

Як-52

для DCS World



Руководство пилота



DCS
SERIES

Уважаемый пользователь!

Благодарим Вас за приобретение DCS: Як-52. Данный модуль – симулятор одного из самых популярных учебно-тренировочных самолетов СССР, а в дальнейшем и на всем постсоветском пространстве.

С данным модулем мы открываем в DCS World страницу самолетов первоначального обучения пилотов. Как и в реальной жизни, новые пользователи смогут начать свой путь в небо с очень простого и послушного в управлении самолета. А заслуженные мастера получат в свое распоряжение прекрасный самолет для спортивных и аэробатических представлений в виртуальном пространстве.

Как и предыдущие модули DCS, Як-52 представляет собой детально воспроизведенную модель самолета, включая внешний облик, кабины, механические и электрические системы, а также аэродинамические характеристики.

К работе над данным модулем были привлечены пилоты и специалисты аэроклуба «Первый полет». Это дало возможность активно использовать реальные самолеты и бесценный опыт связанных с ними людей. Все это позволило нам сделать в DCS одну из самых точных виртуальных реализаций данного самолета из когда-либо созданных.

А наличие двухместной компоновки кабины также позволит проводить обучающие занятия новичков онлайн в рамках одного самолета. Модуль поддерживает всю основную функциональность обеих кабин с реальными различиями и блокировками для обучаемого пилота и пилота-инструктора.

Команда разработчиков DCS: Як-52.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	12
Як-52: ВЫСШИЙ ПИЛОТАЖ УЧЕБНОЙ АВИАЦИИ.....	12
КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА ЯК-52	15
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	15
КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА ЯК-52	18
ФЮЗЕЛЯЖ	18
КАБИНА САМОЛЕТА ЯК-52.....	19
<i>Фонарь</i>	19
<i>Кресло</i>	20
КРЫЛО.....	20
<i>Каркас крыла</i>	20
<i>Элероны</i>	21
<i>Посадочные щитки</i>	21
ОПЕРЕНИЕ	21
<i>Киль</i>	21
<i>Руль направления</i>	22
<i>Стабилизатор</i>	22
<i>Руль высоты</i>	22
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ЯК-52.....	22
<i>Управление рулем высоты</i>	24
<i>Управление элеронами</i>	24
<i>Ручки и вал управления</i>	24
<i>Управление рулем направления</i>	25
<i>Педали в первой кабине</i>	26
<i>Педали во второй кабине</i>	26
<i>Управление триммером руля высоты</i>	26
<i>Управление посадочными щитками</i>	26
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА	27

<i>Шасси</i>	27
ГЛАВНЫЕ НОГИ ШАССИ.....	28
<i>Колеса K141/T141</i>	28
<i>Передняя нога шасси</i>	28
ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА	28
<i>Основная система</i>	30
<i>Аварийная система</i>	31
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА.....	31
КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АГРЕГАТАХ	33
<i>Масляная система</i>	33
<i>Обтекатель маслорадиатора</i>	34
ЭЛЕМЕНТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	35
СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ	36
<i>Капот</i>	36
<i>Воздухозаборник карбюратора</i>	36
<i>Жалюзи</i>	36
<i>Выхлопной коллектор</i>	38
<i>Обдув компрессора</i>	38
<i>Обдув генератора</i>	38
<i>Управление двигателем и агрегатами</i>	38
ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ В-530ТА ДЗ5.....	39
<i>Принцип действия и конструкция винта</i>	39
<i>Принципиальная схема действия</i>	40
<i>Конструкция лопасти</i>	41
КАБИНА	43
Передняя кабина	43
Задняя кабина.....	46
ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	50
Летные данные самолета Як-52	50
Эксплуатационные ограничения	50

ДАННЫЕ ПО МАССЕ И ЦЕНТРОВКЕ	51
ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ М-14П	52
<i>Режимы и эксплуатационные параметры работы двигателя</i>	53
<i>Данные по расходу топлива на этапах полета</i>	53
ЗАПУСК И ВЫРУЛИВАНИЕ	55
ДЕЙСТВИЯ ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ	55
ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ	68
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ	70
ПРОГРЕВ ДВИГАТЕЛЯ	73
ВКЛЮЧЕНИЕ И ПРОВЕРКА АВИАГОРИЗОНТА АГИ-1	74
ВКЛЮЧЕНИЕ И ПРОВЕРКА РАДИОСТАНЦИИ	75
ПРОВЕРКА АВТОМАТИЧЕСКОГО РАДИОКОМПАСА АРК-15М	76
ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И РУЛЕНИЕ	80
СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ	83
ПРИ ВЗЛЕТЕ	83
<i>Разбег</i>	83
<i>Отрыв и разгон с подъемом</i>	84
ПРИ ПОСАДКЕ	85
<i>Выравнивание</i>	85
<i>Выдерживание</i>	86
<i>Приземление и первая половина пробега</i>	86
<i>Вторая половина пробега</i>	87
В ВИРАЖЕ	87
<i>Условие правильного виража</i>	87
ПРИ ПИКИРОВАНИИ	89
<i>Ввод в пикирование</i>	89
<i>Прямолинейный участок</i>	89
<i>Вывод из пикирования</i>	90
НА ГОРКЕ	90
<i>Ввод в горку</i>	91

<i>Прямолинейный участок горки</i>	91
<i>Вывод из горки</i>	92
ПРИ БОЕВОМ РАЗВОРОТЕ.....	92
ПРИ ПЕТЛЕ НЕСТЕРОВА	93
ПОЛЕТ ПО КРУГУ	96
ВЗЛЕТ И НАБОР ВЫСОТЫ.....	97
ПЕРВЫЙ И ВТОРОЙ РАЗВОРОТЫ	98
<i>Первый разворот</i>	98
<i>Второй разворот</i>	99
ПОЛЕТ ОТ ВТОРОГО К ТРЕТЬЕМУ РАЗВОРОТУ.....	101
ТРЕТИЙ РАЗВОРОТ	102
ЧЕТВЕРТЫЙ РАЗВОРОТ И ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПОСЛЕ РАЗВОРОТА	103
<i>Уход на второй круг</i>	105
ПОСАДКА	105
<i>Подготовка к посадке</i>	105
<i>Выравнивание</i>	105
<i>Выдерживание</i>	106
<i>Приземление</i>	106
<i>Пробег</i>	106
<i>Руление после посадки</i>	106
<i>Остановка двигателя</i>	107
ТИПИЧНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ПОСАДКЕ	108
ВЫСОКОЕ ВЫРАВНИВАНИЕ.....	108
<i>Причины</i>	108
<i>Техника исправления высокого выравнивания</i>	109
ВЗМЫВАНИЕ.....	109
<i>Причины</i>	109
<i>Исправление</i>	109
ОТДЕЛЕНИЕ САМОЛЕТА ОТ ЗЕМЛИ	110
<i>Скоростное отделение самолета от земли</i>	110

Нескоростное отделение самолета от земли	111
ПИЛОТАЖ	112
ВИРАЖ С КРЕНОМ 30° - 45°	112
<i>Техника выполнения виража с креном 30° - 45°</i>	<i>112</i>
ВИРАЖ С КРЕНОМ 60°	113
ПИКИРОВАНИЕ	114
<i>Ввод в пикирование с прямой</i>	<i>114</i>
<i>Вывод из пикирования</i>	<i>115</i>
ГОРКА	115
БОЕВОЙ РАЗВОРОТ	117
ПЕРЕВОРОТ	118
ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ БОЧКА	119
ПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА	120
ПОЛУПЕТЛЯ	122
СПИРАЛЬ	123
<i>Выход из спирали</i>	<i>124</i>
СКОЛЬЖЕНИЕ	124
НАБОР ВЫСОТЫ	125
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ	127
СНИЖЕНИЕ	127
ШТОПОР	128
ПЕРЕВЕРНУТЫЙ ШТОПОР	129
ПЛОСКИЙ ШТОПОР	130
ПАРАШЮТИРОВАНИЕ	131
УПРАВЛЯЕМЫЙ ПЕРЕВОРОТ НА ГОРКЕ	131
ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ ШТОПОРНАЯ БОЧКА	131
ОШИБКИ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ	132
ОШИБКИ ВЫПОЛНЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫХ МАНЕВРОВ	132
ОШИБКИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЕРТИКАЛЬНЫХ ФИГУР	134
ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ СКОЛЬЖЕНИИ	136

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ШТОПОРА	137
<i>Срыв с виража в спиральный штопор</i>	139
<i>Срыв с разворота при наборе высоты</i>	139
<i>Срыв с разворота при планировании</i>	139
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ ПО ПРИБОРАМ	141
ВОЗНИКНОВЕНИЕ У ЛЕТЧИКА ИЛЛЮЗИЙ ПРИ ПОЛЕТАХ ПО ПРИБОРАМ.....	141
РЕЖИМ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА	141
НАБОР ВЫСОТЫ	142
ПЛАНИРОВАНИЕ.....	143
РАЗВОРОТЫ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ С ВЫХОДОМ НА ЗАДАННЫЙ КУРС	144
РАЗВОРОТЫ В НАБОРЕ ВЫСОТЫ И НА ПЛАНИРОВАНИИ.....	145
<i>Развороты в наборе высоты</i>	145
<i>Развороты на планировании</i>	146
ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА ПИЛОТИРОВАНИИ САМОЛЕТА ПРИ ВЫКЛЮЧЕННОМ АВИАГОРИЗОНТЕ	147
АВАРИЙНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	151
НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ	151
<i>Действия летчика при отказе двигателя в полете</i>	151
<i>Действия летчика при падении давления топлива</i>	151
<i>Действия летчика при появлении тряски двигателя</i>	152
<i>Действия летчика при раскрутке винта</i>	152
ПОЖАР В ВОЗДУХЕ	152
АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА С ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ	153
ПРЫЖОК С ПАРАШЮТОМ	156
ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА АРК-15М.....	156
ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА.....	157
ОТКАЗ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ	157
ОТКАЗ ВЫСОТОМЕРА	158
ОТКАЗ ВАРИОМЕТРА	158
ОТКАЗ ОБОГРЕВА ДАТЧИКА СРЫВА ДС-1.....	159
АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ	159

ОТРАБОТКА ГРУППОВОЙ СЛЕТАННОСТИ.....	161
Взлет по-одному.....	161
Взлет парой.....	161
ПРИСТРАИВАНИЕ.....	162
ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ СТРОЕМ В СОСТАВЕ ПАРЫ И НАБОР ВЫСОТЫ.....	163
<i>Набор высоты строем.....</i>	<i>164</i>
ОТРАБОТКА ГРУППОВОЙ СЛЕТАННОСТИ ПАРЫ В ЗОНЕ.....	165
<i>Пикирование и горка в составе пары.....</i>	<i>165</i>
<i>Ввод в вираж.....</i>	<i>166</i>
<i>Выполнение виража.....</i>	<i>166</i>
<i>Вывод из виража.....</i>	<i>166</i>
<i>Выполнение разворота строем пары.....</i>	<i>167</i>
<i>Перестроение из одного пеленга в другой.....</i>	<i>167</i>
<i>Планирование в строю пары.....</i>	<i>168</i>
<i>Уборка шасси в строю.....</i>	<i>168</i>
<i>Выпуск шасси в строю.....</i>	<i>168</i>
<i>Роспуск на посадку.....</i>	<i>168</i>
<i>Посадка парой.....</i>	<i>169</i>
ХАРАКТЕРНЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ ПРИ ПОЛЕТЕ СТРОЕМ.....	169
<i>Характерные ошибки при взлете парой.....</i>	<i>170</i>
<i>Характерные ошибки при пристраивании.....</i>	<i>171</i>
<i>Характерные ошибки при перестроении.....</i>	<i>171</i>
<i>Характерные ошибки при выполнении пикирования.....</i>	<i>171</i>
<i>Характерные ошибки при выполнении горки.....</i>	<i>171</i>
<i>Характерные ошибки при посадке парой.....</i>	<i>171</i>
<i>Действия летчика при потере ведущего.....</i>	<i>172</i>
РАДИОПЕРЕГОВОРЫ.....	174
<i>Режим упрощенных переговоров.....</i>	<i>175</i>
<i>Режим реалистичных переговоров.....</i>	<i>176</i>
МЕНЮ РАДИОПЕРЕГОВОРОВ.....	176

F1 ВЕДОМЫЙ	176
<i>F1 Навигация</i>	177
<i>F4 Маневр</i>	177
<i>F5 Возврат в строй</i>	177
F2 ЗВЕНО	177
<i>F1 Навигация</i>	178
<i>F4 Маневр</i>	178
<i>F5 Построение</i>	178
<i>F6 Возврат в строй</i>	184
F3 ВТОРАЯ ПАРА	184
<i>F1 Навигация</i>	185
<i>F4 Маневр</i>	185
<i>F5 Вернуться в строй</i>	185
ОТВЕТЫ САМОЛЕТОВ ЗВЕНА	186
F5 РУКОВОДИТЕЛЬ ПОЛЕТОВ	186
F8 НАЗЕМНЫЙ ПЕРСОНАЛ	188
ДОПОЛНЕНИЕ	189
ДАННЫЕ АЭРОДРОМОВ КАРТЫ КАВКАЗ, ОБОРУДОВАННЫЕ РСБН – 4Н	189
ДАННЫЕ АЭРОДРОМОВ КАРТЫ КАВКАЗ.....	190
EAGLE DYNAMICS	192
<i>Руководство</i>	192
<i>Программисты</i>	192
<i>Дизайнеры</i>	192
<i>Звук</i>	192
<i>ОТК</i>	193
<i>Отдел локализации</i>	193
<i>IT и Клиентская поддержка</i>	193

ВВЕДЕНИЕ



ВВЕДЕНИЕ

Як-52: высший пилотаж учебной авиации

Каким должен быть самолет, который научит летать пилота? Легким, маневренным, простым в эксплуатации и достаточно безопасным. Именно такой машиной стал многофункциональный Як-52.

Результат труда инженеров и конструкторов ОКБ им. А.С. Яковлева - легкомоторный двухместный учебно-тренировочный самолет-моноплан с низкорасположенным крылом. Главными задачами Як-52 стали подготовка пилотов разного уровня подготовки, обучение полетам по приборам и буксировка планеров. Благодаря мощному двигателю летательный аппарат способен выполнять фигуры простого, сложного и высшего пилотажа, а навигационная и радиоэлектронная системы позволяют ориентироваться в условиях ограниченной видимости (в облаках). Не страшны машине и морозы - в кабине предусмотрены системы отопления и вентиляции, агрегаты способны работать при температурах до -45°C .

Конструкторы предложили несколько новых решений. В их числе шасси с носовой стойкой и топливная система, позволяющая лететь в перевернутом положении и выполнять фигуры пилотажа с отрицательными перегрузками.

Як-52 не только стал основой отечественной учебной авиации - на нем также проводятся российские и международные состязания и чемпионаты по высшему пилотажу.

Самолет впервые увидел небо в 1976 году. При его создании конструкторы взяли за основу Як-50 и Як-18, но внесли некоторые доработки. Як-50 и Як-52 должны были быть очень схожими между собой (чтобы использовать одни и те же детали и элементы конструкции) и при этом совершенно по-разному летать. Для спортивно-пилотажной машины важны минимальная устойчивость и быстрый отклик на малейшее действие летчика, а учебному аппарату полагалось быть устойчивым и куда менее «чувствительным» и к тому же нести на борту довольно тяжелый комплекс оборудования.

Перед ОКБ стояла задача спроектировать одновременно достаточно устойчивый и маневренный летательный аппарат, способный выполнять даже штопорные фигуры пилотажа, и она была решена. Специалисты уложились в максимально короткий срок - весь цикл работ занял всего несколько месяцев. Примечательно, что созданием машины руководила команда опытных конструкторов во главе с В.П. Кондратьевым, а взаимодействие подразделений ОКБ координировали комсомольцы.

