообщения. Например, чтобы приказать ведомому № 3 атаковать цель игрока, нажмите F3, F1, F1.

Радиокоманды игрока

Получатель сообщения	Команда	Подкоманда	Описание команды	Ответ на команду
Звено или ведомый	Атакуй...	Мою цель	Игрок приказывает ведомому атаковать захваченную им с помощью РЛС, ОЛС или в падлок цель. Уничтожив цель, ведомый вернется на свое место в боевом порядке.	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает "[X] Принял ", "[X] Понял ", или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю ", или "[X] Не имею возможности ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
		Моего врага	Игрок приказывает ведомому атаковать самолет противника, атакующий игрока.	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает "[X] Принял ", "[X] Понял ", или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю ", или "[X] Не имею возможности ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.

		<p>Воздушные цели</p>	<p>Игрок приказывает ведомому покинуть боевой порядок и атаковать воздушные цели, находящиеся в пределах зон обнаружения прицельных систем. Уничтожив цели, ведомый вернется на свое место в боевом порядке.</p>	<p>Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Работаю по воздушной цели", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю", или "[X] Не имею возможности", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.</p>
		<p>Средства ПВО</p>	<p>Игрок приказывает ведомому покинуть боевой порядок и атаковать обнаруженные средства ПВО противника. Уничтожив цель, ведомый вернется на свое место в боевом порядке.</p>	<p>Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Работаю по средствам ПВО", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю", или "[X] Не имею возможности", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.</p>

		<p>Наземные цели</p>	<p>Игрок приказывает ведомому покинуть боевой порядок и атаковать обнаруженные надводные цели в пределах зон обнаружения прицельных систем. Уничтожив цели, ведомый вернется на свое место в боевом порядке.</p>	<p>Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Атакую корабль", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю" или "[X] Не имею возможности", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.</p>
		<p>Морские цели</p>	<p>Игрок приказывает ведомому покинуть боевой порядок и атаковать обнаруженные надводные цели в пределах зон обнаружения прицельных систем. Уничтожив цели, ведомый вернется на свое место в боевом порядке.</p>	<p>Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Атакую корабль", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю" или "[X] Не имею возможности", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.</p>

		<p>Цель и в строй</p>	<p>Игрок приказывает ведомому покинуть боевой порядок и выполнить плановое задание самостоятельно, в соответствии с указанными в миссии целевыми зонами и приоритетами, после чего вернуться в боевой порядок.</p>	<p>Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Принял", "[X] Понял", или: "[X] Подтверждаю", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю", или: "[X] Не имею возможности", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.</p>
		<p>Цель и в возврат</p>	<p>Игрок приказывает ведомому покинуть боевой порядок и выполнить плановое задание самостоятельно, в соответствии с указанными в миссии целевыми зонами и приоритетами и вернуться на аэродром.</p>	<p>Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Принял", "[X] Понял" или "[X] Подтверждаю", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю" или "[X] Не имею возможности", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.</p>

Звено или ведомый	Следуй...	На базу	Ведомый покинет боевой порядок и направится к запланированному аэродрому для посадки. Если аэродром для посадки не запланирован, ведомый попытается приземлиться на ближайший аэродром своей коалиции.	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Принял ", "[X] Понял " или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю " или "[X] Не имею возможности ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
		По маршруту	Ведомый покинет боевой порядок и проследует по маршруту самостоятельно в соответствии с планом миссии.	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Принял ", "[X] Понял " или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю ", или "[X] Не имею возможности ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.

		Занять позицию	Ведомый покинет боевой порядок и будет летать над текущим пунктом маршрута.	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Принял ", "[X] Понял " или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю ", или "[X] Не имею возможности ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
Звено или ведомый	Радар...	Включить	Игрок приказывает ведомому включить РЛС.	Ведомый сообщает: "[X] Включил излучение ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
		Выключить	Игрок приказывает ведомому выключить РЛС.	Ведомый сообщает: "[X] Отключил излучение ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
Звено или ведомый	РЭБ...	Включить	Игрок приказывает ведомому включить станцию постановки помех.	Ведомый сообщает: "[X] Станция РЭБ включена ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
		Выключить	Игрок приказывает ведомому выключить станцию постановки помех.	"[X] Станция РЭБ выключена ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.

Звено или ведомый	Дымы	Включить	Игрок приказывает ведомому включить дымогенераторы.	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Принял ", "[X] Понял " или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю " или "[X] Не имею возможности ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
		Выключить	Игрок приказывает ведомому выключить дымогенераторы.	Ведомый выключает дымы и сообщает: "[X] Принял ", "[X] Понял ", или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
Звено или ведомый	Прикрой меня		Игрок приказывает ведомому атаковать ближайший самолет, представляющий угрозу для игрока.	Ведомый сообщает: "[X] Принял ", "[X] Понял ", или "[X] Подтверждаю ", где [X] это номер ведомого в боевом порядке.
Звено или ведомый	Сброс подвесок		Игрок приказывает ведомому сбросить подвески.	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Принял ", "[X] Понял ", или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю ", или "[X] Не имею возможности ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.

Звено	Построение	Возврат в строй	Самолеты звена прекратят выполнять текущую задачу и вернуться в боевой порядок группы.	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Понял, занимаю строй ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю ", или "[X] Не имею возможности ", где [X] это номер ведомого в боевом порядке.
		Фронт	Самолеты звена займут свои позиции в боевом порядке "Фронт"	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: "[X] Принял ", "[X] Понял ", или "[X] Подтверждаю ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке. Если ведомый не может выполнить команду, он ответит: "[X] Не подтверждаю " или "[X] Не имею возможности ", где [X] - это номер ведомого в боевом порядке.
		Колонна	Самолет игрока – лидер звена, второй самолет звена находится позади него на расстоянии около 0,8 км. Третий самолет звена находится позади второго на расстоянии около 0,8 км. Четвертый самолет звена находится позади третьего на расстоянии около 0,8 км.	
		Пеленг	Стандартный боевой порядок.	
		Сомкнутый	Игрок приказывает ведомым сомкнуть строй - уменьшить расстояние между самолетами.	
		Разомкнутый	Игрок приказывает ведомым разомкнуть строй – увеличить расстояние между самолетами.	

ДРЛО	Позывной ДРЛО	Курс на ближайшую цель	Игрок запрашивает курс, дистанцию и высоту полета до ближайшего ЛА противника.	Если противник находится в пределах зон наблюдения самолета ДРЛО или КП, то следует сообщение: " [А], [В], азимут на цель [Х][Х] удаление [У][У][У], [С], [D] " где (А) - это позывные игрока, [В] - это "Overlord" или "ДРЛО" в зависимости от того, какой самолет пилотирует игрок – американский или российский, [Х][Х] – азимут на противника (в градусах), [У][У][У] – расстояние до цели, выраженное в километрах, если пилотируется российский самолет и в милях - если американский, [С] - превышение (низковысотная, средневысотная, высотная), [D] - аспект (сближаетесь, расходитесь, дистанция не меняется).
------	---------------	------------------------	--	---

		Курс на точку	Игрок запрашивает курс и расстояние до ближайшего своего аэродрома.	"[A], [B], Азимут на точку [X][X], удаление [Y][Y][Y]", где [A] - это позывные игрока, [B] - это "Overlord" или "ДРЛО" в зависимости от того, какой самолет пилотирует игрок – американский или российский [X][X] – направление на аэродром (в градусах), [Y][Y][Y] - расстояние до аэродрома в километрах, если пилотируется российский самолет, и в милях, если американский.
--	--	---------------	---	---

		Курс на заправщик	Игрок запрашивает курс и расстояние до ближайшего самолета-топливозаправщика.	<p>"[A], [B], азимут на заправщик [X][X] удаление [Y][Y][Y]", где [A] - это позывные игрока, [B] - это "Overlord" или "ДРЛО" в зависимости от того, какой самолет пилотирует игрок – американский или российский, [X][X] – направление на топливозаправщик (в градусах), [Y][Y][Y] – расстояние до топливозаправщика, выраженное в километрах, если пилотируется российский самолет и в милях - если американский. Если в воздухе нет ни одного топливозаправщика, следует сообщение: "[A], [B], самолет-заправщик не подтверждаю", где (a) это позывные игрока, [B] это "Overlord" или "ДРЛО" в зависимости от того, какой самолет пилотирует игрок – американский или российский.</p>
--	--	-------------------	---	---

		<p>Запрос боевой обстановки</p>	<p>Игрок запрашивает курс, дистанцию, высоту полета и аспект всех ЛА противника в пределах зон обнаружения прицельных систем.</p>	<p>Если противник находится в пределах зон наблюдения самолета ДРЛО или КП, то следует сообщение: "[А], [В], азимут на цель [Х][Х] удаление [Y][Y][Y], [С], [D]" где (А) - это позывные игрока, [В] - это "Overlord" или "ДРЛО" в зависимости от того, какой самолет пилотирует игрок – американский или российский, [Х][Х] – азимут на противника (в градусах), [Y][Y][Y] – расстояние до цели, выраженное в километрах, если пилотируется российский самолет и в милях - если американский, [С] - превышение (низковисотная, средневисотная, висотная), [D] - аспект (сближается, расходитесь, дистанция не меняется). Если самолеты ДРЛО или КП не сопровождают никакие цели, то последует ответ: "[А], [В], Целей не наблюдаю", где [А] - это позывные игрока, [В] - это "Overlord" или "ДРЛО"</p>
--	--	---------------------------------	---	--

				в зависимости от того, какой самолет пилотирует игрок – американский или российский.
РП	Позывные аэродрома	Запрос на руление	Игрок запрашивает разрешение вырулить на ВПП.	От РП следует ответ: "[А], [В], разрешаю руление на полосу [Х][Х] ", где [А] это позывной игрока, [В] - позывной РП, [Х][Х] - номер полосы.
		Запрос на взлет	Игрок запрашивает разрешение на взлет.	Если ВПП свободна, то от РП следует ответ: "[А], [В], взлет по готовности ", где [А] это позывной игрока, [В] - позывной РП.
		Запрос на посадку	Игрок запрашивает разрешение на посадку на ближайшей дружественной авиабазе.	"[А], [В], Посадку разрешаю, посадочный [С][С] ", где [А] это позывной игрока, [В] - позывной РП, и [С][С] - посадочный курс.
Наземный обслуживающий персонал (НОП)		Подвеска вооружения	Игрок запрашивает НОП о подвеске выбранного набора оружия.	НОП отвечает: " Принял ". После подвески оружия НОП сообщает: " Командир, оружие подвешено "
		Заправка топливом	Игрок запрашивает НОП о заправке топливом.	
		Ремонт	Игрок запрашивает НОП о ремонте.	Полный ремонт закончен в течение 3 минут.
Другие	Другие сообщения указываются автором миссии через событие-триггер.			

Радиосообщения

В процессе игры объекты ИИ будут посылать радиосообщения игроку. Во время боевого вылета ведомые будут сообщать о своих действиях и предупреждать об обнаруженных угрозах, руководитель полетов будет давать информацию, касающуюся взлетно-посадочных операций.

- Инициатор сообщения – указывает, кто посылает сообщение – ведомый, ДРЛО, РП и т.д.
- Событие – ситуация, в которой генерируется сообщение.
- Радиосообщение – текст радиосообщения, которое слышит игрок.

Радиосообщения

Инициатор сообщения	Событие	Радиосообщение
Ведомый	Начинает разбег.	"[X], начал движение", где [X] - номер ведомого.
	Убрал шасси.	"[X], шасси убрал", где [X] - номер ведомого.
	Был поражен объектами противника.	"[X] в меня попали", или "[X] имею повреждения", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, имею повреждения"
	Готов к катапультированию.	"[X] катапультируюсь", или "[X] прыгаю", где [X] - номер ведомого. Например: "Третий, прыгаю"
	Возвращается на базу после получения повреждений.	"[X] возврат", или "[X] иду на точку", где [X] - номер ведомого. Например: "Четвертый, иду на точку"
	Произвел пуск ракеты класса "воздух-воздух".	"Пуск ракеты [X]", где [X] - номер ведомого. Например: "Пуск ракеты, второй"
	Ведет стрельбу из пушки.	"Веду стрельбу [X]", где [X] - номер ведомого. Например: "Веду стрельбу, третий"
	Наблюдает облучение РЛС противника.	"[X], облучение, [Y] час", где [X] - номер ведомого и [Y] - направление на источник излучения по циферблату часов. Например: "Второй, облучение, три часа"
	Наблюдает облучение радаром ПВО противника.	"[X] облучение с земли, [Y] час", где [X] - номер ведомого и [Y] - направление на источник излучения по циферблату часов. Например: "Второй, облучение с земли, три часа"
По ведомому был произведен пуск ракеты класса земля-воздух.	"[X] пуск ЗРК, [Y] час", где [X] - номер ведомого и [Y] - направление на ракету по циферблату часов. Например: "Второй, пуск ЗРК, три часа"	

По ведомому был произведен пуск ракеты класса "воздух-воздух".	"[X] пуск ЗРК, [Y] час", где [X] - номер ведомого и [Y] - направление на ракету по циферблату часов. Например: "Второй, пуск ЗРК, три часа"
Визуально наблюдает ЛА противника.	"[X] вижу цель, [Y] час", где [X] - номер ведомого и [Y] - направление на противника по циферблату часов. Например: "Второй, вижу цель, три часа"
Выполняет оборонительный маневр.	"[X] выполняю оборонительный маневр", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, выполняю оборонительный маневр"
Поразил ЛА противника.	"[X] цель поражена", "[X] цель уничтожена", или "[X] Попал! Попал!", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, цель уничтожена"
Поразил наземный объект или корабль противника.	"[X] объект поражен", или "[X] есть попадание", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, объект поражен"
Наблюдает на радаре ЛА противника и запрашивает разрешение на атаку.	"[X] разрешите атаковать", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, разрешите атаковать"
Произвел сброс бомб.	"[X] сброс", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, сброс"
Произвел пуск ракеты класса воздух-земля.	"[X] пуск ракеты", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, пуск ракеты"
Произвел пуск НАР.	"[X] отработал НАРами", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, отработал НАРами"
Начинает атаку цели в запланированной точке.	"[X] на боевом" или "[X] начинаю работу", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, начинаю работу"
Наблюдает появление на радаре новой цели.	"[A] обнаружил цель, азимут [X][X] удаление [Y][Y][Y]", где [A] номер ведомого, [X][X] азимут на цель в градусах и [Y][Y] удаление до цели в милях, если самолет США, и в километрах для самолетов России. Например: "Третий, обнаружил цель, азимут один восемь удаление ноль пять ноль"
Остается запас топлива только для возвращения на базу.	"[X] рубеж возврата", где [X] - номер ведомого. Например: "Второй, рубеж возврата"
Закончился боезапас.	"[X] боекомплект израсходовал", где [X] - номер ведомого.

	Наблюдает, что ЛА противника находится сзади.	"Сзади!"
	Наблюдает, что самолет игрока поражен.	"Первый, катапультируйся!"
Руководитель полетов (РП)	Самолет игрока сел на полосу и закончил пробег.	"[X], рулите на стоянку" , где [X] - позывной самолета. Например: "Ястреб один один, рулите на стоянку"
	Самолет игрока достиг точки входа в глиссаду, был передан под управление КП. Полоса свободна.	"[X], выполняйте заход, посадочный [Y][Y]" , где [X] - позывной самолета [Y] - посадочный курс полосы. Например: "Ястреб один один, выполняйте заход, посадочный девять ноль"
	Самолет игрока достиг точки входа в глиссаду, был передан под управление КП. Полоса занята.	"[X], выполняйте уход" , где [X] - позывной самолета. Например: "Сокол один один, выполняйте уход."

Сообщения речевого информатора

Использование современных технологий значительно расширило боевые возможности летательных аппаратов. Современные самолеты обладают встроенными средствами диагностики состояния различных систем и узлов летательного аппарата, средствами информирования летчика о неисправностях бортовых систем и о приближении критических режимов полета. До того, как женщины стали боевыми пилотами, разработчики самолетов решили, что женский голос будет резко выделяться на фоне мужских голосов, наводнивших радиозфир.