Уже спустя полгода экземпляр Як-52 поступил на летные испытания. Ко всем его системам предъявлялись высокие требования, особенно тщательно ученые и летчики проверяли поведение аппарата на выходе из штопора, при взлете и посадке и на предельных режимах по скорости и перегрузке.

Двухгодичные испытания прошли успешно, а выданные рекомендации конструкторы приняли во внимание при запуске самолета в серийное производство. Оно, кстати, выполнялось с 1979 по

1995 г. в Румынии на заводе «Аэростар». Благодаря учтенным замечаниям, серийные экземпляры Як-52 практически не потребовали доработок и быстро заняли отведенную им нишу.

Со времени создания первого Як-52 в воздух поднялись несколько его модификаций. Для заказчиков из США и Европы на Як-52 установили приборы, позволяющие летать в темноте, в фюзеляже оборудовали багажный отсек, установили гидравлические тормоза и вдвое увеличили объем топливных баков - так на свет появился Як-52W.

В 1981 году специально для исполнения сложных воздушных трюков на основе серийного самолета была создана одноместная пилотажная модификация – Як-53.

Военной версией машины, получившей усиленное крыло, стал созданный в 1983 г. Як-54 (Як-52Б). Для применения в Афганистане конструкторы переделали самолет в легкий штурмовик, с двумя блоками неуправляемых ракет. Однако аппарат оказался слишком легким и для ведения пушечного огня, и для пуска ракет. Он так и не вышел в серийное производство, и в том же году работы свернули.

В 1991 году румынские специалисты модифицировали Як-52, установив на него новые двигатели, трехлопастной винт и усовершенствовав руль направления. Новая машина получила название «Кондор».

Еще одной версией учебного самолета стал Як-52TW, оснащенный хвостовым колесом.

Модернизированный Як-52М - результат работ, проведенных уже в XXI веке. Конструкторы заменили двигатели на более мощные, увеличили запас топлива до 250 л, улучшили фонарь, крыло, оборудование и систему катапультирования. Самолет был представлен вниманию публики на Международном аэрокосмическом салоне МАКС-2003, а первый полет состоялся в 2004 году. С 2003 года выпущенные ранее Як-52 проходят переоборудование под Як-52М.

Всего за более чем сорокалетнюю историю свет увидели более 1800 экземпляров Як-52. Около 100 единиц до сих пор эксплуатируются в России, некоторое количество машин используются на территории бывших республик СССР.

Пройдя доработки и модификации, учебно-тренировочный самолет стал и поныне остается незаменимым элементом первоначального обучения летчиков в школах гражданской авиации и тренировки летного состава.

В 2016 году первый полет совершил преемник советской машины - новый Як-152.

КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА



КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА ЯК-52

Общие сведения

ЯК-52 - двухместный учебно-тренировочный спортивный самолёт, предназначен для первоначального обучения и тренировки летчиков. На самолёте установлен двигатель воздушного охлаждения М-14П мощностью 360 л.с. с винтом В530ТА-Д 35. Наличие на самолёте радиостанции, переговорного устройства, комплекса пилотажно-навигационного оборудования, посадочных щитков, убирающегося шасси с тормозными колесами дает возможность обучающимся получить необходимые навыки в пользовании оборудованием, присущим современным самолётам.

Большая энерговооруженность и хорошая управляемость позволяют обучать летчиков-спортсменов выполнению фигур простого, сложного и высшего пилотажа. Сочетание простоты конструкции с высокой прочностью и надежностью делает полеты на самолёте вполне безопасными.

Основные характеристики:

• Вес пустого самолета	1035 кг
• Максимальный взлетный вес	1315 кг
• Длина самолета	7676 мм
• Высота самолета	2700 мм
• Размах крыла	9500 мм
• Площадь крыла	15 м ²

Основные летные характеристики самолета

• <i>Максимальная скорость горизонтального полета</i> при весе 1315 кг на высоте $H = 1000$ м	270 км/час
• <i>Максимальная рабочая высота</i>	4000 м
• <i>Время набора высоты</i> $H = 4000$ м на I номинальном режиме работы двигателя	15 мин'
• <i>Практическая дальность полета</i> на высоте $H = 500$ м при взлетном весе 1315 кг с полной заправкой топливом при крейсерской скорости $V_{пр.} = 190$ км/час с 10% резервным остатком топлива	500 км
• <i>Максимально-допустимые эксплуатационные перегрузки</i>	-5, +7
• <i>Максимально-допустимая скорость пилотирования</i>	360 км/час
• <i>Длина разбега с бетонной ВПП</i> при взлетном весе 1315 кг и скорости отрыва $V_{отр} = 120$ км/час	180 - 200 м
• <i>Длина пробега по бетонной ВПП</i> при посадочном весе 1315 кг и скорости касания $V_{кас} = 120$ км/час: посадочные щитки выпущены	260 м
• <i>Максимально-допустимая скорость боковой составляющей ветра</i> под углом 90° к ВПП при взлете и посадке самолета	6 м/сек

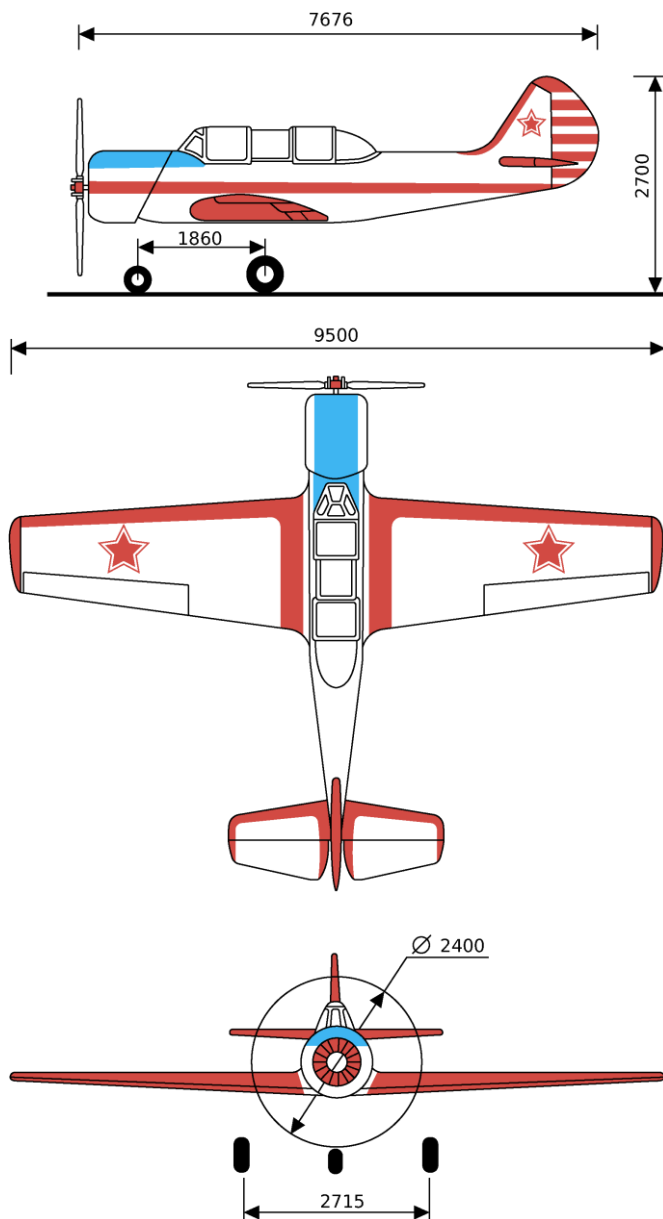


Рисунок 1. Общий вид самолета Як-52.

Основные данные двигателя

- | | |
|--|-----------------------------|
| • Условное обозначение двигателя | M-14П |
| • Система охлаждения | воздушная |
| • Число цилиндров и их расположение | звездобразное в один ряд |
| • Порядок нумерации цилиндров против часовой стрелки | верхний цилиндр №1 |
| • Степень сжатия | 6,3 +0,1 |
| • Направление вращения вала винта | левое по направлению полета |
| • Винт воздушный | V 530 ТА-Д 35 |
| • Высотность двигателя | невисотный |
| • Мощность двигателя у земли | 360 - 2 л.с. |
| • Число оборотов коленчатого вала в мин | 2900+ 1% |

Время непрерывной работы двигателя:

- | | |
|---|--|
| - на взлетном режиме | не более 5 мин |
| - на максимально-допустимых | не более 1 мин |
| - на остальных | не ограничено |
| • Время перехода (приемистость) от 700 об/мин (малый газ) до взлетного режима на неподвижном самолете | не более 3 сек |
| • Система запуска двигателя | воздушная |
| • Сорт топлива | бензин Б-91/115
октановое число не менее 91 |
| • Сорт масла | МК-22 или МС-20 |
| • Давление масла на входе в двигатель | 4 - 6 кг/см ² |
| • Минимально-допустимое давление масла | 1 кг/см ² |

Давление топлива перед карбюратором:

- | | |
|---|------------------------------|
| • на рабочих режимах | 0,2 - 0,5 кг/см ² |
| • на минимальном числе оборотов, не менее | 0,15 кг/см ² |

Температура масла на входе в двигатель:

- | | |
|---|-----------|
| • минимально-допустимая | 40°C |
| • рекомендуемая | 50 - 65°C |
| • максимальная при длительной работе двигателя, не более | 75°C |
| • максимально-допустимая в течение не более 15 мин непрерывной работы двигателя | 85°C |

Температура головок цилиндров:

- | | |
|--|------------|
| • рекомендуемая | 140°-190°C |
| • минимально-допустимая для нормальной работы двигателя | 120°C |
| • максимальная при длительной работе двигателя | 220°C |
| • максимально-допустимая при взлете и наборе высоты не более — 15 мин и не более 5% от ресурса | 240°C |

КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА ЯК-52

Фюзеляж

Фюзеляж самолета Як-52 - цельнометаллический полумонокок с работающей обшивкой. Поперечный набор каркаса фюзеляжа состоит из девятнадцати шпангоутов и дополнительного шпангоута 0, который является противопожарной перегородкой и несет узлы крепления двигателя. Этот шпангоут представляет собой глухую дюралюминиевую стенку, окантованную по контуру и подкрепленную в местах установки узлов профилями. На передней стенке шпангоута 0 установлены узлы крепления рамы двигателя, кронштейны навески передней ноги шасси, ложементы масляного бака и кронштейны крепления капота.

В нижней части фюзеляжа между шпангоутами 0 и 2 расположена ниша передней ноги шасси. Пол передней кабины расположен между шпангоутами 0 и 3, пол задней кабины — между шпангоутами 5 и 8. Полы выполнены из дюралюминиевых листов, подкрепленных продольными профилями. В местах установки ручек управления самолетом в полу сделаны вырезы, подкрепленные окантовками. После монтажа ручки управления вырезы закрываются чехлами. Стыковка крыла с фюзеляжем производится по шпангоутам 3, 5 и 8. С этой целью на шпангоутах 3 и 8 установлены передний и задний стыковые узлы. В местах их установки шпангоуты подкреплены фитингами и поперечными стенками.

В передней кабине на шпангоутах 4 и 6, в задней - на шпангоутах 9 и 10 установлены узлы крепления кресел летчиков. Оперение крепится на хвостовой части фюзеляжа: вертикальное по шпангоутам 16 и 19, горизонтальное - по шпангоутам 16 и 18.

Обшивка передней части фюзеляжа до шпангоута 12 состоит из семи дюралевых панелей толщиной 1,0 мм.

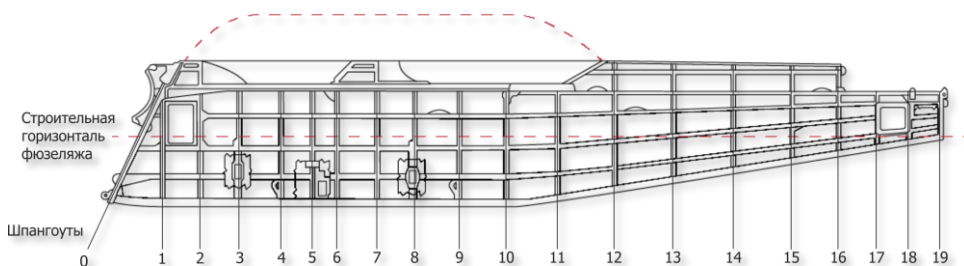


Рисунок 2. Каркас фюзеляжа самолета Як-52.

Обшивка хвостовой части фюзеляжа между шпангоутами 12 и 19 состоит из четырех панелей и верхней зашивки. Верхняя панель толщиной 0,8 мм крепится к каркасу между шпангоутами 11 и 16.

Две боковые панели толщиной 0,6 мм крепятся к каркасу между шпангоутами 12 и 15. Хвостовая панель толщиной 1,5 мм расположена между шпангоутами 15 и 19, химически фрезеруется до толщины 1,2, 1,0 и 0,8 мм. Верхняя зашивка между шпангоутами 16 и 19 имеет толщину 2 мм. Все панели крепятся к каркасу с помощью заклепок.

Кабина самолета Як-52

Фонарь

Фонарь кабины состоит из козырька, двух сдвижных, средней и хвостовой частей и расположен между шпангоутами 0 и 12.

Сдвижная часть перемещается на шести подшипниках по двум, правому и левому, направляющим рельсам, закрепленным на фюзеляже. Подшипники крепятся к боковым окантовкам с помощью фланцев и шпилек с гайками.

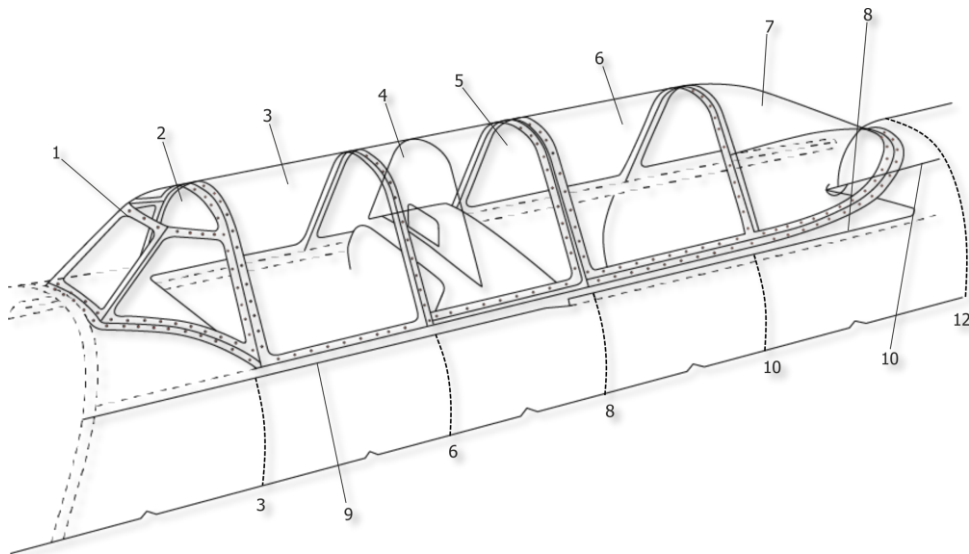


Рисунок 3. Фонарь.

1 – зеркало; 2 – козырек; 3 – сдвижная часть первой кабины; 4 – перегородка; 5 – средняя часть фонаря кабины; 6 – сдвижная часть второй кабины; 7 – хвостовая часть фонаря; 8 – направляющий рельс; 9, 10 – амортизаторы.

В закрытом положении каждая сдвижная часть фонаря запирается замком. Замок состоит из корпуса, штоля, рычага, пружины и поводка, закрепленного на штоле с помощью гайки. К поводку крепится трос, проходящий внутри трубы рамы и заканчивающийся шариком.

Рычаг замка шарнирно закреплен, на кронштейне рамы и скользит в пазу подпружиненного штоля. Он имеет второе плечо, которое выходит через прорезь в окантовке сдвижной части наружу. В закрытом положении фонаря штоль входит в гнездо на фюзеляже. Для открытия фонаря с земли необходимо нажать на второе плечо рычага замка, выходящее наружу. Для открытия замка из кабины достаточно потянуть за шарик над головой, при этом рычаг поднимается и выводит из гнезда штоль.