- Причина сообщения – Причина вызывающая соответствующее сообщение речевого информатора.
- Сообщение – Фраза, генерируемая речевым информатором

Сообщения речевого информатора

Причина сообщения	Сообщение
Пожар в правом двигателе	"Пожар в правом двигателе"
Пожар в левом двигателе	"Пожар в левом двигателе"
Элементы системы управления полетом были выведены из строя или получили повреждения	"Проверь управление полетом"
Шасси остались в выпущенном положении на скорости более 470 км/ч	"Убери шасси"
Самолет находится на посадочной глиссиде с убранными шасси	"Выпусти шасси"
Остаток топлива позволяет долететь только до ближайшего своего аэродрома	"Аварийный остаток топлива"
Остаток топлива 1500 литров	"Остаток 1500 килограмм"
Остаток топлива 800 литров	" Остаток 800 килограмм "
Остаток топлива 500 литров	" Остаток 500 килограмм "
САУ не функционирует	"Отказ САУ"
Повреждена инерциальная система	" Отказ ИНС"
Станция постановки помех не функционирует	"Отказ СПП"
Отказ гидросистемы	" Отказ гидросистемы"
Отказ системы предупреждения о пуске ракет	" Отказ СППР"
Не функционирует оборудование в кабине	"Отказ оборудования"
Не функционирует ОЛС	" Отказ ОЛС"
Не функционирует РЛПК	" Отказ РЛС"
Командный пилотажный прибор не работает	"Отказ КПП"
Повреждены системы, не относящиеся с системе управления вооружением и системам управления полетом	"Внимание"
Самолет достиг или превысил предельно допустимое значение угла атаки	"Предельный угол атаки, предельная перегрузка"
Самолет достиг или превысил предельное значение перегрузки	"Предельная вертикальная перегрузка"
Самолет достиг или превысил предельно допустимую скорость	"Предельная скорость"

Предупреждения речевого информатора при включенном игровом режиме радиоассистент

Режим включается в настройках игры в разделе геймплей.

Причина предупреждения	Сообщение
Впереди внизу, на расстоянии 15 км или ближе, обнаружена ракета противника, летящая в направлении самолета игрока	"Ракета впереди ниже"
Впереди сверху, на расстоянии 15 км или ближе, обнаружена ракета противника, летящая в направлении самолета игрока	"Ракета впереди выше"
Сзади внизу, на расстоянии 15 км или ближе, обнаружена ракета противника, летящая в направлении самолета игрока	"Ракета сзади ниже"
Сзади сверху, на расстоянии 15 км или ближе, обнаружена ракета противника, летящая в направлении самолета игрока	"Ракета сзади выше"
Справа внизу, на расстоянии 15 км или ближе, обнаружена ракета противника, летящая в направлении самолета игрока	"Ракета справа ниже"
Справа сверху, на расстоянии 15 км или ближе, обнаружена ракета противника, летящая в направлении самолета игрока	"Ракета справа выше"
Слева внизу, на расстоянии 15 км или ближе, обнаружена ракета противника, летящая в направлении самолета игрока	"Ракета слева ниже"
Слева сверху, на расстоянии 15 км или ближе, обнаружена ракета противника, летящая в направлении самолета игрока	"Ракета слева выше"

ПРОЦЕДУРЫ



ПРОЦЕДУРЫ

Силовая установка на самолете Cy-33 представлена двумя двигателями АЛ-31Ф, у каждого из которых имеется собственный турбостартер ГТДЭ-117. Вследствие этого возможен как раздельный, так и одновременный запуск двигателей.

Запуск двигателя на земле

Для запуска двигателя на земле необходимо:

- Включить питание клавишей [RShift – L]
- Поставить РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ
- Нажать [RAIt + Home] для запуска левого и [RCtrl + Home] для запуска правого двигателя.

После этого открываются створки ГТДЭ, срабатывает концевой выключатель створок и включает в работу Автомата Пуска Двигателя (АПД). По команде АПД открывается доступ топлива в турбостартер, в кабине включается табло **ЗАПУСК**.

АПД включает электростартер, агрегат зажигания турбостартера (АЗТС) и кислородную подпитку турбостартера. Через 10с уже произойдет запуск турбостартера, поэтому АПД отключает эти агрегаты и одновременно включает агрегат зажигания основной камеры (АЗОК), вступают в работу свечи пусковых устройств. Турбостартер раскручивает ротор двигателя, насос-регулятор контролирует расход топлива в основную камеру. Происходит розжиг основной камеры, вступает в работу турбина и совместно с турбостартером раскручивает ротор двигателя. При оборотах двигателя 35% отключается АЗОК. При оборотах 53% или на 50 секунде отключается из работы турбостартер и АПД, что можно проконтролировать по погасанию табло **ЗАПУСК**. Двигатель далее автоматически выходит на режим МАЛЫЙ ГАЗ.

Останов двигателя

Останов двигателя производится перемещением РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ и нажатием клавиш [RAIt + End] (для левого двигателя) и [RCtrl + End] (для правого).

Автоматический запуск в полете

Производится постановкой РУД из положения СТОП в любое бесфорсажное положение (только при убранных шасси). При этом микровыключатель, связанный с РУД, включает в работу АПД, который на 20 секунд включает в работу следующие агрегаты: агрегат зажигания основной камеры, насос подкачки, кислородную подпитку двигателя и табло **ЗАПУСК**.

Необходимость использования ГТДЭ отпадает за счет авторотации.

Таким образом для запуска двигателя в полете необходимо (предварительно перевести РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ и далее поставить его на упор СТОП клавишами [RAIt + End] (левый) и [RCtrl + End]) снять РУД с положения СТОП командой [RAIt + Home] (левый) и [RCtrl + Home] (правый).

Некоторые особенности Су-33

Посадочный гаки можно выпустить с помощью переключателя шасси **[LAIt + G]**. Для выпуска гака используется гидросистема шасси.

Топливозаправочная штанга в полете убирается в течение 2 минут после команды **[LCtrl + R]**, в это время система очищается от топлива.

Заправочные фары **[LAIt + R]** помогают производить заправку топливом в воздухе в ночное время.

Пожалуйста, не используйте защитные экраны на воздухозаборниках **[LAIt + I]** для взлета с палубы, поскольку они снижают эффективность двигателя на 12%.

Чтобы увеличить первоначальную тягу самолета, для обеспечения короткого взлета с летной палубы и безопасный проход в случае неудачной попытки посадки, двигатели серии АЛ-31Ф серии 3 оснащены особым режимом работы. Данный режим позволяет кратковременно увеличить тягу двигателей до 12800 кгс.

Этот режим имеет ограничение работы не более 10 минут.

- Включите особый режим – РУД в режим форсаж, дождитесь выхода двигателей на форсажный режим, затем нажмите **[LShift + E]**.
- Отключите особый режим - установите РУД в положение Максимал.

Примечание. Этот особый режим может быть задействован только в режиме Форсаж.

Указатель специального режима расположен в центральном блоке уведомлений.



Рисунок 95: Индикаторы форсажа и особого режима двигателей

Дозаправка в воздухе

Заправка производится на высотах от 2000 до 9000 метров и приборных скоростях 500...570 км/ч.

Для выполнения заправки в полете необходимо выйти в район заправки с использованием аппаратуры РСБН (не реализовано в данном модуле) в режиме ВСТРЕЧА при наличии двухсторонней радиосвязи с самолетом-заправщиком.

Для выполнения дозаправки необходимо связаться с самолетом танкером через радиоменю Tanker – “Intent to refuel”. Если танкер готов к передаче топлива он сообщает “proceed to pre-contact”.

После получения сообщения с самолета-заправщика о готовности к заправке, экипажуправляемого самолета необходимо:

- Занять исходное положение относительно самолета-заправщика на дистанции 250...100 м с принижением и интервалом 15...20 м.
- Выпустить заправочную штангу [LCTRL-R] (после выпуска штанги, загорится табло ШТАНГА ВЫПУСК).
- Включить выключатель СДУ ЗАПРАВКА, для переключения закона управления самолетом – по положению. [RCTRL-R]
- Включить фары дозаправки [LALT-R], при полете ночью. При этом включается подсветка штанги и зоны заправки).

После выпуска штанги и стабилизации самолета за танкером послать запрос танкеру “Ready to pre-contact”. Если все условия выполнены танкер сообщает “Cleared contact” и выпускает шланг с конусом.

При появлении на агрегате заправки УПАЗ зеленого мигающего и красного постоянного огня, выполнить сближение с конусом на дистанции 10...15 м с интервалом 1...0,5 м справа, с принижением 3...6 м относительно конуса. Зафиксировать самолет в этом положении 20...30с после чего произвести контактирование.

После стыковки с конусом танкер сообщает “Contact” и “You are taking fuel”. Перекачка топлива начинается автоматически.

После контактирования и загорания табло ЗАПРАВКА полет в строе заправки поднять, при выдерживании дистанции между самолетами, соответствующей ЗЕЛеной лампе и принижению 3...6 м относительно УПАЗ.

В процессе перекачки топлива необходимо следить за световой сигнализацией на агрегате заправки.



Рисунок 96: Световая сигнализация на агрегате заправки

Световая сигнализация состоит из трех ламп желтого, зеленого и красного цветов. Цвет сигнализирует о длине выпущенного шланга, то есть о дистанции от заправочного конуса до агрегата заправки.

Схема разметки шланга УПАЗ и световая сигнализация

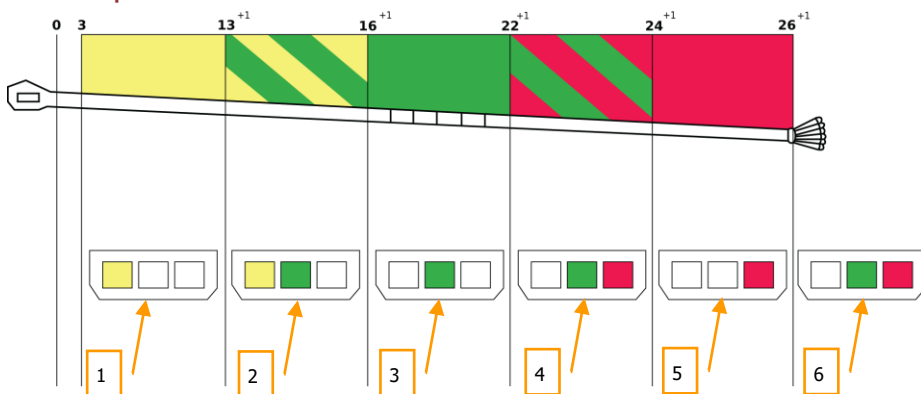


Рисунок 97: Схема разметки шланга УПАЗ и световая сигнализация

1. Желтый – дистанция от конуса до агрегата от 3 до 13 метров.
2. Желтый и зеленый - дистанция от конуса до агрегата от 13 до 16 метров.
3. Зеленый - дистанция от конуса до агрегата от 16 до 22 метров.
4. Зеленый и красный - дистанция от конуса до агрегата от 22 до 24 метров.
5. Красный - дистанция от конуса до агрегата от 24 до 26 метров.
6. При выпуске шланга на рабочую длину и при разрешении на стыковку мигает зеленый огонь при постоянно горящем красном.

Оптимальная дистанция, которую следует выдерживать - от 16 до 22 метров, когда горит зеленый огонь.

Особые режимы сигнализации

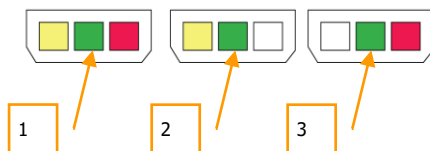


Рисунок 98: Особые режимы сигнализации

1. Мигают все огни - прекращение дозаправки и расцеп.
2. Мигает желтый огонь – скорость сближения более 0,4 м/с.
3. Мигает красный огонь – скорость отставания более 0,4 м/с.

Относительная скорость сближения при выполнении контактирования должна быть в пределах 0,5...1,8 м/с (непосредственно при контактировании рекомендуется 0,8...1,5 м/с). Оценка относительной скорости производится летчиком заправляемого самолета визуально. После контактирования необходимо выдерживать скорость сближения (отставания) менее 0,4 м/с. После контактирования отставание с относительной скоростью более 2,5 м/с приводит к торможению барабана шланговой лебедки и саморасцепке, а сближение с относительной скоростью более 0,6 м/с может привести к потере устойчивости шланга (к "хлысту").

Заправка при горящей желтой лампе не допускается. В случае попадания в желтую зону необходимо, выйти из нее путем отставания. При отставании, на входе в зеленую зону, зафиксировать строй заправки и продолжить заправку, выдерживая принижение 3...6 м. При отставании и попадании в красно-зеленую зону (горит красная и мигает зеленая лампа) для предотвращения образования хлыста, необходимо произвести расцепку и повторить контактирование.

После окончания заправки табло ЗАПРАВКА гаснет. Необходимо произвести расцепку и уйти на безопасную дистанцию. После прекращения заправки полет в состыкованном состоянии не

рекомендуется.

При разрыве контакта будут мигать все лампы.

После дозаправки необходимо убрать штангу дозаправки повторным нажатием [RCTRL-R].
Внимание! Штанга дозаправки автоматически будет убрана автоматически через 2 минуты после подачи команды, когда закончится ее продувка от остатков топлива.

Применение оружия

В этом разделе приводятся инструкции необходимые для успешного применения оружия.

Для применения оружия летчику необходимо выполнить следующие шаги:

- Обнаружить цель
- Захватить цель или произвести целеуказание
- Применить оружие

Ниже описаны процедуры применения оружия класса воздух-воздух. Начиная с режимов дальнего воздушного боя и оканчивая режимами ближнего боя.

Дальний ракетный бой

Дальний ракетный бой с ведущим каналом РЛПК

В зависимости от задачи, типа целей, помеховой обстановки в дальнем ракетном бою летчик может использовать два основных режима обнаружения целей: **ОБЗОР** и **СНП**. Режим **СНП** дает более детальную информацию о целях, позволяет выводить картинку тактической обстановки на ИПВ и захватывать цели в автоматическом режиме, но его невозможно использовать в сложной помеховой обстановке и для обнаружения целей одновременно в переднюю и заднюю полусферу. В таких случаях необходимо использовать режим **ОБЗОР**. Режим поиска целей одновременно в разных полусферах атаки – **АВТ**, обладает меньшей дальностью обнаружения примерно на 25% по сравнению со специализированными режимами **ППС** и **ЗПС**, поэтому, если вам точно известна полусфера атаки целей, рекомендуется выставлять соответствующий режим клавишами **[RShift-I]**.

Процедура обнаружения, захвата и обстрела цели состоит из нескольких шагов:

Шаг 1

Для обнаружения целей на большой дальности необходимо включить режим **ОБЗОР [2]**, включить РЛПК на излучение **[I]** и установить требуемый масштаб дальности на ИЛС и ИПВ в км **[+]**, **[-]**. Если позволяет обстановка, необходимо включить режим **СНП [RAIt-I]**. Выбрать необходимый тип ракет клавишей **[D]**, контролируя тип по индикации на ИЛС.

Шаг 2

Сориентировать зону обзора РЛПК в направлении цели. Сначала необходимо сориентировать зону обзора по азимуту. На российских истребителях зона обзора по азимуту перемещается дискретно и имеет три положения: центральное ± 30 градусов, левое $-60-0$ градусов и правое $0-+60$ градусов. Если цель находится вне пределов центральной зоны обзора ± 30 градусов, то необходимо передвинуть зону обзора влево или вправо клавишами **[RShift- \leftarrow]** или **[RShift- \rightarrow]**.

Шаг 3

Сориентировать зону обзора РЛПК в направлении цели по углу места. Для этого есть два способа.

Первый способ - задать возвышение зоны в координатах: удаление – превышение (принижение). Для этого необходимо, с помощью клавиш **[RCtrl- \leftarrow]**, **[Ctrl- \rightarrow]** ввести известную дальность (поступающую от ДРЛО и РП) до цели в километрах, которая будет индицироваться

на ИЛС, затем с помощью клавиш [RShift-;], [RShift-.] ввести превышение или принижение цели относительно вашего самолета. В этом случае центр зоны обзора будет направлен прямо на цель.

Второй способ – использовать ось "перемещение зоны обзора сенсоров по вертикали", которую необходимо назначить на одну из осей вашего игрового контроллера. При этом угол наклона зоны обзора необходимо контролировать по соответствующим индикаторам на ИЛС.