Кресло

Кресла пилотов установлены на шпангоутах 4 и 6 в первой кабине и на шпангоутах 9 и 10 во второй кабине. Они выполнены нерегулируемыми по высоте. Каркас каждого кресла состоит из дюралюминиевой чашки и спинки, склепанных между собой и с двумя продольными профилями П - образного сечения. К спинке и чашке прикреплены кронштейны крепления кресла к фюзеляжу.

Каждое кресло снабжено привязной системой, состоящей из плечевых, поясных и среднего ремней. Правый и левый поясные ремни крепятся к чашке кресла, плечевые ремни - к кронштейнам на шпангоутах 10 и 6, а средний ремень крепится в I кабине к кронштейну на шпангоуте 3 и во II кабине - к уху задней опоры вала управления на шпангоуте 8.

Крыло

Крыло самолёта выполнено по однолонжеронной схеме с работающей обшивкой и состоит из двух консолей. Каждая из них снабжена щелевым элероном и посадочным щитком. Консоль крыла стыкуется с фюзеляжем тремя стыковыми узлами. Стыковые узлы каждой консоли крыла располагаются на передней, стенке, лонжероне и на задней стенке. Соответствующие стыковые кронштейны фюзеляжа расположены на шпангоутах 3, 5 и 8.

В корневых частях консолей между нервюрами 4 и 5 смонтированы главные ноги шасси. В консолях крыла между передней стенкой и лонжероном и нервюрами 1-4 расположены бензобаки. Люки заливных горловин бензобаков расположены на верхней обшивке консолей крыла в районе нервюр 2. На окантовках люков заливных горловин (под крышками) установлены гнезда для штоля троса металлизации заправочного пистолета ТЗ.

На нижней обшивке левой консоли крыла за посадочным щитком между нервюрами 1 и 2 установлены два крюка для легкоъемной подножки.

Каркас крыла

Каркас консолей крыла образован продольными и поперечным наборами. Продольный набор состоит из лонжерона, передней и задней стенок, стенки элеронной щели, стенки, ограничивающей зону выреза под щиток, и набора стрингеров; поперечный набор состоит из 15 нервюр. Лонжерон консоли крыла представляет собой дюралюминиевую клепаную балку переменного

сечения, состоящую из стенки, подкрепленной уголками, и двух полок. В корневой части лонжерона на болтах установлены узлы стыковки консолей с фюзеляжем. Передняя стенка расположена между нервюрами 1 и 6, представляет собой клепаную балку, которая состоит из стенки и двух прессованных профилей. Задняя стенка изготовлена из листового дюралюминия, приклепана к стрингерам продольного набора и расположена между нервюрами 1-7. Нервюры консолей крыла разрезные. Они изготовлены из дюралюминия и состоят из носовой и хвостовой частей. На левой консоли крыла, на носке нервюры 13, установлен кронштейн крепления приемника воздушного давления, между нервюрами 10 и 11 установлен кронштейн крепления датчика ДС-1 системы ССКУА-1. В правой консоли крыла между нервюрами 1 и 3 за лонжероном установлен воздушно-масляный радиатор 2281-В. Воздухозаборник маслорадиатора створка регулировки воздушного потока размещены на общей панели, которая крепится винтами с анкерными гайками к нижней поверхности крыла по лонжерону, нервюрам 1 и 3 и стрингеру 6.

Элероны

На крыле установлены элероны щелевого типа с осевой компенсацией. Каркас элерона состоит из трубчатого дюралюминиевого лонжерона, девяти нервюр и хвостового стрингера. Нервюры крепятся к лонжерону уголками. Носок элерона обшивается дюралюминиевым листом, а весь элерон обтягивается полотняной обшивкой.

Посадочные щитки

Посадочные щитки типа „Шренк“ установлены на консолях крыла самолёта. Каждый щиток представляет собой дюралюминиевую клепаную конструкцию, состоящую из лонжерона швеллерного сечения и семи штампованных нервюр. С помощью петель, состоящих из дюралюминиевых створок и стальных шомполов, щитки крепятся к консолям крыла.

Оперение

Хвостовое оперение самолёта трапециевидной формы в плане состоит из горизонтального и вертикального оперения. К вертикальному оперению относятся киль и руль направления с аэродинамическим компенсатором. Горизонтальное оперение состоит из двух неразъемных консолей стабилизатора и двух половин руля высоты. Левая половина руля снабжена триммером.

Киль

Каркас киля образован передним и задним лонжеронами и набором нервюр. Лонжероны киля швеллерного сечения. На заднем лонжероне киля установлены два узла навески руля направления, третий узел установлен на шпангоуте 19 фюзеляжа. Перед килем установлен гаргрот, выполненный из листового стеклотекстолита и закрепленный на обшивках киля и фюзеляжа болтами и заклепками.

Руль направления

Каркас руля направления состоит из трубчатого дюралюминиевого лонжерона, пяти нервю и обвода. К носкам нервю прикрепаны обтекатель из листового дюралюминия. На лонжероне установлены три узла навески руля. Верхний и средний узлы представляют собой штампованные из алюминиевого сплава АК6 кронштейны с запрессованными в них стальными штырями. Кронштейны прикрепаны к лонжерону и носкам нервю. Нижний узел, штампованный из алюминиевого сплава АК6. Он выполнен совместно с двуплечим рычагом, управления рулем. Кронштейн отверстием надевается на лонжерон и прикрепывается к нему.

Стабилизатор

Каркас стабилизатора состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервю и стрингеров. Передний лонжерон швеллерного сечения, состоит из двух частей. Левая и правая части соединяются по оси симметрии с помощью стыковой коробки с накладками. На стенке переднего лонжерона у нервю 1 установлены на болтах кронштейны переднего узла стыковки стабилизатора с фюзеляжем. Задний лонжерон неразрезной, швеллерного сечения, состоит из стенки и двух полок. К лонжерону, между нервюрами 1, на болтах крепятся два кронштейна для стыковки стабилизатора с фюзеляжем и средний узел навески руля высоты.

Руль высоты

Руль высоты разрезной и выполнен из двух половин. Каркас каждой из них состоит из трубчатого лонжерона, заднего обода и пяти нервю. Лобовая часть руля высоты представляет собой коробчатую конструкцию, образованную носовой дюралюминиевой обшивкой носками нервю и подкрепляющей стенки расположенной впереди лонжерона. Законцовка руля высоты выполнена из листового материала АМг2М толщиной 0,8 мм, её прикрепывают к нервюе 5. Боковые узлы навески руля высоты представляют собой кронштейны со штырями. Средний узел навески руля высоты используется для соединения левой и правой половин руля; Узел представляет собой сектор, к которому крепятся фланцы правой и левой половин руля, рычаг с балансировочным грузом и тросовая проводка управления рулем высоты. В средней части сектора запрессован шарикоподшипник, с которым соединяется центральный узел навески РВ на стабилизаторе. Около нервю 3 и 5 каждой половины руля на лонжероне установлены узлы навески. Узлы навески штампованные из алюминиевого сплава АК 6. В них запрессовываются стальные штыри. Кронштейны крепятся к лонжерону и стенкам нервю. Руль высоты обтягивается полотняной обшивкой. Левая половина снабжена триммером, который расположен между нервюрами 1 и 3 и крепится к каркасу руля на шомпольной петле. Триммер изготовлен из пенопласта и обклеен со всех сторон стеклотканью. К нижней стороне триммера прикрепан кронштейн к которому под-соединяется тяга управления триммером.

Система управления самолетом Як-52

Управление самолётом осуществляется двумя командными постами ручного и ножного управления, расположенными друг за другом в первой и второй кабинах. Для обеспечения продольного, поперечного и путевого управления на самолёте имеются две независимые системы - ручное и

ножное управление. С помощью ручного управления осуществляется управление рулем высоты и элеронами, ногое — управление рулем направления. На левой половине руля высоты установлен триммер, предназначенный для снятия в полете усилий с ручки пилота.

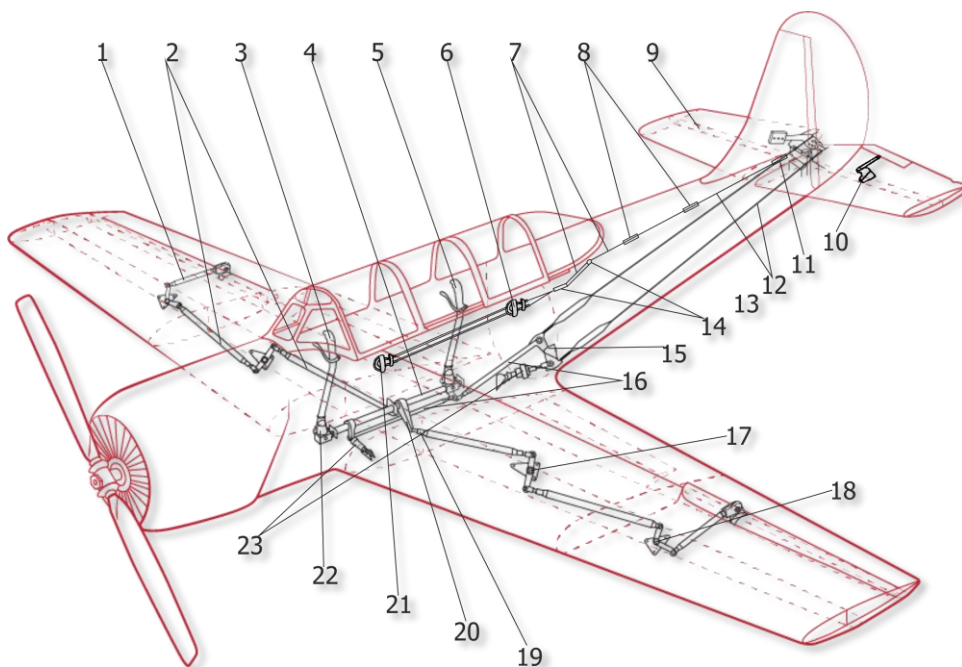


Рисунок 4. Управление рулем высоты, элеронами и триммером руля высоты.

1, 2 – тяги; 3 – ручка управления в первой кабине; 4 – вал управления; 5 – ручка управления во второй кабине; 6 – установка штурвала управления триммером РВ во второй кабине; 7 – тросовая проводка; 8 – тандеры; 9 – сектор руля высоты с противовесом; 10 – управление триммером руля высоты; 11 – кронштейн с роликом на шпангоуте; 12 – тросовая проводка; 13 – направляющие ролики; 14 – тандеры; 15 – установка сектора на шпангоуте 10; 16 – тяга; 17 – установка качалки у нервюры; 18 – установка качалки у нервюры 8; 19 – качалка управления элеронами; 20 – кронштейн с упорами; 21 – установка штурвала управления триммером РВ в первой кабине; 22 – корпус с упорами; 23 – механизм загрузки.

Управление рулем высоты

Управление рулем высоты осуществляется при помощи ручек управления, установленных в первой и второй кабинах на валу управления. При полном отклонении ручек от нейтрального положения на угол 16° (на себя или от себя) руль высоты отклоняется на $\pm 25^\circ$. Предельные углы отклонения руля высоты ограничены упорами, установленными в переднем корпусе вала управления. Управление рулем высоты смешанного типа: жесткое между шпангоутами 2 и 10 и гибкое (тросовое) - за шпангоутом 10. Ручки управления первой и второй кабин жестко соединены между собой трубчатой титановой или стальной тягой. При отклонении ручки управления в первой кабине движение через дюралюминиевую трубчатую тягу, подсоединенную к шкворню ручки второй кабины, передается на сектор, установленный на шпангоуте 10. На шпангоуте 9 установлен пружинный механизм загрузки ручек пилотов по тангажу, который шарнирно соединен с сектором, установленным на шпангоуте 10. Сектор руля высоты и сектор на шпангоуте 10 соединены между собой тросовой проводкой, концы которой заделаны на шарик.

Управление элеронами

Управление элеронами осуществляется при помощи ручек управления, установленных в первой и второй кабинах, и проводки, соединяющей качалку вала управления с элеронами. Проводка к каждому элерону жесткая, состоит из трубчатых тяг и качалок. При отклонении одной из ручек вправо или влево на угол 14° элероны отклоняются вверх на 22° и вниз на 16° . При отклонении одной из ручек управления поворачивается качалка, жестко закрепленная на валу управления, усилие от которой через качалки и тяги передается на выходную качалку управления элеронами. Предельные углы отклонения элеронов ограничиваются упорами, установленными на балке фюзеляжа.

Ручки и вал управления

Ручка управления в первой кабине установлена перед шпангоутом 3, во второй кабине — перед шпангоутом 8. Ручки шарнирно закреплены на валу управления, расположенном под полом между шпангоутами 2 и 8. Вал управления состоит из переднего и заднего валов, которые соединены между собой двумя конусными болтами.

Предельные продольные отклонения ручек ограничиваются регулируемыми упорами, установленными в корпусе крепления передней ручки. Поперечные отклонения ручек (а так же и элеронов) ограничиваются регулируемыми упорами, установленными на балке фюзеляжа. Упоры закреплены в кронштейне, который крепится к нижней полке балки болтами. Между 3 и 4 шпангоутами установлен пружинный механизм загрузки ручек пилотов по крену. Механизм через качалку соединен с валом управления. Каждая ручка управления представляет собой изогнутую трубку, к которой в верхней части прикреплен обрезиненная рукоятка, а в нижней - шкворень, служащий для крепления ручки к валу управления и подсоединения к ней тяг. Шкворень задней ручки соединяется тягой с сектором, установленным на шпангоуте 10. На верхней части ручки под рукояткой на болтах установлен кронштейн. К кронштейну шарнирно крепится тормозная ручка с тросовой проводкой управления редукционным клапаном У 139 (ПУ-7) системы торможения колес. На ручке управления во второй кабине, в верхней части обрезиненной рукоятки, установлена кнопка (КНР) растормаживания колес главных ног шасси. Стояночное торможение

колес главных ног шасси обеспечивается фиксацией в нажатом положении тормозной ручки рычага 14, установленным на ручке пилота в первой и второй кабинах.

Управление рулем направления

Управление рулем направления осуществляется при помощи педалей, установленных в первой и второй кабинах, и тросовой проводки, соединяющей секторы педалей между собой и с кронштейном руля направления. Полному ходу педалей соответствует отклонение руля направления на угол $\pm 27^\circ$.

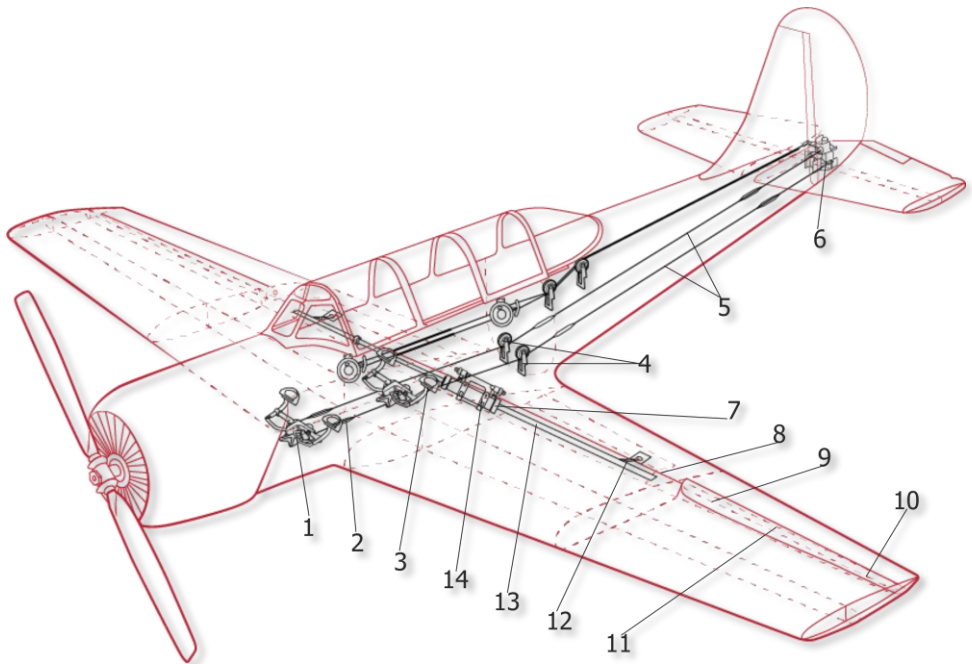


Рисунок 5. Управление рулем направления и посадочными щитками.