Шаг 4

После того, как вы сориентировали зону обзора в направлении цели, необходимо выждать некоторое время (около 6-ти секунд) для того, чтобы РЛПК мог обнаружить цель. Для этого РЛПК необходимо совершить несколько циклов сканирования. После того, как цель обнаружена, ее метка выводится на ИЛС и, если включен режим **СНП**, на ИПВ. ЛА, которые отвечают на запросы системы госопознавания ("свои"), помечаются на ИЛС дополнительной меткой над основной, ЛА, которые не отвечают на запросы системы госопознавания ("чужие"), не помечаются. На ИПВ "свои" цели имеют круглую метку, "чужие" - треугольную. Количество штрихов в метке цели на ИЛС соответствует ЭПР цели.

Шаг 5

После обнаружения цели, ее необходимо захватить.

Для этого в режиме **ОБЗОР** необходимо наложить строб захвата на цель и нажать клавишу захвата [Enter], если дальность до цели позволяет РЛПК произвести захват, цель будет захвачена и обрамлена круглой меткой цели, при этом РЛПК перейдет в режим РНП.

В режиме **СНП** необходимо управляющими клавишами [;], [L], [.-], [/] подвести строб захвата к метке цели, при этом строб захвата автоматически совместится с меткой цели. Это означает, что цель взята на сопровождение и радар получает о ней подробную информацию. После этого цель можно захватить в ручном режиме, нажав клавишу захвата [Enter]. Автоматический захват цели в режиме РНП произойдет только на дальности не более 85% от максимальной разрешенной дальности применения выбранного оружия.

Шаг 6

После того как РЛПК перешел в режим РНП, и дальность до цели не более 85% от максимальной разрешенной дальности пуска выбранных ракет, появляется команда **ПР** – пуск разрешен. После появления команды **ПР** - произвести пуск ракет, нажав кнопку пуска на джойстике или [Space]. Вы должны удерживать клавишу пуска вплоть до схода ракеты (не меньше секунды).

Необходимо отметить, что пуск с максимальных дальностей по маневренным целям не эффективен, т.к. цель может уклониться от ракеты противоракетным маневром. Если позволяет ситуация, для увеличения вероятности поражения цели, рекомендуется пускать ракеты с отметки дальности пуска по маневренным целям. Однако, пуск с максимальных дальностей или с превышающих максимальные дальности можно использовать, чтобы заставить противника занять оборонительную позицию как можно раньше.

В случае применения ракет с ПАРГСН - Р-27Р, Р-27ЭР после пуска необходимо сопровождать цель до поражения ракетой. Если произошел срыв сопровождения, но у вас есть возможность быстро возобновить захват, то ракета продолжит свой полет к цели.

Для применения полуактивных ракет с целеуказанием от РЛС необходимо сопровождать цель в режиме непрерывной пеленгации до попадания. В случае применения ракет с активной ГСН на дальности менее 15 км после пуска можно сразу переключаться на другую цель.

Применения ракет с ведущим каналом КОЛС

Применение в дальнем ракетном бою ведущего канала КОЛС позволяет выполнить скрытную атаку. КОЛС не чувствителен к постановке активных радиолокационных помех, но имеет значительно меньшие дальности обнаружения целей. В этом режиме возможно применение только ракет с ИК ГСН – Р-27ЭТ, Р-27Т, Р-73.

КОЛС работает в инфракрасном спектре, обнаруживая теплоконтрастные цели. Самая "горячая" часть самолета - это тепло двигателя, извергающее поток раскаленных газов, поэтому дальность обнаружения цели вдвое, обычно, значительно больше чем в "лоб".

При работе с КОЛС, в отличие от РЛПК, информация о целях на ИЛС представляется не в формате азимут-дальность (азимут по горизонтали – дальность по вертикали), а в формате азимут-угол места. Госопознавание не обеспечивается, поэтому перед открытием огня, необходимо быть твердо уверенным, что обнаруженная цель – ЛА противника.

Процедура обнаружения, захвата и обстрела цели состоит из нескольких шагов:

Шаг 1

Для обнаружения целей на большой дальности необходимо включить режим **ОБЗОР [2]**, включить КОЛС **[O]** и установить требуемый масштаб дальности на ИЛС и ИПВ в км **[+]**, **[-]**. Выбрать необходимый тип ракет клавишей **[D]**, контролируя тип по индикации на ИЛС.

Шаг 2

Сориентировать зону обзора РЛПК в направлении цели. Сначала, необходимо сориентировать зону обзора по азимуту. На Cy-33 зона обзора по азимуту перемещается дискретно и имеет три положения: центральное ± 30 градусов, левое $-60-0$ градусов и правое $0+60$ градусов. Если цель находится вне пределов центральной зоны обзора ± 30 градусов, то необходимо передвинуть зону обзора, влево или вправо клавишами **[RShift-;]** и **[RShift-/]**.

Шаг 3

Сориентировать зону обзора КОЛС в направлении цели по углу места.

Для этого необходимо, с помощью клавиш **[RShift-;]** и **[RShift-/]** переместить зону обзора вверх или вниз в зависимости от возможного превышения/принижения цели. При этом угол наклона зоны обзора необходимо контролировать по соответствующим индикаторам на ИПВ. Наилучший способ поиска целей – это сканирование зоны обзора по вертикали. Для этого необходимо перемещать зону обзора по высоте на малые значения с паузами.

Шаг 4

После того, как вы сориентировали зону обзора в направлении цели, необходимо выждать некоторое время (4-6 секунд) для того, чтобы КОЛС смогла обнаружить цель, совершив несколько циклов сканирования. Количество штрихов в метке цели на ИЛС соответствует размеру ИК-сигнатуры цели. Как правило, большая ИК-сигнатура соответствует большому ЛА, исключение может составить самолет на форсажном режиме.

Шаг 5

После обнаружения цели ее необходимо захватить.

Для этого в режиме **ОБЗОР** необходимо наложить строб захвата на цель и нажать клавишу захвата **[Enter]**, если дальность до цели и ИК-сигнатура позволяют КОЛС произвести захват, цель будет захвачена и обрамлена круглой меткой цели, при этом РЛПК перейдет в режим РНП.

Шаг 6

После того как КОЛС перешла в режим РНП, и дальность до цели стала не более 85% от максимальной разрешенной дальности пуска выбранных ракет, на ИЛС появляется команда **ПР** – пуск разрешен. После появления команды **ПР** - произвести пуск ракет, нажав кнопку пуска на джойстике или **[Space]** на клавиатуре. Вы должны удерживать клавишу пуска вплоть до схода ракеты (не менее секунды).

Необходимо отметить, что пуск с максимальных дальностей по маневренным целям не эффективен, т.к. цель может уклониться от ракеты противоракетным маневром. Если позволяет ситуация, для увеличения вероятности поражения цели рекомендуется пускать ракеты с отметки дальности пуска по маневренным целям.

Ракеты с ИК ГСН являются оружием класса "пустил-забыл" и не нуждаются в поддержке носителя, поэтому, сразу после пуска можно выполнять другие задачи.

РАКЕТЫ СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ Р-27Т/ЭТ, КАК И ВСЕ РАКЕТЫ С ИК ГСН, ЗАХВАТЫВАЮТ ЦЕЛЬ НА ПОДВЕСКЕ НОСИТЕЛЯ И НЕ ТРЕБУЮТ СОПРОВОЖДЕНИЯ ПОСЛЕ ПУСКА.

Ближний маневренный бой

Ближним маневренным боем называется вид боевого соприкосновения с противником на визуальной дальности, сочетающегося с резкими и энергичными маневрами обеих сторон, с целью получения тактического преимущества и скорейшего выхода в позицию открытия огня.

Зона ближнего маневренного боя обычно ограничивается визуальной дальностью и составляет около 10 км.

В ближнем маневренном воздушном бою используются ракеты ближнего боя, такие как Р-73, имеющие широкоугольную ИК ГСН и оптимизированные для перехвата маневренных целей на больших перегрузках, и которые часто используются совместно с авиационными пушками.