1 – установка педалей в первой кабине; 2 – тандер; 3 – установка педалей во второй кабине; 4 – кронштейн с роликом на шпангоуте; 5 – тросовая проводка; 6 – кронштейн руля направления; 7 – микровыключатель сигнализации убранного положения щитков; 8 – штанга; 9 – тандер; 10 – щиток; 11 – опора; 12 – микровыключатель сигнализации выпущенного положения щитков; 13 – тяга; 14 – установка цилиндра на шпангоуте 8.

Педали в первой кабине

Педали установлены на полу первой кабины пилота у шпангоута 1. Педали параллелограммного типа и могут регулироваться под рост пилота. Диапазон регулировки 100 мм. Педали смонтированы на плите, прикрепленной к полу кабины болтами. В плите на двух подшипниках закреплена ось, на который совместно крепятся сектор и механизм регулировки педалей. На секторе установлены регулируемые упоры, ограничивающие ход педалей.

Подножка педалей представляет собой кронштейн с рифленной поверхностью. К боковым стенкам кронштейна крепятся ремни, служащие для фиксации ноги на подножке. На подножке имеются уши для крепления к трубе.

Педали во второй кабине

Педали установлены на полу второй кабины пилота у шпангоута 6. Педали параллелограммного типа и могут регулироваться под рост пилота. Диапазон регулировки 100 мм. Педали смонтированы на плите, которая крепится к полу задней кабины болтами. Конструкция установки педалей во второй кабине аналогична установке педалей в передней кабине, за исключением сектора, который имеет две канавки под троса. На нижнюю канавку приходит трос от установки педалей в первой кабине. С верхней канавки трос идет на направляющие ролики и дальше к кронштейну на руле направления. Связь между педалями и дифференциальным клапаном обеспечена жестким способом при помощи тяг и штыря, закрепленных в нижней части сектора 5.

Управление триммером руля высоты

Управление триммером руля высоты механическое и осуществляется при помощи штурвалов, установленных в первой и второй кабинах. Проводка состоит из механизма управления триммером, тросов, соединяющих барабаны штурвалов с роликом механизма, качалки и трубчатых тяг от механизма до триммера.

Штурвалы управления триммером установлены по левому борту фюзеляжа: в первой кабине - между шпангоутами 3 и 4; в задней кабине - между шпангоутами 8 и 9. На барабанах переднего и заднего штурвалов закреплены троса, которые соединяют штурвалы между собой и через направляющие ролики, установленные у шпангоутов 10 и 11, подходят к направляющим роликам на заднем лонжероне стабилизатора.

Триммер отклоняется вверх и вниз на 12°. Ограничение крайних отклонений триммера осуществляется ограничителями, закрепленными на кронштейне ролика. При вращении ролика червяк перемещается в обе стороны до упора в ограничители. Указатели положения триммера руля высоты установлены на штурвалах в первой и второй кабинах.

Управление посадочными щитками

Управление посадочными щитками включает в себя: воздушный цилиндр, тяги, штанги, перемещающиеся в направляющих опорах, и тандерные тяги, соединяющие щитки со штангами. На

левых пультах в первой и второй кабинах находятся краны 625300М выпуска-уборки посадочных щитков.

Убранное и выпущенное положения щитков сигнализируются концевыми выключателями АМ 800К, установленными на нервюре I левой консоли крыла. Посадочные щитки выпускаются на 45° и удерживаются давлением воздуха в цилиндре и кинематическим замком. В убранном положении щитки удерживаются шариковым замком цилиндра.

Взлетно-посадочные устройства

Шасси

Шасси самолёта выполнено по трехопорной схеме с носовым колесом, убирается в полете, имеет жидкостно-газовую амортизацию и состоит из передней ноги с колесом 400X150 и двух главных ног с тормозными колесами 500X150. Передняя нога шасси установлена в носовой части фюзеляжа и убирается в полете под фюзеляж назад по потоку. Главные ноги шасси установлены в консолях крыла между нервюрами 4 и 5 и убираются в полете под крыло вперед, против потока. В убранном положении ноги шасси удерживаются замками. Замок убранного положения каждой главной ноги прикреплен к нижней носовой части консоли крыла; замок передней ноги к профилям в нише шасси. Замки шасси в консолях крыла закрыты обтекателями.

В выпущенном положении амортистойки шасси фиксируются складывающимися подкосами, которые становятся "враспор"; от самопроизвольного складывания подкосы предохраняются шариковым замком в подъемниках шасси. Уборка и выпуск шасси производятся подъемниками, работающими от воздушной системы.

Таблица 1. Основные характеристики шасси

Наименование	Передняя нога шасси	Главные ноги шасси
Рабочий газ в амортизаторе	жидкостно-газовая, азот технический, I сорт, ГОСТ 9293-59	жидкостно-газовая, азот технический, I сорт, ГОСТ 9293-59
Начальное давление азота в амортизаторах, кг/см², рабочая жидкость	26+1, масло АМГ-10 ГОСТ 6794-53	19+1 масло АМГ-10 ГОСТ 6794-53
Наибольший ход штока амортизатора, мм	150+1	240+1
Давление воздуха в пневматиках колес, кг/см²	3+0,5	3+0,5

Контроль положения ног шасси осуществляется с помощью механических указателей и системы электрической сигнализации, состоящей из световых табло, микровыключателей АМ-800 и элект-

тропроводки. Световые табло положения ног шасси находятся на приборных досках в обеих кабинах. Концевые выключатели убранного положения шасси установлены на замках убранного положения, концевые выключатели выпущенного положения шасси - на звеньях складывающихся подкосов.

Главные ноги шасси

Главная нога с консольным креплением тормозного колеса состоит из телескопического амортизатора, колеса, складывающегося подкоса, подъемника, замка убранного положения и механического указателя положения ноги.

Колеса K141/T141

На главные ноги установлены тормозные колеса K141/T141 с пневматическими камерными тормозами. Колеса имеют авиашины 500 X 150 модель 6 полубаллонного типа. Управление камерными тормозами колес осуществляется из обеих кабин с помощью рычага на ручке управления, соединенной с редукционным клапаном и педалей управления, соединенных с дифференциалом. Сжатый воздух, редуцированный в клапане до давления $8+1$ кг/см² через дифференциал попадает в камеры тормоза. Резиновые камеры тормоза, расширяясь, прижимают фрикционные колодки к тормозной рубашке колеса, создавая необходимый тормозной момент. После снятия давления тормозные колодки отжимаются от рубашки колеса возвратными пружинами.

Передняя нога шасси

Передняя нога шасси состоит из телескопического амортизатора, колеса, складывающегося подкоса, подъемника, замка убранного положения и механического указателя положения ноги. Амортизатор состоит из стакана, внутреннего набора, механизма установки колеса в нейтральное положение, штока с приваренной вилкой для крепления колеса и гасителя самовозбуждающихся колебаний. Колесо передней ноги имеет возможность разворачиваться в обе стороны на угол 50°²⁰. В стакане смонтирован механизм, устанавливающий колесо в нейтральное положение после снятия с колеса внешних нагрузок.

Передняя нога имеет нетормозное колесо 44-1 с авиационной 400X XI 50 модель 5 полубаллонного типа. Система уборки и выпуска шасси и система сигнализации положения ног (для передней и главных ног) аналогичны.

Воздушная система

Воздушная система самолета обеспечивает запуск двигателя, уборку и выпуск шасси, управление посадочным щитком, а также управление тормозами колес шасси. Воздушная система состоит из двух автономных систем: основной и аварийной, связанных общей магистралью зарядки. Питание сжатым воздухом каждой системы осуществляется от индивидуальных бортовых баллонов:

- основной системы - от одиннадцатилитрового шарового баллона ЛМ375Я-П-50;

– аварийной системы - от трехлитрового - шарового баллона ЛМ375Я-3-50.

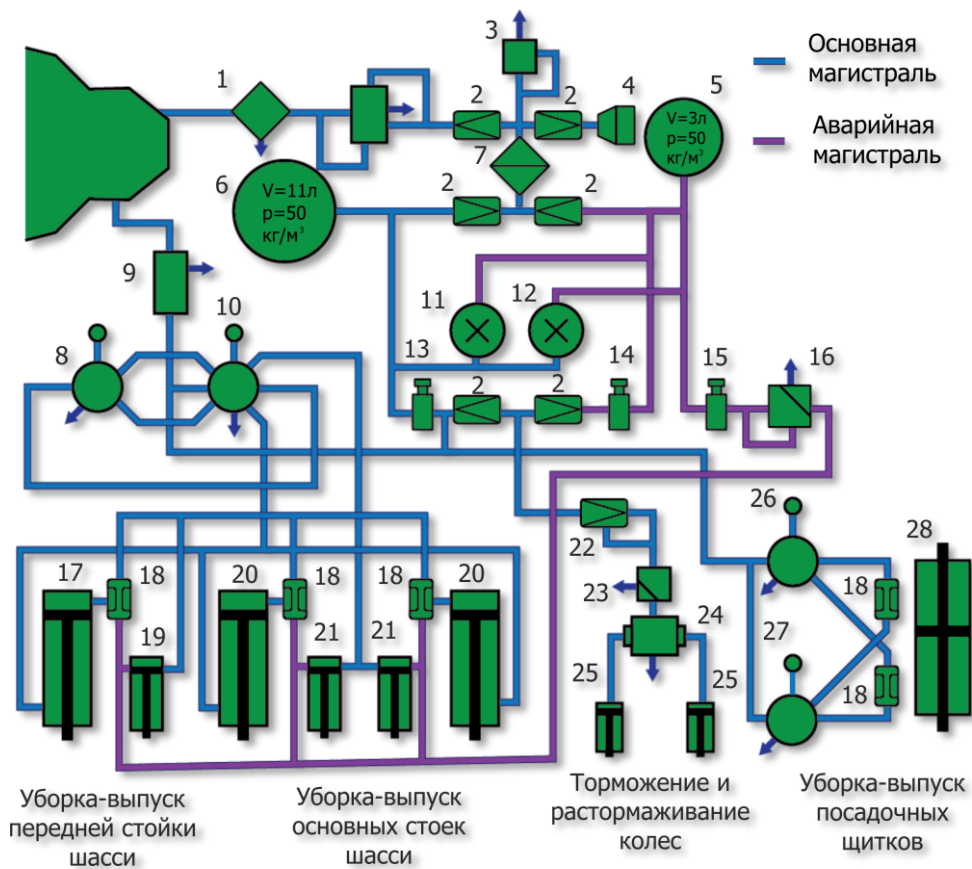


Рисунок 6. Принципиальная схема воздушной системы.

1 – фильтр-отстойник ФТ; 2 – обратные клапаны; 3 – редукционный клапан; 4 – зарядный штуцер; 5 – баллон аварийной системы; 6 – баллон основной системы; 7 – фильтр 31ВФЗА; 8 – трехходовой кран 625300М; 9 – электропневмоклапан ЭК-48; 10 – командный кран шасси; 11, 12 – манометры 2М-80; 13 – кран 992АТ (зарядка сети); 14, 15 – краны 992АТ-3 аварийного выпуска шасси; 16 – стравливающий клапан 562300; 1 – подъемник; 18 – аварийные клапаны; 19 – цилиндр открытия замка передней опоры шасси; 20 – подъемник основных опор шасси; 21 – цилиндры открытия замков; 22 – редукционный клапан ПУ-7 (У139); 23 – клапан УП53/1М; 24 – дифференциал ПУ-8 (У135); 25 – тормозные колеса основных опор шасси; 26, 27 – трехходовые краны 625300М; 28 – цилиндр уборки и выпуска посадочных щитков.

Зарядка баллонов производится через общий зарядный штуцер 3509С59 от аэродромного баллона сухим (с точкой росы не выше - 50°С) сжатым воздухом. Рабочее давление воздуха в обеих системах 50 кг/см². В полете баллон основной системы подзаряжается от компрессора АК-50А, установленного на двигателе.

Зарядный штуцер расположен на левом борту фюзеляжа между шпангоутами 10 и 11.

Давление в основной и аварийной системах контролируется по показаниям двухстрелочных манометров 2М-80, установленных на левых панелях приборных досок в обеих кабинах. Баллоны основной и аварийной системы установлены на правом борту фюзеляжа между шпангоутами 10 и 11.

Предохранительный клапан защищает воздушную систему от перегрузки, стравливая воздух через отверстия в своем корпус в атмосферу при давлении в системе более 70~ 10 кг/см², на которое оттарирована его пружина. Проводка воздушной системы состоит из жестких трубопроводов, рукавов оплеточной конструкции и соединительной арматуры.

Основная система

Основная воздушная система состоит из основного баллона ЛМ375Я-11-50, магистралей зарядки и подзарядки системы, крана сети 992АТЗ, установленного на левом пульте в первой кабине, крана шасси 625300М, командного крана шасси 525502-10, кранов щитка 625300М, электропневмоклапана ЭК-48, редукционного клапана У139 (ПУ-7), клапана растормаживания УП53/1М, дифференциала У135 (ПУ-8) и цилиндра щитка 525701-10 с двумя аварийными клапанами 524704-30. При нажатии кнопки запуска двигателя, установленной на левой панели приборной доски в первой и второй кабинах, срабатывает электропневмоклапан ЭК-48, установленный на шпангоуте 0, и воздух подается в распределитель воздуха для запуска двигателя. При выпуске или уборке шасси сжатый воздух через краны шасси, установленные на приборных досках в обеих кабинах, поступает в цилиндры замков и подъемники шасси. Оба крана соединены между собой трубопроводами. Кран шасси второй кабины является командным краном. При установке ручки командного крана в нейтральное положение можно выпускать и убирать шасси из первой кабины. При ошибке в управлении шасси из первой кабины летчик во второй кабине, исправляя ошибку, устанавливает ручку командного крана в нужное положение, при этом одновременно отключается от системы сжатого воздуха кран шасси первой кабины. После этого шасси может быть убрано или выпущено только из второй кабины. При выпуске или уборке щитка сжатый воздух через краны 625300М поступает в цилиндр. Давление от кранов 1 и 2 кабины подводится

к двум полостям цилиндра щитка через аварийные клапаны. При торможении колес сжатый воздух через клапан У139 (ПУ-7), где давление воздуха редуцируется с 50 кг/см² до 8+ 1 кг/см² через клапан растормаживания УП53/1М, который соединен с ручкой управления второй кабины, поступает в дифференциал У135 (ПУ-8), откуда распределяется в тормоза правого и левого колес главных ног шасси. Редукционный клапан управляется от рычагов, установленных на ручках управления самолетом в обеих кабинах. Клапан У139 (ПУ-7) установлен на стенке шпангоута 7 под полом второй кабины. Дифференциал У135 (ПУ-8), управляемый педалями ножного управления, обеспечивает раздельное торможение колес. Дифференциал крепится к стенке шпангоута 5 клапан растормаживания УП 53/1М - к стенке шпангоута 6.