Ниже будут описаны процедуры ведения ближнего маневренного воздушного боя с использованием разных режимов прицельных систем:

Ближний маневренный бой – режим вертикального сканирования

Режим вертикального сканирования оптимален для использования при ведении активного маневренного боя на больших перегрузках. В этом подрежиме РЛС и КОЛС сканируют участок воздушного пространства шириной 3 градуса и угловым размером по вертикали -10+50 градусов. На ИЛС индицируются две вертикальные линии, обозначающие границы зоны вертикального обзора прицельных систем по горизонтали. Когда Вы преследуете маневрирующую цель, в большинстве случаев вы тянете ручку на себя, а цель находится над переплетом фонаря кабины в плоскости вашего маневра. Как раз для такого случая зона сканирования выполнена в виде вертикальной полосы, расположенной по вектору подъемной силы в плоскости маневра. Это позволяет захватить цель, которую вы не можете "перетянуть" и которая находится в пределах 50 градусов по вертикали

Процедура захвата и обстрела цели состоит из нескольких шагов:

Шаг 1

При обнаружении визуально видимой воздушной цели, необходимо включить режим ВС **[3]**. По умолчанию включается ведущий канал КОЛС, что позволяет проводить скрытную атаку цели.

Если необходимо использовать ракеты с ПАРГСН, необходимо включить РЛПК нажатием клавиши [I]. Выбрать необходимый тип ракет клавишей [D] или ВПУ клавишей [C], контролируя тип по индикации на ИЛС.

Шаг 2

Маневром самолета необходимо добиться положения цели между вертикальными линиями на ИЛС. Необходимо учитывать, что зона сканирования выходит вверх за пределы ИЛС на высоту около двух вертикальных размеров ИЛС, поэтому захват возможен над ИЛС, в зоне виртуального продолжения вертикальных линий.

Когда цель окажется в зоне сканирования ведущего канала, вы должны вручную захватить цель, нажатием клавиши [Enter]. После захвата ведущий канал автоматически перейдет в режим РНП.

Шаг 3

В режиме РНП, когда дальность до цели не более 85% от максимальной разрешенной дальности пуска выбранных ракет, на ИЛС появляется команда **ПР** – пуск разрешен. После появления команды **ПР** - произвести пуск ракет, нажав кнопку стрельбы на джойстике или [Space] на клавиатуре. Вы должны удерживать клавишу пуска вплоть до схода ракеты (не менее секунды).

В режиме несинхронной стрельбы из ВПУ необходимо наложить подвижное прицельное перекрестие на марку цели и открыть огонь, нажав кнопку стрельбы на джойстике или [Space] на клавиатуре.

Для увеличения вероятности попадания ракеты в цель необходимо постараться минимизировать ошибку прицеливания, т.е. постараться направить самолет так, чтобы его нос находился в направлении точки перехвата цели. Это даст возможность пуска ракеты с меньшей перегрузкой.

Ближний маневренный бой – режим СТРОБ

Режим **СТР** подобен режиму **ВС** с тем отличием, что прицельные системы не сканируют по вертикали, а направлены в одну точку пространства по оси самолета в узком (примерно 2,5 градуса) конусе, и захват цели осуществляется вручную. Зона обзора показана на ИЛС в виде окружности с угловым размером 2,5 градуса, ее можно перемещать с помощью управляющих клавиш [;], [L], [I], [J].

Процедура захвата и обстрела цели состоит из нескольких шагов:

Шаг 1

При обнаружении визуально видимой воздушной цели необходимо включить режим СТР [4]. По умолчанию включается ведущий канал КОЛС, что позволяет проводить скрытную атаку цели. Если необходимо использовать ракеты с ПАРГСН, необходимо включить РЛПК нажатием клавиши [I]. Выбрать необходимый тип ракет клавишей [D] или ВПУ - клавишей [C], контролируя тип по индикации на ИЛС.

Шаг 2

Маневром самолета или управляющими клавишами [;], [L], [I], [J] необходимо наложить кольцо строба на цель. Когда цель окажется в кольце зоны обзора, необходимо произвести захват нажатием клавиши [Enter]. После захвата цели ведущий канал перейдет в РНП, если для применения выбрана ВПУ, включится режим несинхронной стрельбы.

Шаг 3

В режиме РНП, когда дальность до цели не более 85% от максимальной разрешенной дальности пуска выбранных ракет, на ИЛС появляется команда **ПР** – пуск разрешен. После появления команды **ПР** – произвести пуск ракет, нажав кнопку стрельбы на джойстике или **[Space]** на клавиатуре. Вы должны удерживать клавишу пуска вплоть до схода ракеты (не менее секунды).

В режиме несинхронной стрельбы из ВПУ необходимо совместить подвижное прицельное перекрестие с маркой цели и открыть огонь, нажав кнопку стрельбы на джойстике или **[Space]** на клавиатуре.

Для увеличения вероятности попадания ракеты в цель необходимо постараться минимизировать ошибку прицеливания, т.е. постараться направить самолет так, чтобы его нос находился в направлении точки перехвата цели. Это даст возможность пуска ракеты с меньшей перегрузкой.

Ближний маневренный бой – режим ШЛЕМ

Это уникальный режим ближнего маневренного боя. Благодаря нашлемной системе целеуказания (НСЦУ) Щель-ЗУМ, пилот может поворотом головы управлять прицельными системами самолета, направляя их на цель. Прицельное кольцо на экране эмулирует визир нашлемной системы целеуказания, расположенный перед правым глазом летчика. Летчик поворотом головы может наложить визир на цель и произвести захват. Визир не является символом, отображаемым на ИЛС, и находится всегда по центру экрана. Режим **ШЛЕМ** применяют в ближнем бою для того, чтобы получить преимущество в пуске УР, т.к. НСЦУ позволяет производить захват и пускать ракеты без направления оси самолета в сторону цели.

Процедура захвата и обстрела цели состоит из нескольких шагов:

Шаг 1

При обнаружении визуально видимой воздушной цели, необходимо включить режим **ШЛЕМ [5]**. По умолчанию, включается ведущий канал КОЛС, что позволяет проводить скрытную атаку цели. Если необходимо использовать ракеты с ПАРГСН, необходимо включить РЛПК нажатием клавиши **[I]**. Выбрать необходимый тип ракет клавишей **[D]**, контролируя тип по индикации на ИЛС.

Шаг 2

Управляя панорамным видом в кабине пилота с помощью цифровой клавиатуры, необходимо наложить визир НСЦ на цель и нажать клавишу захвата **[Enter]**. Или же, можно сначала захватить видимую цель в падлок, клавиша **[NumPadDel]**, а затем включить режим **ШЛЕМ** – клавиша **[Enter]**. После захвата цели ведущий канал перейдет в РНП.

Шаг 3

По индикации кольца можно определить три состояния:

Кольцо находится на цели – произведен захват цели, но оружие к пуску не готово.

Кольцо находится на цели и мигает с частотой 2 Гц. – команда **ПР**. Это значит, что условия для пуска ракет выполняются, и можно производить пуск. После появления на ИЛС команды **ПР** - произвести пуск ракет, нажав кнопку стрельбы на джойстике или **[Space]** на клавиатуре. Вы должны удерживать клавишу пуска не менее секунды, вплоть до схода ракеты.

Кольцо перечеркнуто крестом в виде знака "X" - пуск запрещен, захват невозможен. Это значит, что визир НСЦ вышел за допустимые углы целеуказания прицельного комплекса.

Для увеличения вероятности попадания ракеты в цель необходимо постараться минимизировать ошибку прицеливания, т.е. постараться направить самолет так чтобы его нос находился в направлении точки перехвата цели. Это даст возможность пуска ракеты с меньшей перегрузкой.

Режим Фи0

Режим Фи0 (фи-ноль) является резервным режимом в случае отказа прицельного комплекса или СУВ самолета. Режим используется только для применения ракет с тепловыми (P-27Т, P-27ЭТ, P-73) ГСН, способными захватить цель самостоятельно, без помощи прицельных систем. В этом режиме активизируется ГСН ракеты, которая имеет поле обзора в виде конуса с углом раскрытия 2 градуса вперед по оси ракеты. Для того чтобы ГСН ракеты захватила цель, достаточно, чтобы цель попала в конус видимости ГСН, центр которого индицируется прицельным крестом внутри силуэта самолета на ИЛС.