Аварийная система

Воздухом из баллона аварийной системы пользуются в случае отказа основной системы. При выпуске шасси сжатый воздух из баллона аварийной системы попадает в цилиндры замков и через аварийные клапаны в подъемники шасси. Одновременно сжатый воздух подходит к редукционному клапану, обеспечивая торможение колес шасси от аварийной системы. Стравливающий клапан 562300 устраняет явление противодавления в подъемниках шасси во время их работы от основной системы при негерметичности закрытых аварийных кранов 992АТЗ. При открытии крана аварийного выпуска (при давлении более 5 кг/см²) стравливающий клапан закрывает выход в атмосферу.

Топливная система

Топливная система служит для размещения необходимого запаса топлива на самолете и питания двигателя топливом на всех режимах его работы при всех допустимых эволюциях самолета. В качестве топлива для питания двигателя М-14П применяется бензин Б-91/115 ГОСТ 1012-72 Топливо на самолете размещено в двух баках емкостью по 61⁺¹ л. Бензобаки расположены в правой и левой консолях крыла. В фюзеляже установлен расходный бачок емкостью 5,5⁺¹ л, служащий для обеспечения перевернутого полета и полета с отрицательными перегрузками. Из баков топливо самотеком через блок обратных клапанов поступает в расходный бачок. Два обратных клапана предотвращают перетекание топлива из одного бензобака в другой, третий - вытекание топлива из расходного бачка в бензобаки при пикировании самолета.

Топливо из расходного бачка через обратный клапан, обеспечивающий работу заливного шприца, пожарный кран, бензиновый фильтр поступает к бензиновому насосу. После насоса топливо под давлением поступает в компенсационный бачок, затем через фильтр тонкой очистки в карбюратор двигателя и к двум датчикам давления топлива. Каждый датчик выдает сигналы на свой указатель УКЗ-1. Указатели и датчики входят в комплект трехстрелочного электрического моторного индикатора ЭМИ-ЗК. Указатели УКЗ-1 расположены на приборных досках в обеих кабинах, датчики — на стенке шпангоута 0.

Для подачи топлива в цилиндры двигателя и заполнения основной топливной магистрали перед запуском двигателя используется заливной шприц, рукоятка которого расположена на приборной доске первой кабины. При взятии рукоятки на себя полость шприца заполняется топливом, поступающим от основной топливной магистрали. Заливной шприц также служит для аварийной подачи топлива при отказе насоса.

Подача топлива для разжигания масла производится через электромагнитный клапан, установленный на шпангоуте 0. Подвод топлива к клапану осуществляется при помощи гибкого трубопровода, соединенного с выходным штуцером бензонасоса. Выключатель клапана разжигания масла расположен на приборной доске первой кабины. Для перепуска избыточного количества топлива и поддержания заданного давления перед карбюратором компенсационный бачок соединен трубопроводом с расходным бачком. В трубопроводе стоят два дросселя. В нижней точке топливной магистрали между шпангоутами 5 и 6 расположен сливной кран, служащий для слива отстоя топлива.

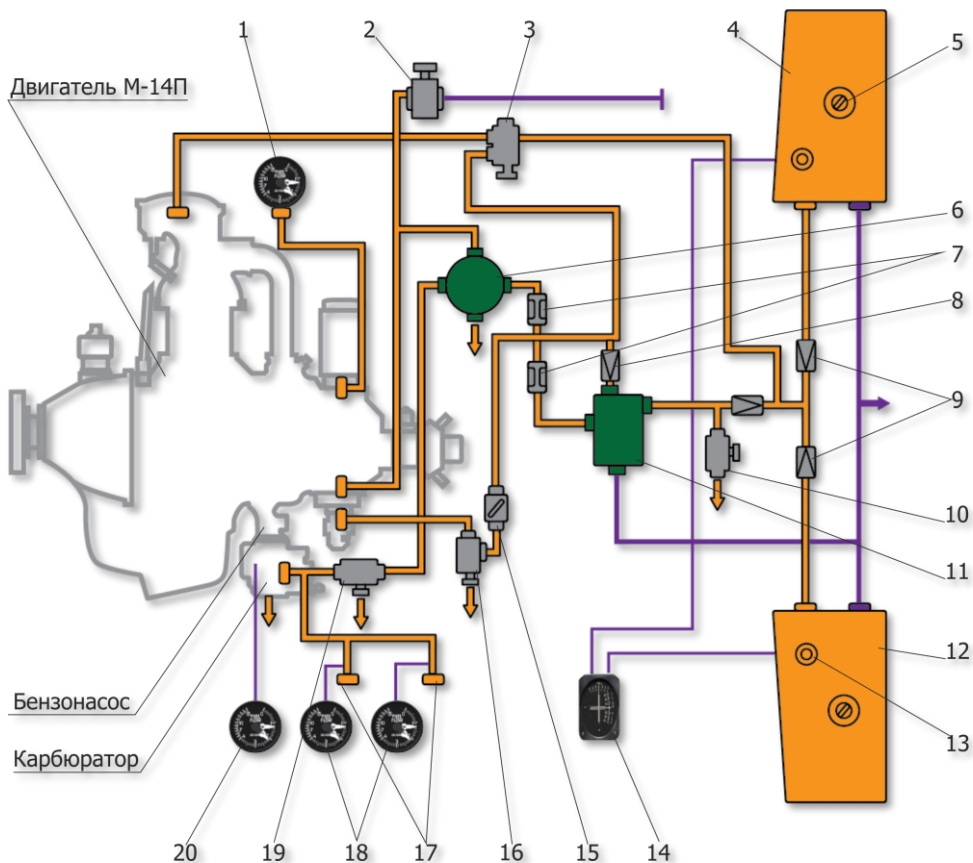


Рисунок 7. Принципиальная схема топливной системы.

1 – мановакуумметр МВ16К; 2 – кран разжижения масла; 3 – заливной шприц; 4 – правый топливный бак; 5 – заправочная горловина; 6 – компенсационный бачок; 7 – дроссели; 8 – обратный клапан; 9 – блок обратных клапанов; 10 – сливной кран; 11 – расходный бачок; 12 – левый топливный бак; 13 – датчик топливомера ДСУ-1-2; 14 – указатель сигнализатора уровня топлива ИУТ-3-1; 15 – пожарный кран; 16 – бензофильтр; 17 приемник давления топлива П-1Б; 18 – электрические моторные индикаторы ЭМИ-3К; 19 – фильтр тонкой очистки; 20 – указатель температуры смеси ТУЭ-48К.

Количество топлива в баках контролируется дискретным сигнализатором уровня топлива, который выдает информацию о запасе топлива в двух баках по 9-ти уровням на световое табло индикатора. В комплект входят: два индикативных датчика ДСУ 1-2 и один индикатор ИУТ3-1.

Датчики сигнализатора установлены в бензобаках, индикатор - на приборной доске первой кабины. На приборной доске второй кабины установлены две сигнальные лампы, загорающиеся при остатке 12 литров топлива в соответствующем баке по сигналам сигнализатора. Аварийный остаток топлива равен 24 литрам.

Краткие сведения об агрегатах

Масляная система

Масляная система самолета предназначена для подачи смазки к трущимся деталям двигателя и их охлаждения. В качестве смазки для двигателя М-14П применяется масло МС-20 (ГОСТ 1013-49).

Масляная система самолета состоит из насоса, бака емкостью 20 литров, фильтров, суфлерного бака, радиатора, маслопроводов, приемников и двух комплектов указателей давления и температуры масла. К масляной системе подключена система разжижения масла бензином с краном разжижения. Циркуляция масла в системе принудительная и осуществляется двухступенчатым шестеренчатым насосом, установленным на задней крышке картера двигателя. Маслопроводы выполнены из гибких шлангов и жестких трубопроводов.

Во время работы двигателя масло из бака самотеком поступает по шлангу в фильтр и профильтрованное - на вход к маслонуасосу. Затем нагнетающая ступень насоса подает масло под давлением в двигатель. В нем оно проходит по каналам, а также через зазоры между трущимися поверхностями деталей и форсунками направленной смазки. Затем масло стекает в отстойник двигателя, а из него через фильтр-сигнализатор раннего обнаружения стружки забирается откачивающей ступенью насоса, прокачивается через радиатор и охлажденное подается в бак. В нём масло стекает через подводящую трубку на лоток, где происходит отделение, воздуха (пенוגашение). Для бесперебойной работы масляной системы при, всех эволюциях самолёта заборник масла и воздуха масляного бака выполнены качающимися. Давление и температура входящего в двигатель масла контролируются электрическими моторными индикаторами, установленными в обеих кабинах. Два датчика давления масла, установлены на стенке шпангоута 0.

Для охлаждения масла в системе установлен воздушно-масляный радиатор с регулируемой площадью сечения выходного воздушного канала. Для эксплуатации масляной системы в условиях

отрицательных температур предусмотрена система разжижения масла бензином, которая облегчает и ускоряет подготовку двигателя к запуску и сам запуск. Система разжижения состоит из крана, трубопроводов, нажимного выключателя управления краном разжижения и дозирующего жиклёра $\varnothing 1,5^{+0,01}$ мм.

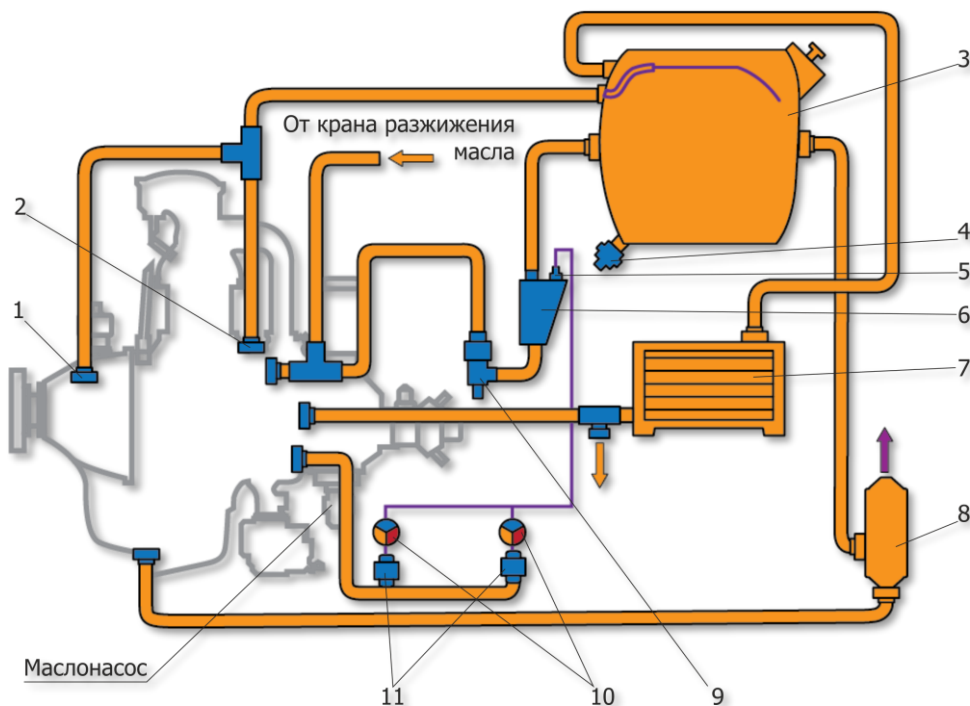


Рисунок 8. Принципиальная схема масляной системы.

1 – передний суфлер двигателя; 2 – задний суфлер двигателя; 3 – маслобак;
4 – сливной кран маслобака; 5 – приемник температуры П-1; 6 – маслокарман;
7 – воздушно-масляный радиатор; 8 – суфлерный бак; 9 – маслофильтр; 10 –
указатели из комплекта ЭМИ-ЗК; 11 – приемник давления масла П-15Б.

Обтекатель маслорадиатора

Маслорадиатор установлен в правой консоли крыла между нервюрами 1 и 2 за лонжероном и крепится с помощью профилей. Маслорадиатор закрыт съемным обтекателем. Выходное отверстие обтекателя закрыто управляемой створкой, посредством которой регулируется размер выходного отверстия канала масляного радиатора. Управление створкой механическое. К створке приклепано ухо для подсоединения тяги управления створкой. Проводка управления выполнена

в виде тяг полужесткого типа. Рычаг управления створкой установлен в кабине, на правом пульте

Элементы силовой установки

Силовая установка самолёта Як-52 состоит из двигателя М-14П с воздушным винтом В 530 ТА-Д35, подмоторной рамы, выхлопного коллектора, приводов управления двигателем и агрегатами, а также из систем охлаждения, запуска, топливной и масляной. Авиационный двигатель М14П - четырехтактный, бензиновый, воздушного охлаждения, девятицилиндровый, однорядный со звездообразным расположением цилиндров и карбюраторным смесеобразованием. Двигатель имеет редуктор, понижающий обороты вала воздушного винта, и центробежный нагнетатель с односкоростным механическим приводом.

Двигатель охлаждается воздухом, поступающим через жалюзи, установленные в лобовой части капота. Равномерное охлаждение цилиндров обеспечивают воздушные дефлекторы, установленные на каждом цилиндре. Детали двигателя смазываются маслом под давлением и разбрызгиванием. Запуск двигателя осуществляется сжатым воздухом. Магнето и проводка зажигания двигателя экранированы. Для обслуживания различных систем самолёта и двигателя на нем установлены следующие агрегаты: датчик термометра ТЦТ-13К, регулятор числа оборотов Р-2, карбюратор АК-14П, два магнето М-9Ф, бензиновый насос 702МЛ, воздушный компрессор АК-50А, генератор ГСР-3000М, масляный насос МН-14А, распределитель сжатого воздуха золотниковый типа и датчик тахометра ДТЭ-6Т. На головке каждого цилиндра установлено по две свечи зажигания и одному пусковому воздушному клапану. Двигатель с помощью подмоторной рамы крепится к узлам на фюзеляже самолёта.

Сухой вес двигателя 214 + 2 % кг

Габаритные размеры двигателя, мм:

- диаметр (по крышкам коробок клапанного механизма) 985+3
- длина 924+3

Основные данные винта В530ТА-Д35

- Диаметр 2,4 м
- Число лопастей 2
- Минимальный угол установки лопастей 14°30'
- Максимальный угол установки лопастей 34°30'
- Вес винта 40 кг

Система охлаждения двигателя

Капот

Установленный на самолет двигатель закрыт обтекаемым съемным капотом. Он состоит из верхней и нижней крышек, соединенных между собой стяжными замками. Поверхность верхней крышки капота вписана в обводы фюзеляжа. Остальная часть капота выступает за обводы, образуя между обшивкой фюзеляжа и капотом (по задней кромке) щели для выхода воздуха, охлаждающего цилиндры двигателя.

Воздухозаборник карбюратора

На нижнем фланце карбюратора установлен воздухозаборник для подачи в карбюратор подогретого воздуха. Воздухозаборник состоит из коробки фильтра, всасывающего патрубка и ковша. К верхнему фланцу коробки крепится на петле всасывающий патрубок сварной конструкции, который служит для подачи в коробку воздуха, нагретого при прохождении через оребрение цилиндров. К нижнему фланцу коробки на петле крепится ковш, обеспечивающий регулируемую подачу в коробку холодного воздуха. Управление ковшом механическое, осуществляется рычагом, установленным на правом пульте в кабине.

Жалюзи

Входное отверстие капота закрыто управляемыми жалюзи, предназначенными для регулирования количества воздуха, поступающего на охлаждение двигателя. Жалюзи створчатого типа. Они состоят из внутреннего неподвижного диска, подвижного кольца, створок и внешнего неподвижного кольца. К створкам прикреплены стальные поводки, которые входят внутрь подвижного кольца. При повороте кольца болты поворачивают поводки и вместе с ними створки жалюзи. Поворот подвижного кольца и, следовательно, угол отклонения створок ограничивается упором, установленным на неподвижном диске. Для устранения вибраций, створки попарно скреплены между собой пружинами. Жалюзи управляются с помощью тяг полужесткого типа. Рычаг управления жалюзи расположен на правом пульте в кабине.