Процедура захвата и обстрела цели состоит из нескольких шагов:

Шаг 1

При обнаружении визуально видимой воздушной цели, необходимо включить режим Фи0 [6]. Если СУВ повреждена или не функционирует, и на ИЛС отсутствует индикация, необходимо включить режим **СЕТКА**. Выбрать необходимый тип ракет клавишей [D] или выбрать ВПУ клавишей [C], контролируя тип по индикации на ИЛС.

Шаг 2

Маневром самолета необходимо добиться положения цели близко к центральному перекрестию ИЛС. Когда цель окажется в зоне обзора ГСН ракеты, будет дана команда ПР.

Шаг 3

Визуально определить дальность до цели, и, если она меньше максимальной разрешенной дальности пуска выбранных ракет, произвести пуск, нажав кнопку стрельбы на джойстике или [Space] на клавиатуре. Клавишу следует удерживать вплоть до схода ракеты, не менее одной секунды.

Обратите внимание, что при генерации команды **ПР** в этом режиме не учитывается дальность до цели, и есть большая вероятность, что ракете не хватит энергии, и она не сможет долететь до цели. Общие рекомендации в этом случае сводятся к тому, что необходимо определять дальность до цели визуально, а также учитывать ракурс цели.

Применение оружия класса "воздух-поверхность"

Су-33 может нести ограниченный арсенал авиационных средств поражения (АСП) класса "воздух-поверхность". В данный арсенал входят свободнопадающие бомбы и неуправляемые авиационные ракеты (НАР).

Применение свободнопадающих бомб с низким коэффициентом сопротивления

В эту категорию бомб входят обычные свободнопадающие бомбы ФАБ-100, ФАБ-250, ФАБ-500. Они имеют достаточно низкий коэффициент сопротивления и пологую траекторию, благодаря чему есть возможность прицельно и произвести сброс по визуалью видимой цели.

Шаг 1

Визуально опознайте цель.

Шаг 2

Переключитесь в режим применения оружия по земле [7].

Шаг 3

Когда прицельная марка начнет двигаться от нижней границы отражателя ИЛС, совместите прицельную марку с целью и после появления команды **ПР** произведите сброс бомб, нажав кнопку стрельбы на джойстике или [Space] на клавиатуре.

Бомбы можно сбрасывать после появления на ИЛС символа ПР. ПЕРЕД СБРОСОМ БОМБ НЕОБХОДИМО ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ В ПОЛОГОЕ ПИКИРОВАНИЕ. КОЛЕБАНИЯ ПО КРЕНУ, ТАНГАЖУ И РЫСКАНЬЮ, А ТАКЖЕ ЗНАЧИТЕЛЬНЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ СКОРОСТИ ПРИВЕДУТ К ОТКЛОНЕНИЮ МЕСТА ПАДЕНИЯ БОМБ ОТ ПЛАНИРУЕМОГО.

Применения свободнопадающих бомб с тормозными устройствами

В эту категорию бомб входят свободнопадающие бомбы с тормозными устройствами, такие как ПБ-250, ОДАБ-500, различные виды бомбовых контейнеров РБК и КМГУ-2, а также бетонобойные бомбы БетАБ. Они имеют высокий коэффициент сопротивления и достаточно крутую траекторию, что сильно затрудняет прицеливание по визуалью видимой цел.

Применять данные боеприпасы рекомендуется в режиме сброса в невидимую зону ("под капот"). Для этого необходимо проделать следующие шаги:

Шаг 1

Визуально опознайте цель.

Шаг 2

Переключитесь в режим применения оружия по земле [7].

Шаг 3

Совместите прицельную марку с целью и нажмите кнопку стрельбы на джойстике или [Space] на клавиатуре. При этом инерциальная система начнет счисление точки сброса, на месте прицельной марки возникнет знак - ромб, который привязан к цели. В верхней части ИЛС появится директорное кольцо заданной перегрузки, в центр которого необходимо поместить конец "шпаги", вытягивающейся вверх из силуэта самолета. Шкала дальности справа на ИЛС, превращается в шкалу времени до сброса, проградуированную в секундах. Стрелка-указатель оставшегося времени до сброса пойдет вниз по шкале, только за 10 секунд до сброса. Для успешного бомбометания необходимо точно выдерживать параметры полета по крену и

рысканию. После того, как шкала времени обнулится, произойдет автоматический сброс АСП, и можно нажать на кнопку стрельбы.

Шаг 4

Нажмите кнопку стрельбы или клавишу [Space].

Применение НАР и ВПУ

В категорию неуправляемых авиационных ракет (НАР) входят все ракеты и реактивные снаряды, не оснащенные какими-либо системами наведения. К ним относятся НАР типа С-5 в блоке УБ-32, С-8 в блоке Б-8, С-13 в блоке УБ-13, С-24 и С-25. Встроенная пушечная установка включает в себя 30-мм пушку ГШ-30-1 с боезапасом в 150 снарядов.

Шаг 1

Визуально опознайте цель.

Шаг 2

Переключитесь в режим применения оружия по земле [7]. Выберите необходимые НАР клавишей [D] или встроенную пушечную установку [C], контролируя тип по индикации на ИЛС. Переведите самолет в пологое пикирование на цель.

Шаг 3

Когда прицельная марка совместится с целью и условия пуска будут соблюдены (загорится команда ПР), открывайте огонь, нажав кнопку стрельбы на джойстике или [Space] на клавиатуре.

НАРы можно применять после появления на ИЛС символа ПР. Перед пуском НАР необходимо перевести самолет в пологое пикирование. Колебания по крену, тангажу и рысканию, а также значительные изменения скорости приведут к отклонению места попадания НАР от планируемого.

ПРИЛОЖЕНИЯ

68



WARNING: DO NOT OPERATE UNDER INSTRUMENT FLIGHT CONDITIONS WITHOUT THE APPROVED INSTRUMENTS



ПРИЛОЖЕНИЯ

Список терминов и сокращений

GPS	Global Positioning System – среднеорбитальная спутниковая радионавигационная система НАВСТАР, разработанная в США
NAVSTAR	NAVigation Satellites for Timing And Ranging (навигационные спутники для определения времени и расстояний) – название системы GPS в англоговорящих странах, отсюда русское НАВСТАР Alternating Current
NDB	Nondirectional radio-beacon (отдельная приводная радиостанция ОПРС)
VOR	Very-high-frequency omnidirectional range (всенаправленный курсовой радиомаяк УКВ-диапазона)
АА	Армейская авиация
АБРИС	Авиационная бортовая радиотехническая интегрированная система
АБСП	Авиационные боеприпасы свободного падения
АВСК	Аппаратура внутренней связи и коммутации
АДВ	Автоматизированный доворот (на цель)
АЗС	Автомат защиты сети
АНО	Аэронавигационные огни
АРГСН	Активная радиолокационная головка самонаведения
АРК	Автоматический радиокompас
АРП	Автоматический радиопеленгатор
АСП	Авиационные средства поражения
АЦП	Аналогово-цифровой преобразователь
АЭР	Аэродром
БАНО	Бортовые аэронавигационные огни. Красный – левый, зеленый – правый.
БВБ	Ближний воздушный бой (Dogfight)

БД	Боевые действия
БМД	Боевая машина десанта
БМП	Боевая машина пехоты
БП	Боевое применение
БПРМ	Ближняя приводная радиостанция с маркером
БПРС	Ближняя приводная радиостанция (1000 м от торца ВПП)
БРДМ	Боевая разведывательно-дозорная машина
БРЭО	Бортовое радиоэлектронное оборудование
БЧ	Боевая часть
В-В	Воздух-Воздух
В-З	Воздух-Земля
ВВС	Военно-Воздушные Силы
ВИТ	Верхнее информационное табло (на ПВИ)
ВМ	Визирная метка на ИЛС
ВМГ	Винтомоторная группа
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВПУ	Встроенная пушечная установка
ВС	Воздушное судно
ВС	Вооруженные силы
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ВЦУ	Внешнее целеуказание
ВЧП	Высокая частота повторения (импульсов доплеровского излучения)
ГЛОНАСС	ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система (среднеорбитальная), Россия
ГПК	Гироскопический компас
ГСН	Головка самонаведения