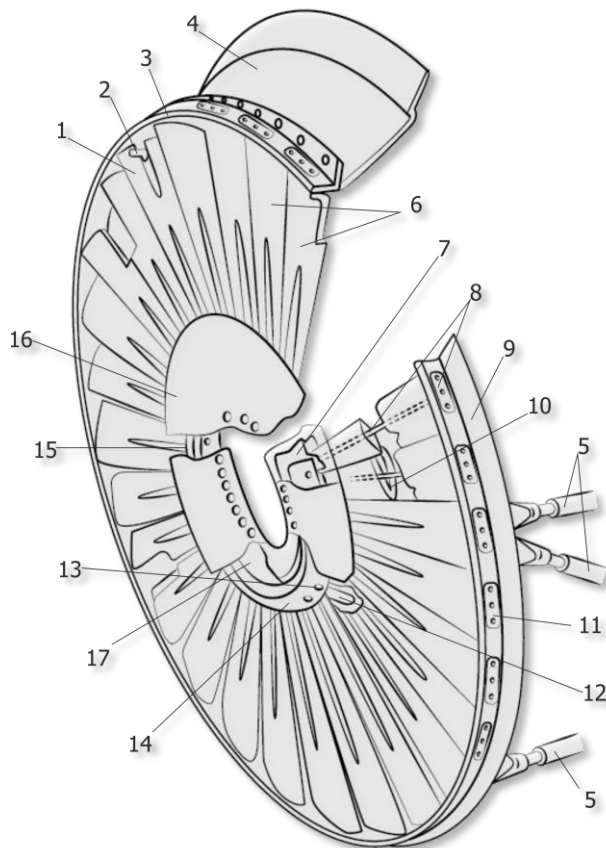


Рисунок 9. Жалюзи.

*1 – легкосъемная створка; 2 – шпингалет; 3 – прокладка; 4 – козырек;
5 – трубчатые раскосы; 6 – створки; 7 – качалка; 8 – спица; 9 – внешнее кольцо;
10 – пружина; 11 – шайбы; 12 – кронштейн крепления тяги управления;
13 – шарикоподшипник; 14 – подвижные кольца; 15 – упор; 16 – шайба
обтекателя; 17 – направляющая*

Для улучшения организации потока охлаждающего двигателя воздуха, поступающего через жалюзи, на внутреннем подвижном кольце жалюзи установлена шайба-обтекатель диаметром 420 мм, а к внешнему кольцу жалюзи в верхней части прикреплен направляющий козырек, улучшающий охлаждение верхних наиболее затененных цилиндров двигателя. Для заборников обдува генератора, компрессора и вентиляции кабины в створках жалюзи имеются три выреза.

Выхлопной коллектор

Выхлопной коллектор предназначен для сбора отработанных газов из цилиндров двигателя и отвода их в пожаробезопасную зону. Он состоит из двух отдельных не соединенных между собой частей. Правая часть коллектора объединяет пять, левая - четыре цилиндра двигателя. Каждая часть коллектора составлена из отдельных секций, изготовленных из листов нержавеющей стали и соединенных между собой хомутами и уплотнительными прокладками. Места стыка секций усилены приваренными втулками. К одной из секций коллектора равномерно по окружности приварены ребра для увеличения поверхности теплоотдачи. На этой секции закреплен кожух калорифера обогрева кабины. Коллектор к двигателю крепится с помощью ниппелей, приваренных к секциям, накидных гаек и упругих уплотнительных колец.

Обдув компрессора

Охлаждение компрессора осуществляется забортным воздухом с помощью системы обдува, которая состоит из заборного патрубка с входным раструбом, трубы и патрубка с раструбом, направляющим забортный воздух на цилиндр компрессора. Первый патрубок заборным раструбом прикреплен к неподвижному кольцу жалюзи (против выреза в створках) и телескопически соединен с трубой, закрепленной фланцем к дефлектору двигателя. Другой конец трубы с помощью хомута соединен с патрубком, непосредственно обдувающим компрессор. Этот патрубок с помощью хомута крепится к подкосу рамы двигателя.

Обдув генератора

Обдув генератора осуществляется за счет набегающего потока воздуха. Для обдува генератора установлены два патрубка - заборный и подводный. Забор воздуха происходит через окно, вырезанное в створках жалюзи, и не зависит от положения створок.

Управление двигателем и агрегатами

Управление двигателем и его агрегатами состоит из органов управления дроссельной заслонкой карбюратора (газом), шагом винта, пожарным краном, подогревом смеси, жалюзи капота и створкой выходного канала тоннеля масляного радиатора. Дроссельная заслонка карбюратора, шаг винта и пожарный кран управляются из обеих кабин с помощью рычагов, установленных на левых пультах. Жалюзи, створка канала тоннеля маслорадиатора и подогрев смеси управляются из первой кабины рычагами, установленными на правом пульте. Проводка системы управления двигателем состоит из тяг полужесткого типа. Тяги выполнены из стальных тросов, заключенных в дюралевые направляющие трубки. Вилками и шаровыми шарнирами тяги соединяются с рычагами управления двигателем и агрегатами. Крепление тяг к конструкции фюзеляжа происходит с помощью колодок. На изгибах тяг колодки устанавливаются в начале и конце изгиба.

На пультах управления дроссельной заслонкой и шагом винта установлены тормозные рукоятки, которые регулируют усилие перемещения рычагов или фиксируют их в заданном положении. Рычаги управления двигателем и агрегатами работают следующим образом: при движении вперед по полету (от себя) обеспечивается увеличение газа и уменьшение шага винта (малый шаг),

открытие пожарного крана, заслонки подогрева смеси, створки тоннеля маслорадиатора и жалюзи капота. При движении рычагов назад по полёту (на себя) обеспечивается останов двигателя, увеличение шага винта (большой шаг), закрытие пожарного крана, заслонки подогрева смеси, створки тоннеля маслорадиатора и жалюзи капота.

Воздушный винт В-530ТА Д35

Принцип действия и конструкция винта

На самолете Як-52 с двигателем М-14П установлен винт В-530ТА-Д35 совместно с регулятором постоянного числа оборотов Р-2 (или Р-7Е). На всех режимах полета винт поддерживает заданное летчиком постоянное число оборотов, обеспечивая полную мощность двигателя на заданном режиме полета.

Автоматическая работа винта основана на гидроцентробежном принципе по прямой схеме действия при одноканальной подводке масла в цилиндрическую группу винта. Перевод лопастей в сторону малого шага производится под действием момента, создаваемого давлением масла, поступающего в цилиндр винта от маслососа регулятора Р-2. Перевод лопастей в сторону большого шага производится под действием момента, создаваемого центробежными силами противовесов. При падении давления масла, поступающего от регулятора к винту, лопасти винта под действием центробежных сил противовесов переходят на упор большого шага, что обеспечивает продолжение полета. При эксплуатации винта в условиях низких температур на цилиндр винта устанавливается обогреватель.

Основные технические данные

• Редукция двигателя	0,79
• Направление вращения винта	Левое
• Диаметр винта	2,4 м
• Число лопастей	2
• Форма лопасти	Веслообразная
• Относительная толщина лопасти на $r=0,9$	0,08
• Максимальная ширина лопасти	240 мм
• Минимальный угол установки лопасти на $r=1000$ мм	12°
• Максимальный угол установки лопасти на $r=1000$ мм	$28^\circ 30' \pm 1^\circ$
• Диапазон поворота лопастей	$16^\circ 30' \pm 1^\circ$
• Принцип действия винта	Гидроцентробежный
• Схема действия	Прямая
• Регулятор постоянных оборотов	Р-2 или Р-7Е
• Угол установки противовеса	20°
• Вес винта с деталями, не входящими в собранный винт	39 кг $\pm 2\%$

Принципиальная схема действия

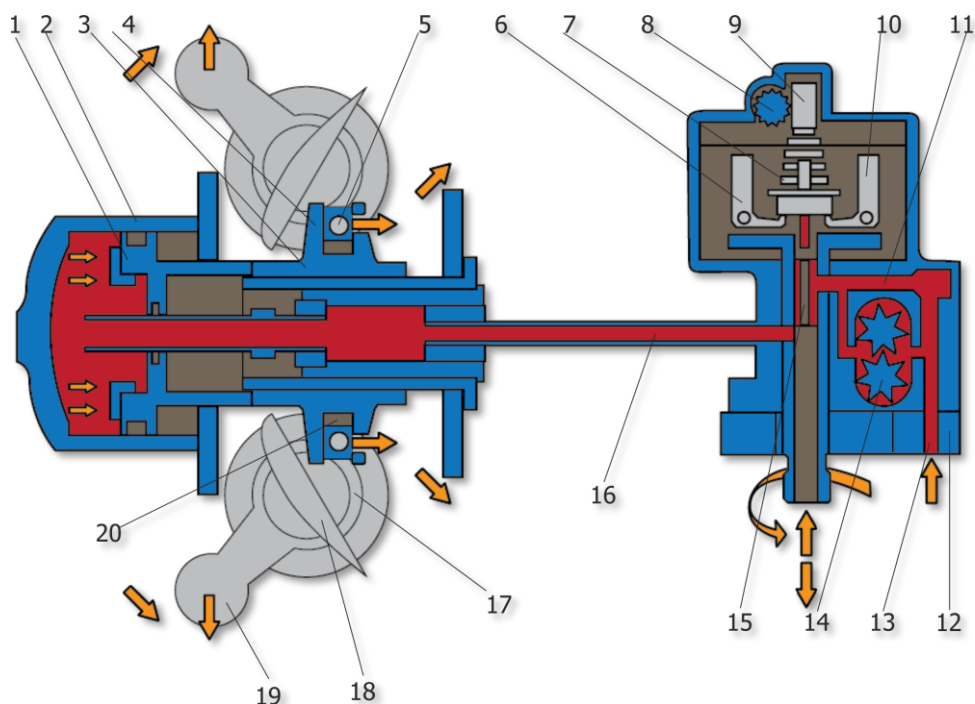


Рисунок 10. Схема действия механизма винта (равновесные обороты).

1 – поршень; 2 – цилиндр; 3 – поводок; 4 – проушины поводка; 5 – палец стакана; 6 – оси центробежных грузиков; 7 – пружина; 8 – зубчатое колесо; 9 – репка; 10 – центробежные грузики; 11 – канал выхода масла через редукционный клапан; 12 – корпус регулятора; 13 – канал подвода масла от двигателя; 14 – маслонасос регулятора; 15 – золотник; 16 – канал подвода масла к цилиндру; 17 – стакан; 18 – лопасть; 19 – противовес; 20 – сухарь.

Винт В-530-Д35 работает по прямой схеме действия и поворот лопастей в сторону увеличения шага происходит под действием моментов, создаваемых центробежными силами противовесов, а в сторону уменьшения шага - под действием моментов, создаваемых давлением масла на поршень цилиндровой группы винта. Давление масла, подаваемое маслонасосом регулятора постоянного числа оборотов, преодолевает момент центробежных сил противовесов и поворачивает лопасти на уменьшение шага. Противовесы, установленные на переходные стаканы, создают при вращении винта момент, который на всех режимах работы двигателя стремится поворачивать

лопасти на увеличение шага. Совместная работа винта и регулятора обеспечивает автоматическое изменение шага винта, поддерживая этим заданное постоянное число оборотов двигателя независимо от режимов полета и работы двигателя.

Заданная величина постоянного числа оборотов, которые должны поддерживать винт совместно с регулятором, осуществляется соответствующей настройкой регулятора. Настройка регулятора производится поворотом, находящегося в кабине летчика рычага управления винтом. Рычаг управления винтом связан с регулятором.

При изменении режима полета или мощности двигателя число оборотов двигателя может отклониться от заданного на 150-200 об/мин, но в течение 3-4 сек. возвратится к заданному.

Принудительное переключение шага лопастей выполняется летчиком из кабины при помощи рычага управления. Для того, чтобы перевести лопасти винта полностью на малый шаг, ручку управления регулятором оборотов необходимо передвинуть до отказа от себя. Для того, чтобы полностью перевести лопасти на большой шаг (уменьшить обороты двигателя), не трогая сектор газа, ручку управления регулятором необходимо передвинуть до отказа на себя.

Конструкция лопасти

Воздушные винты В-530-Д11 и В-530-Д35 изготавливают с деревянными лопастями (Рис. 43), состоящими из двух частей: металлического стакана и деревянного пера. Деревянное перо лопасти выполнено из сосновых досок, а комель лопасти, входящий в металлический стакан, из досок дельта-древесины, способной выдержать растягивающие и изгибающие нагрузки, возникающие при работе винта на двигателе.

Сосновые доски подбирают и склеивают из планок шириной 20- 70 мм, после чего стыкуют по длине с досками дельта-древесины длинным усовым соединением. Длина усового соединения по отношению к толщине склеиваемых досок равна 1 20. Склейка сосновых планок в доски и усовое соединение производится смоляным клеем ВИАМ БЗ. Для увеличения прочности прикомлевой части пера лопасти и площади склейки усового соединения дельта древесины с сосной часть дельта древесины выходит из металлического стакана в перо лопасти.

Для увеличения прочности и жесткости пера лопасти ее обработанную поверхность оклеивают двумя слоями березовой авиационной фанеры. Фанеру приклеивают к лопасти под углом 45° к оси лопасти при помощи специальных прессов, обеспечивающих плотное прилегание фанеры к лопасти.

КАБИНА



КАБИНА

Передняя кабина

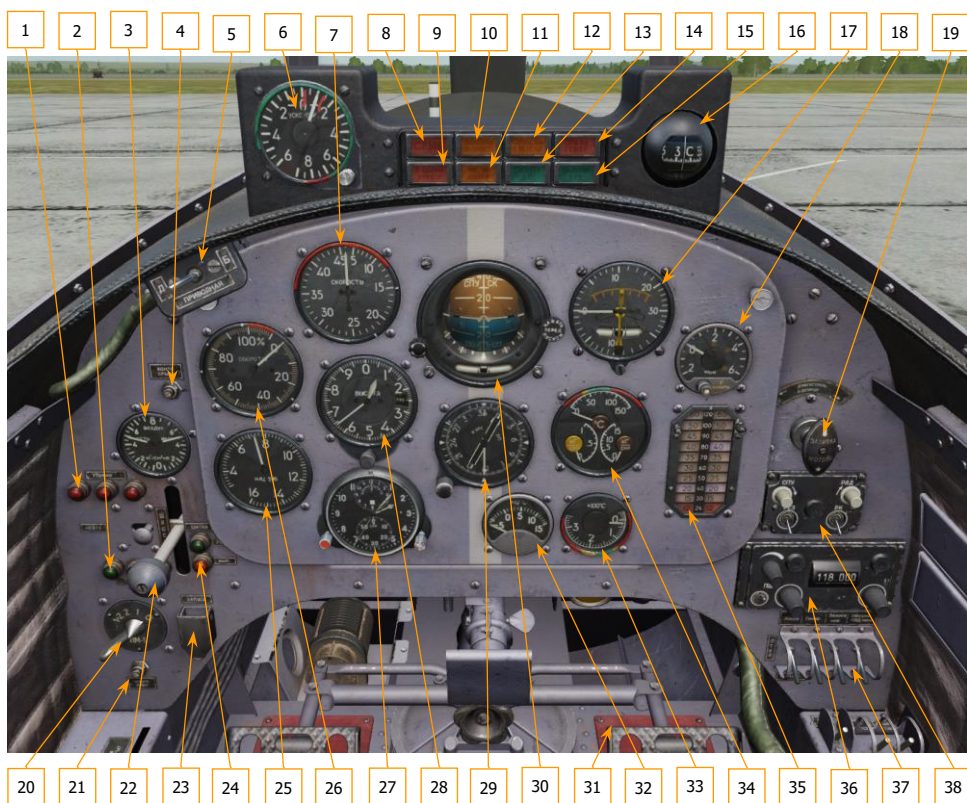


Рисунок 11. Приборная панель передней кабины.

- | | |
|--|---|
| 1. Сигнальные лампы ШАССИ ВЫПУЩЕНО | 7. Указатель скорости УС-450К |
| 2. Сигнальные лампы ШАССИ УБРАНО | 8. Сигнальная лампа СРЫВ |
| 3. Сдвоенный манометр сжатого воздуха 2М-80К | 9. Сигнальная лампа предельной перегрузки |
| 4. Кнопка КОНТР. СРЫВА КНР | 10. Сигнальная лампа ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ |
| 5. Переключатель приводного маяка РСБН ДАЛЬНИЙ – БЛИЖНИЙ | 11. Сигнальная лампа ГМК НЕ ПОЛЬЗ. |
| 6. Акселерометр АМ-9С | 12. Сигнальная лампа СТРУЖКА В МАСЛЕ |
| | 13. Сигнальная лампа ОБОГРЕВ ДС |
| | 14. Сигнальная лампа ОТКАЗ ГЕНЕР. |

- | | |
|--------------------------------------|---|
| 15. Сигнальная лампа ОБОГРЕВ ПВД | 28. Высотомер ВД-10К |
| 16. Магнитный компас КИ-13К | 29. Указатель УГР-4УК из комплекта ГМК-1А |
| 17. Комбинированный прибор ДА-30 | 30. Авиагоризонт АГИ-1К |
| 18. Вольтамперметр ВА-2К | 31. Педали управления рулем направления |
| 19. Заливной шприц | 32. Указатель температуры смеси ТУЭ-48К |
| 20. Переключатель магнето ПМ-1 | 33. Указатель температуры цилиндров ТЦТ-13К |
| 21. Кнопка КОНТР. ЛАМП | 34. Указатель индикатора ЭМИ-3К |
| 22. Кран уборки и выпуска шасси | 35. Указатель уровня топлива ИУТ-3-1 |
| 23. Кнопка ЗАПУСК ДВИГ. | 36. Пульт управления радиостанцией «ЛАНДЫШ 5» |
| 24. Сигнальные лампы ЩИТКИ ВЫП. УБР. | 37. Электрощиток автоматов защиты сети |
| 25. Мановакуумметр МВ-16К | 38. Абонентский щиток СПУ-9 |
| 26. Тахометр ИТЭ-1К | |
| 27. Часы АЧС-1К | |

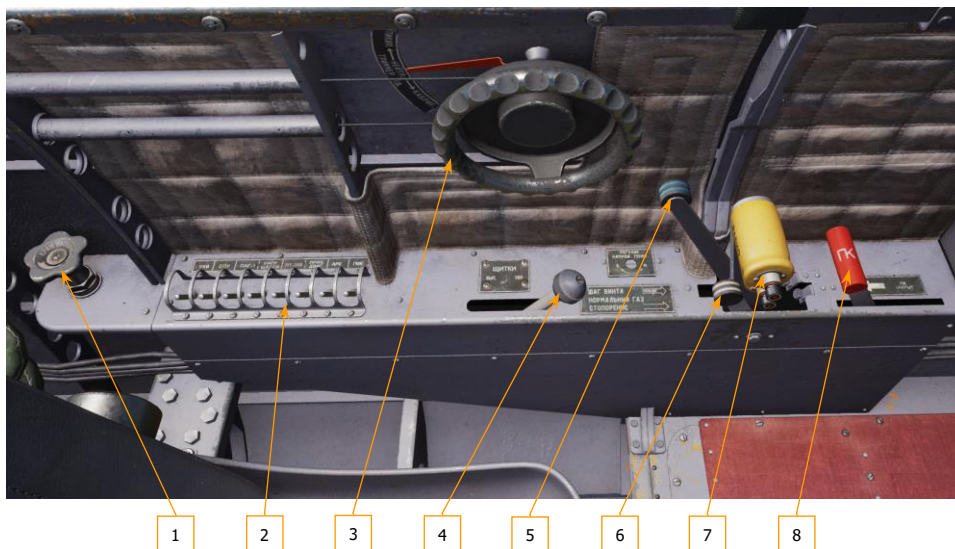


Рисунок 12. Левая горизонтальная панель передней кабины.

- | | |
|--|--|
| 1. Кран воздушной системы | 6. Рычаг стопора |
| 2. Электрощиток автоматов защиты сети | 7. Рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора с кнопками РАДИО и СПУ |
| 3. Штурвал управления триммером | 8. Рычаг управления пожарным краном |
| 4. Кран управления посадочными щитками | |
| 5. Рычаг управления шагом винта | |

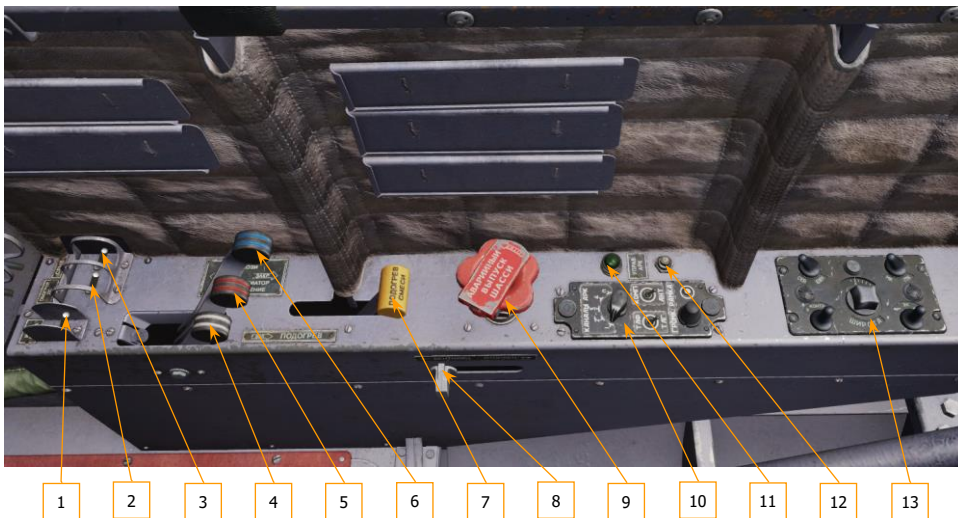


Рисунок 13. Правая горизонтальная панель передней кабины.

- | | |
|---|--|
| 1. Тумблер разжижения масла | 8. Рычаг управления вентиляцией |
| 2. Автомат включения обогрева датчика срыва | 9. Кран аварийного выпуска шасси |
| 3. Автомат включения датчика срыва | 10. Пульт управления радиоконпасом АРК-15М |
| 4. Рычаг стопора | 11. Лампа АРК |
| 5. Рычаг управления створкой маслорадиатора | 12. Кнопка АРК |
| 6. Рычаг управления жалюзи | 13. Пульт управления ПУ-26 из комплекта ГМК-1А |
| 7. Рычаг управления подогревом смеси | |

Задняя кабина



Рисунок 14. Приборная панель задней кабины

- | | |
|--|---------------------------------------|
| 1. Переключатель приводного маяка РСБН ДАЛЬНИЙ – БЛИЖНИЙ | 10. Сигнальная лампа ГМК НЕ ПОЛЬЗ. |
| 2. Тахометр ИТЭ-1К | 11. Сигнальная лампа СРЫВ |
| 3. Указатель скорости УС-450К | 12. Сигнальная лампа ГОРЮЧ 12л ЛЕВ. |
| 4. Акселерометр АМ-9С | 13. Сигнальная лампа ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ |
| 5. Сигнальная лампа ОБОГРЕВ ПВД | 14. Лампа ГОРЮЧ 12л ПРАВ. |
| 6. Сигнальная лампа АККУМ ВКЛ | 15. Сигнальная лампа СТРУЖКА В МАСЛЕ |
| 7. Сигнальная лампа ОТКАЗ ГЕНЕР | 16. Лампа ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ |
| 8. Сигнальная лампа ПРЕДЕЛЬН ПЕРЕГРЕВ | 17. Магнитный компас КИ-13К |
| 9. Сигнальная лампа ОБОГРЕВ ДС | 18. Часы АЧС-1К |
| | 19. Абонентский щиток СПУ-9 |

- | | |
|--|---|
| 20. Сигнальные лампы ШАССИ УБРАНО | 29. Сдвоенный манометр сжатого воздуха 2М-80К |
| 21. Сигнальные лампы ШАССИ ВЫПУЩЕНО | 30. Высотомер ВД-10К |
| 22. Кнопка КОНТР. ЛАМП | 31. Педали управления рулем направления |
| 23. Переключатель магнето ПМ-1 | 32. Указатель УГР-4УК из комплекта ГМК-1А |
| 24. Кнопка ЗАПУСК ДВИГ. | 33. Авиагоризонт АГИ-1К |
| 25. Командный кран уборки и выпуска шасси | 34. Указатель индикатора ЭМИ-ЗК |
| 26. Контрочная защелка крана шасси | 35. Комбинированный прибор ДА-30 |
| 27. Переключатель ЗАЖИГАНИЕ 1КАБИНА – 2 КАБИНА | 36. Указатель температуры цилиндров ТЦТ-13К |
| 28. Сигнальные лампы ЩИТКИ УБР.-ВЫП. | 37. Электрощиток имитации отказов приборов |

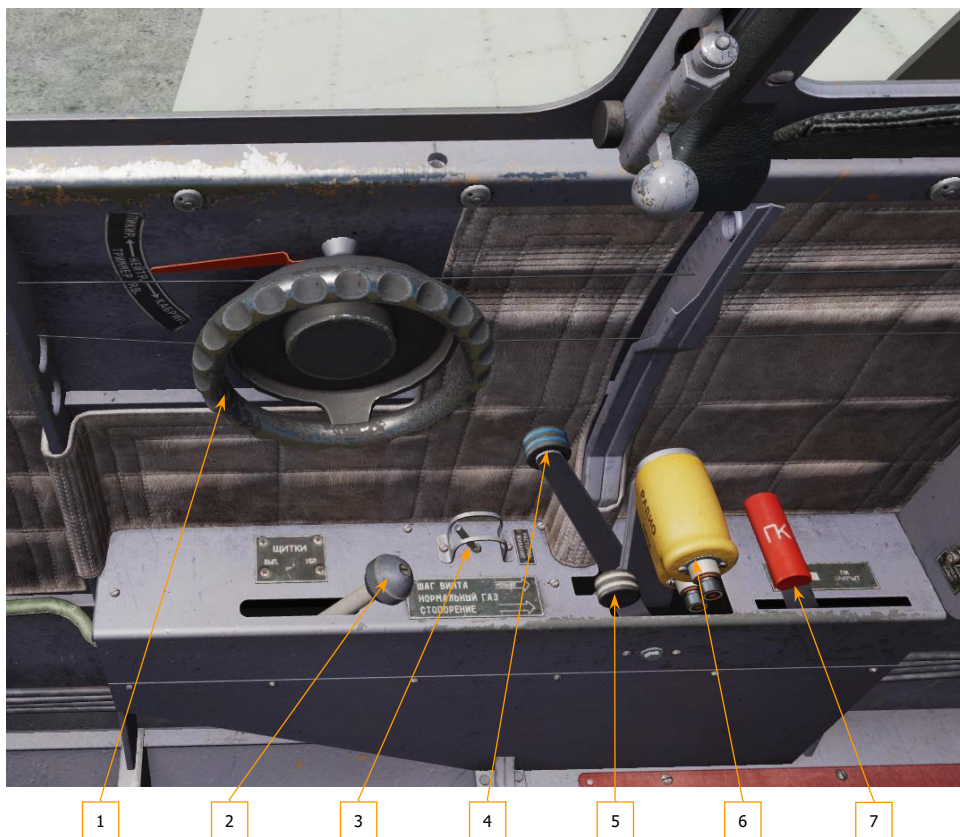


Рисунок 15. Левая горизонтальная панель задней кабины.

- | | |
|---------------------------------|--|
| 1. Штурвал управления триммером | 2. Кран управления посадочными щитками |
|---------------------------------|--|

- | | |
|--|--|
| 3. Автомат защиты сети РАСТОРМАЖИВАНИЕ | 6. Рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора с кнопками РАДИО и СПУ |
| 4. Рычаг управления шагом винта | 7. Рычаг управления пожарным краном |
| 5. Рычаг стопора | |

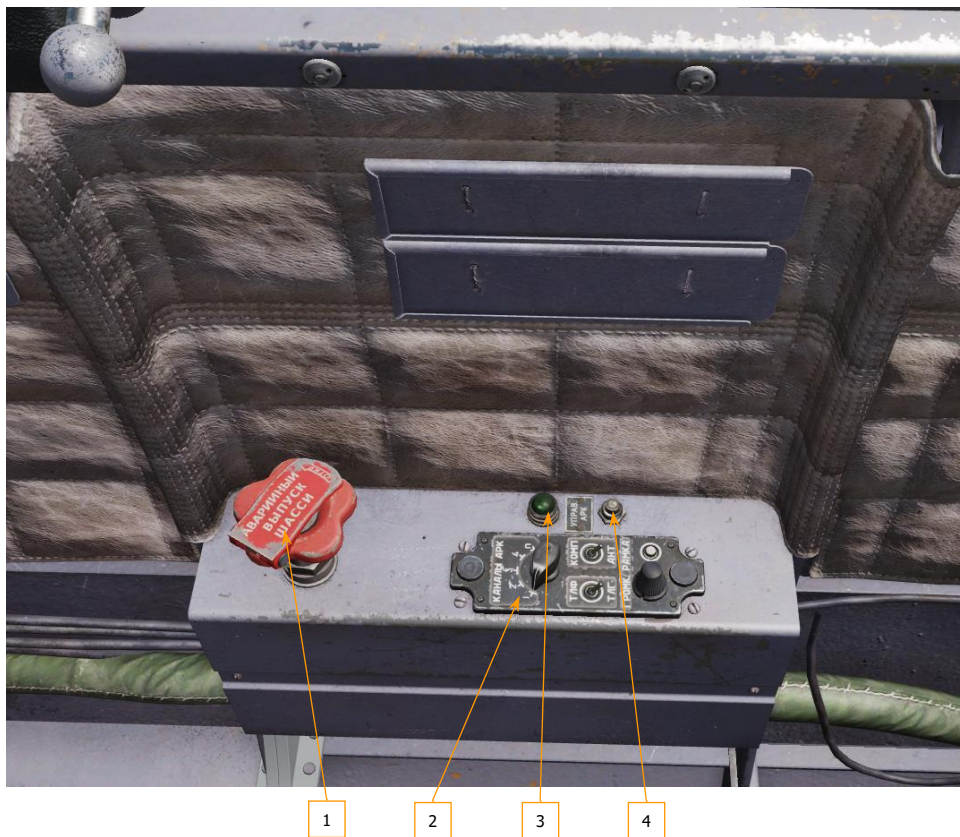


Рисунок 16. Правая горизонтальная панель задней кабины.

1. Кран аварийного выпуска шасси
2. Пульт управления радиоконпасом АРК-15М
3. Лампа АРК
4. Кнопка АРК

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ



ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Летные данные самолета Як-52

Максимальная скорость горизонтального полета (по прибору) на высоте 500 м при взлетном режиме работы двигателя составляет 300 км/ч.

Максимальная практическая дальность полета на высоте 500 м и скорости 190 км/ч при взлетной массе 1290 кг (запас топлива 119 л) с остатком топлива 10% составляет 510 км. При этом продолжительность полета равна 2 ч 45 мин.

Максимальная практическая дальность полета самолета с лыжным шасси (в перегоночном варианте с одним летчиком) на высоте 500 м и скорости 175 км/ч составляет 435 км.

Скорость сваливания на режиме работы двигателя «Малый газ» (МГ) составляет:

- В прямом полете 110 км/ч
- В перевернутом полете 140 км/ч
- С выпущенными щитками 100 км/ч

Длина разбега при скорости отрыва от земли 120 км/ч составляет 180 м

Длина пробега при скорости касания земли 115 км/ч составляет 300 м.

Эксплуатационные ограничения

Предельно допустимая скорость 420 км/ч.