ДВБ (BVR)	Дальний ракетный бой (Beyond Visual Range)
ДИСС	Доплеровский измеритель составляющих скоростей
ДО (Chaff)	Дипольные отражатели. Ловушки для ракет с радиолокационной ГСН
ДПРМ	Дальняя приводная радиостанция с маркером
ДПРС	Дальняя приводная радиостанция (4000 м от торца ВПП)
ДРЛО (AWACS)	Дальнее радиолокационное обнаружение (Airborne Warning and Control System)
ДУАС	Датчик угла атаки и скольжения
ЖБУ	Железо-бетонное укрытие
ЖКИ	Жидкокристаллический индикатор
ЗА (AAA)	Зенитная артиллерия (Anti-Aircraft Artillery)
ЗПУ	Заданный путевой угол
ЗРК (SAM)	Зенитный ракетный комплекс (Surface-Air Missile)
ЗУ	Зенитная установка
ИА	Истребительная авиация
ИВС	Истинная воздушная скорость
ИИ	Искусственный интеллект
ИК (IR)	Инфракрасный (InfraRed)
ИКВ	Инерциальная курсо-вертикаль
ИК-ВК	Информационный комплекс вертикали и курса
ИКГСН	Инфракрасная головка самонаведения
ИКП	Индикатор командный пилотажный
ИЛС (HUD)	Индикатор на лобовом стекле (Head Up Display)
ИНС	Инерциальная навигационная система
ИПВ	Индикатор прямой видимости. ТВ дисплей самолетов Су-27/33, МиГ-29
ИПМ	Исходный пункт маршрута

ИСП (ILS)	Инструментальная система посадки (Instrument Landing System)
ИТ	Индикатор телевизионный
КАБ	Корректируемая авиабомба
КАПК	Круглосуточный автоматический прицельный комплекс
КВД	Контур высокого давления (двигателя)
КДП	Командно-диспетчерский пункт MWL
КМГУ	Контейнер мелких грузов универсальный
КНД	Контур низкого давления (двигателя)
КОЛС	Квантовая оптико-локационная станция
КП	Командный пункт
КПМ	Конечный пункт маршрута
КПП	Командно-пилотажный прибор
КУР	Курсовой угол радиостанции
КУЦ	Курсовой угол цели
ЛА	Летательный аппарат
ЛБУ	Линейное боковое уклонение
ЛД	Лазерный дальномер
ЛЛКУ	Лазерно-лучевой канал управления
ЛТЦ (Flare)	Ложные тепловые цели. Ловушки для ракет с ИК ГСН
ЛУР	Линейное упреждение разворота
МК	Магнитный курс
МКГ	Метка курсо-глиссады на ИЛС
мпв	Мотопехотный взвод
mpr	Мотопехотная рота
МПР	Магнитный пеленг радиостанции

МСА	Международная стандартная атмосфера
мсб	Мотострелковый батальон (РФ)
мсбр	Мотострелковая бригада (РФ)
мсв	Мотострелковый взвод (РФ)
мср	Мотострелковая рота (РФ)
МФД (MFD)	Многофункциональный дисплей (Multi Functional Display)
НАР	Неуправляемая авиационная ракета (Rocket)
НВ	Несущий винт (винты)
НВУ	Нашлемное визирное устройство
НИТ	Нижнее информационное табло (на ПВИ)
НОП	Наземный обслуживающий персонал
НПП	Навигационно-пилотажный прибор
НППУ	Несъемная подвижная пушечная установка
НСЦУ	Нашлемная система целеуказания
овпбу	Отдельный вертолетный полк боевой и управления
ОГВ(с)	Объединенная группировка войск (сил)
ОПРС	Отдельная приводная радиостанция (NDB)
ОПС	Оптическая прицельная система
ОСП	Оборудование системы посадки. Система посадки по дальней и ближней приводным радиостанциям (ICAO 2NDB Approach)
ОТ	Оперативная точка
ОШ	Общий шаг винтов
ошав	Отдельный штурмовой авиационный полк
ПАН	Передовой авиационный наводчик
ПАРГСН	Полуактивная радиолокационная головка самонаведения
ПВД	Приемник воздушного давления

ПВИ	Пульт ввода и индикации
ПВО (AD)	Противовоздушная оборона (Air Defense)
ПВР	Пульт выбора режимов
ПВЦ	Пульт включения целеуказания
ПЗРК	Переносной ЗРК
ПЗУ	Пылезащитное устройство
ПНК	Пилотажно-навигационный комплекс
ПНП (HSI)	Плановый навигационный прибор (Horizontal Situation Indicator)
ПОС	Противообледенительная система
ППД	Приемник полного давления
ППМ	Промежуточный пункт маршрута (Waypoint)
ППР	Пульт пилотажных режимов
ППУ	Продольно-поперечное управление (ручка)
ПР	Пуск разрешен
ПРГСН	Пассивная радиолокационная головка самонаведения
ПрПНК	Прицельно-пилотажно-навигационный комплекс
ПРР	Противорадиолокационная ракета
ПРС	Приводная радиостанция
ПРЦ	Пульт режимов целеуказания
ПСО	Поисково-спасательное обеспечение
ПТБ	Подвесной топливный бак
ПТРК	Противотанковый ракетный комплекс
ПТУР	Противотанковая управляемая ракета
ПУ	Путевой угол
ПУИ	Пульт управления и индикации

ПУР	Пульт управления режимами
РБК	Разовая бомбовая кассета
РК	Радиокоррекция
РЛПК	Радиолокационный прицельный комплекс
РЛС	Радиолокационная станция (Radar)
РНП (STT)	Режим непрерывной пеленгации (Single Target Track)
РОШ	Рычаг общего шага
РРУ (РРУД)	Рычаги раздельного управления (двигателями)
РСЗО	Реактивная система залпового огня
РУ	Расчетный угол
РУД	Ручка управления двигателем (Throttle)
РУС	Ручка управления самолетом (Stick)
РЭБ (ЕСМ)	Радиоэлектронная борьба (Electronic Counter Measure)
САП	Система аварийного покидания
САП	Станция активных помех
САС	Система аварийной сигнализации
САУ	Система автоматического управления
СВ	Сухопутные войска
СГФ	Средняя горизонталь фюзеляжа
СДУ	Система дистанционного управления
СЕИ	Система единой индикации
СНП (TWS)	Сопровождение на проходе (Track While Scan)
СНС	Спутниковая навигационная система
СПО	Система предупреждения об облучении
СППУ	Съемная подвижная пушечная установка
СРО	Самолетный радиолокационный ответчик госопознавания

СРП	Система ракетного предупреждения
СТ	Свободная турбина
СУВ	Система управления вооружением
СУО	Система управления оружием
СЧП	Средняя частота повторения (импульсов доплеровского излучения)
ТА	Тактическая авиация
тб	Танковый батальон
ТВ	Телевизионный (индикатор)
ТГСН	Тепловая головка самонаведения
ТК	Турбокомпрессор
ТРД	Турбореактивный двигатель
ТТХ	Тактико-технические характеристики
УВД	Управление воздушным движением
УР	Управляемая ракета
УСТ	Универсальное сигнальное табло
УЦО	Устройство цифрового обмена
ФАБ	Фугасные авиационные бомбы
ФАР	Фазированная антенная решетка
ФПУ	Фактический путевой угол
ХС	Хвостовой сигнал, белого цвета, установлен на киле
ЦАП	Цифро-аналоговый преобразователь
ЦВМ	Цифровая вычислительная машина
ЦВМ-Б	Цифровая вычислительная машина – боевая
ЦВМ-Н	Цифровая вычислительная машина – навигационная
ЦРУ	Центральное распределительное устройство (энергетика)

ЦСО	Центральный сигнальный огонь
ЧПИ	Частота повторения импульсов
ША	Штурмовая авиация
ШБЖ	Штурманский бортовой журнал
ЩАР	Щелевая антенная решетка
ЭВУ	Экранно-выхлопное устройство
ЭОС	Электронно-оптическая система
ЭПР	Эффективная площадь рассеивания
ЭРД	Электронный регулятор двигателя

Источники

Фомин А., Су-33. Корабельная эпопея. М.: Интервестник 2003

<http://www.sukhoi.org/planes/military/su33/>

<http://www.airwar.ru/enc/fighter/su33.html>

Photos by Mike Syritya <http://instagram.com/aviafan>