Максимально допустимая скорость при пилотировании 320 км/ч.

Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки самолета с колесным шасси:

положительная	7
отрицательная	5

При остатке топлива 20 л и менее выполнять пилотаж запрещается.

Максимально допустимая скорость полета:

с выпущенным шасси	200 км/ч
с выпущенными посадочными щитками	170 км/ч

В связи с отсутствием на самолете кислородного оборудования выполнять полеты на высотах более 4000м запрещается.

Максимально допустимая скорость ветра на взлете и посадке:

встречная составляющая	15 м/с
боковая составляющая под углом 90 °	6 м/с

Минимально допустимая скорость горизонтального полета из условия предотвращения непреднамеренного срыва в штопор:

в прямом полете	130 км/ч
в перевернутом полете	170 км/ч

Время непрерывного перевернутого полета не более 2 мин.

Примечание: После выполнения непрерывного перевернутого полета в течение 2 мин повторный перевернутый полет разрешается выполнять только через 3 мин прямого полета.

При полете с выпущенным шасси ввод самолета в перевернутый полет и выполнение фигур высшего пилотажа **запрещается**.

Данные по массе и центровке

Таблица 2. **Весовые данные самолета Як-52.**

Характеристика самолета	Вариант с колесным шасси	Вариант с лыжным шасси
Масса пустого самолета, кг	1035	1075
Максимальная взлетная масса, кг	1315	1355
Максимальная посадочная масса, кг	1315	1355
<i>Полная нагрузка, кг:</i>		
экипаж с парашютами С-4У	180	180
топливо	90	90
масло	10	10
Допустимый эксплуатационный диапазон центровок, %САХ	17,5... 27	15... 27
Центровка пустого самолета с выпущенным шасси, %САХ	19,0	18,8

Основные технические данные двигателя

М-14П

Условное обозначение двигателя	М-14П
Система охлаждения	Воздушная
Число цилиндров	9
Расположение цилиндров	звездообразное в один ряд
Степень сжатия	6,3 ± 0,1
Направление вращения винта (по направлению полета)	левое
Тип воздушного винта	В530ТА - ДЗВ
Высотность двигателя	невысотный
Максимальная мощность двигателя	360 -2% л с

Время непрерывной работы двигателя:

на взлетном режиме	не более 5 мин
на максимальной частоте вращения	не более 1 мин
на остальных режимах	не ограничено
Время перехода от малого газа (26%) до взлетного режима (приемистость), с	не более 3
Заброс оборотов двигателя при резкой даче газа (в течение не более 1 с), %	109
Работа двигателя в перевернутом полете режим работы продолжительности непрерывной работы, мин	номинальный
Сорт топлива	не более 2
Октановое число	бензин Б-91/115
Сорт масла МС-20	не менее 91
Давление масла на входе в двигатель, кгс/см ²	ГОСТ 1013-49
Минимально допустимое давление масла, кгс/см ²	4-6
	1

Температура масла на входе в двигатель, °С:

минимально допустимая	40
рекомендуемая	50-65
максимально допустимая при длительной работе двигателя	75
максимально допустимая в течение 15 мин непрерывной работы	не более 85
Температура головок двигателя °С:	
рекомендуемая	140-190
максимальная при длительной работе двигателя	220
максимально допустимая при взлете и наборе высоты на время не более 15 мин (суммарное время не более 5% от ресурса)	240
минимально допустимая для нормальной работы двигателя	120
Рекомендуемая температура воздуха на входе в карбюратор, °С	10-45

Давление топлива перед карбюратором, кгс/см²

при минимальной частоте вращения	не менее 0,15
----------------------------------	---------------

на рабочих режимах

0,2-0,5

Работа двигателя в перевернутом режиме

Режим работы номинальный, продолжительность непрерывной работы, мин

Не более 2

Режимы и эксплуатационные параметры работы двигателя

Таблица 3. **Режимы работы двигателя.**

Режим	Число оборотов двигателя, %	Давление			Температура, °С			Удельный расход топлива, г/л.с. ч.
		наддув, мм. рт. ст.	топлива, кгс/см ²	масла, кгс/см ²	Головок цилиндров	воздуха на входе в карбюратор	масла на входе в двигатель	
Взлетный	99 ± 1	125±15 (изб)	0,2-0,5	4 - 6	120 - 220	+10 - +45	40 - 75	285 - 315
1. Номинальный	82 ± 1	95±15 (изб)	0,2-0,5	4 - 6	120 - 220	+10 - +45	40 - 75	280 - 310
2. Номинальный	70 ± 1	75±15 (изб)	0,2-0,5	4 - 6	120 - 220	+10 - +45	40 - 75	265 - 300
1. Крейсерский	64 ± 1	735±15	0,2-0,5	4 - 6	120 - 220	+10 - +45	40 - 75	215 - 235
2. Крейсерский	59 ± 1	670±15	0,2-0,5	4 - 6	120 - 220	+10 - +45	40 - 75	210 - 230
Малый газ	Не более 26	-	Не ниже 0,15	Не ниже 1,0	-	-	-	-

Примечания: 1. Максимально допустимая температура головок цилиндров 240°С (в течение не более 15 мин).

2. Максимально допустимая температура масла на входе в двигатель 85°С (в течение не более 15 мин)

Данные по расходу топлива на этапах полета

Таблица 4. **Расход топлива на различных режимах.**

Этапы полета	Расход топлива л.	Время, мин.	Пройденный путь, км.
Запуск, прогрев, опробование двигателя и руление	2	5	--
Взлет и набор высоты 500 м	3	2	3
Снижение с высоты 500 м	0,5	1	2,5
Полет по кругу на V _{пр} = 180 км/ч	4	5	--

Примечание. Запас топлива - 120 л
Резервный запас в 10% - 12 л.
Плотность топлива - 0,75 кг/л

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ



ЗАПУСК И ВЫРУЛИВАНИЕ

Действия перед запуском двигателя

Дополнительные действия, однако рекомендуется выполнять эти проверки при повторном запуске после посадки.

Осмотреть заднюю кабину, убедиться, что:

- переключатель зажигания в положении «1 каб.»



- переключатель магнето в положении «1+2»



- кран шасси в положении «Нейтр.» и за-
контрен защелкой



- автомат защиты сети «Растормаживание»
в положении «Выкл.»



- кран посадочных щитков в нейтральном
положении



- выключатели на щитке «Имитация отказа приборов» в положении «Выкл.»



В передней кабине перед запуском выполнить следующее:

- Убедиться, что выключены все автоматы защиты сети



- Убедиться, что кран щитков в нейтральном положении



- Убедиться, что магнето выключено, а кнопка запуска двигателя закрыта предохранительным колпачком



- Убедиться, что кран шасси в положении «Выпущено» и законтрен



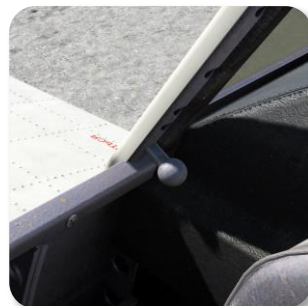
- Убедиться, что автоматы защиты сети правого пульта выключены



- Убедиться, что рычаг торможения на стопе



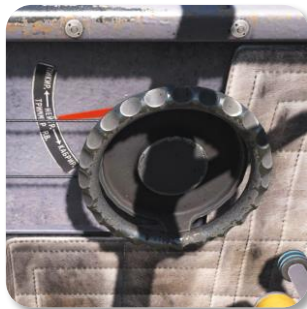
- Убедиться, что сдвижная часть фонаря легко открывается и закрывается, надежно закрываются и открываются замки фонаря



- Убедиться, что ручка и педали ходят легко, рули и элероны отклоняются правильно



- Установив триммер руля высоты в положение 1/3 хода от нейтрالي на себя (на кабрирование), проверить легкость хода и правильность отклонения триммера.



- Проверить внешнее состояние навигационно-пилотажных и других приборов, проверить показания магнитного и инструментального компаса (КИ-13), который должен показывать стояночный курс самолета.



- Установить контрольные стрелки указателя перегрузки в исходное положение.



- Установить стрелки высотомера на нуль, при этом показания давления на шкале прибора должны совпадать с фактическим давлением на земле и отличаться от него на величину не более 1,5 мм рт. Ст.



- Проверить показания часов, при необходимости завести их и установить точное время.



- На пульте управления радиостанции установить переключатель подавителя шумов (ПШ) в положение «Выкл.» (вниз), а регулятор громкости – в положение максимальной громкости.



- Открыть вентиль сети воздушной системы.



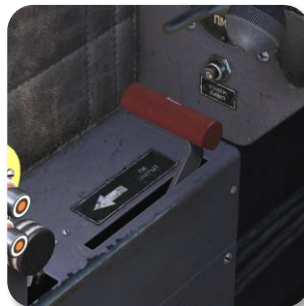
- Проверить давление воздуха в основном и аварийном бортовых баллонах, которое должно быть не менее 50 кгс/см².



- Проверить, хорошо ли перемещаются рычаги управления двигателем, воздушным винтом



- Проверить, хорошо ли перемещается рычаг пожарного крана и установить его в открытое положение (полностью от себя)



- Проверить, полностью ли зарываются и открываются жалюзи капота двигателя, а также створки туннеля маслорадиатора и подогрева воздуха на входе в карбюратор (подогрев смеси).



Проверить работу приборов. Для этого:

- Дать команду авиатехнику на подключение аэродромного питания. Установить переключатель «Аэр. Пит. – Откл. – Аккумулятор» в положение «Аккумулятор»



- Нажать до упора кнопку на авиагоризонте «Нажать перед пуском»



- Включить автоматы защиты ПТ-200 и ГМК



- Нажать кнопку на бортовом вольтамперметре (стрелка вольтметра должна показывать не менее 24 В)



- Перевести переключатель в положение «Аэр. Пит.



- Проверить напряжение источника аэродромного питания (напряжение должно быть 27 В).



- Включить автоматы защиты УКВ, СПУ, «Сигн. шасси», «Приб. двиг.», АРК, ГМК, «Срыв» и нажатием на кнопку «Контр. ламп» проверить:



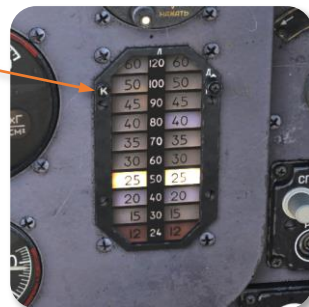
- сигнализацию шасси, горят ли зеленые лампы «Выпущено»;



- исправность сигнальных ламп и табло «Шасси убрано», «Щитки вып.», «Щитки убр.», «Предельн. перегр.», «Срыв», «Опасная скорость», «Стружка в масле», «Отказ ген.», «ГМК не польз.», «Обогрев ПВД», «Обогрев ДС».



- Проверить:
 - заправку топлива в самолете – топливомер должен показывать фактическое количество топлива в баках;
 - исправность сигнальных ламп топливомера – нажатием кнопки контроля на топливомере;



- После проверки выключить все АЗС на левом пульте



- Выключить все АЗС на правом пульте.

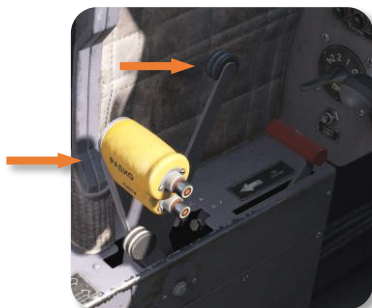


Подготовка к запуску

Перечень основных действий, необходимых для запуска двигателя.

Порядок действий:

- Установить рычаг управления двигателем в положение, соответствующее 1/3 его полного хода – 28...38%.
- Установить рычаг управления шагом винта в положение «Малый шаг».
- Установить рычаг управления пожарным краном в открытое положение (полностью от себя).



- Убедиться в том, что магнето выключено (переключатель находится в положении «0»).



- Убедиться, что автоматы защиты сети правого пульта выключены.



- Подогрев смеси выключен.
Если температура воздуха ниже нуля, включить подогрев воздуха на входе в карбюратор (рычаг управления заслонкой – полностью на себя).



- Установить заливочный шприц в положение «Заливка в цилиндры», зашприцевать двигатель (летом 5...6 подач, зимой 8...12 подач)



Проворачивать винт при холодном двигателе обязательно, а при горячем запрещается. Не разрешается заливать бензин более указанного количества, так как это может привести к гидравлическому удару.

Запуск двигателя

Перечень основных действий для запуска двигателя.

Порядок действий:

- Включить АЗС «Сигн. шасси», «Приб. двиг.»



- Включить все АЗС правого пульта



- Установить шприц в положение «Заливка в магистраль» и создать давление бензина перед карбюратором 0,2...0,5 кгс/см².



- Открыть крышку кнопки «Запуск» и нажать пусковую кнопку до отказа. Продолжительность непрерывного нажатия кнопки 3...5 с.



- После того как воздушный винт провернется на 3...5 оборотов, не отпуская кнопку запуска, включить магнето (переключатель установить в положение «1+2»).

Для улучшения запуска двигателя после первых вспышек следует произвести дополнительную подачу топлива в цилиндры заливочным шприцем.



- После того как двигатель устойчиво работает, пусковую кнопку отпустить и перевести рычаг управления двигателем в положение, соответствующее 38...41%, одновременно наблюдая за давлением масла по показанию манометра.

Если в течение 15...20 с после запуска давление масла не достигнет 1 кгс/см², немедленно выключить двигатель и выяснить причину.



- После запуска двигателя законтрить рукоятку заливочного шприца.



Прогрев двигателя

Рекомендуется выполнять прогрев двигателя после каждого холодного запуска, особенно в холодное время года.

Прежде чем приступить к прогреву двигателя, необходимо:

- установить ручку управления и педали в нейтральное положение;
- нажать рычаг торможения.

Прогрев двигателя вести при оборотах 41...44%, пока температура масла на входе в двигатель не начнет повышаться. С началом роста температуры масла увеличить обороты до 44...48%, зимой до 51% и на этих оборотах производить прогрев двигателя до достижения температуры головок цилиндров не ниже 120°C и температуры масла в двигателе не ниже 40°C.



Зимой для ускорения прогрева двигателя жалюзи капота и створка маслорадиатора должны быть закрыты. Двигатель считается прогретым, когда температура головок цилиндров будет не ниже 120°C, температура масла на входе в двигатель – не менее 40°C.



Включение и проверка авиагоризонта АГИ-1

Дополнительные действия при запуске.

Выполнить

- Включить на электрощитке автомат защиты АГИ



- Следить за показаниями авиагоризонта. Примерно через 1 мин. после включения авиагоризонт должен показать положение самолета относительно горизонта.



Включение и проверка радиостанции

- Включить автомат защиты УКВ и СПУ на электропитке. Через 2 мин. После включения радиостанция готова к работе.



- Проверить набор требуемого канала связи на пульте управления радиостанции путем установления связи с наземной радиостанцией, а при отсутствии указанной – по наличию собственных шумов радиоприемника и самопрослушивания при работе на передачу.



Проверка автоматического радиоконпаса АРК-15М

Порядок действий:

- Включить автоматы защиты сети ПТ-200, АРК;



- Включить АРК нажатием кнопки «УПРАВ. АРК»



- Установить переключатель «ТЛФ – ТЛГ» в положение «ТЛФ», при этом в телефонах должен появиться характерный шум, а у стрелки индикатора – небольшие колебания. Полная работоспособность радиоконюаса появляется через 1...2 мин после его включения;



- Установить переключатель «Приводная ближняя – Дальняя» в положение «Дальняя», а переключатель «Каналы АРК» на необходимый канал;



- Установить переключатель режимов в «Ант.», а регулятор громкости – вправо до отказа. В телефонах должны прослушиваться позывные дальней приводной радиостанции (ДПРС). При вращении регулятора громкости уровень сигнала должен измениться;



- Установить переключатель «ТЛФ – ТЛГ» в положение «ТЛГ», а переключатель режима в положение «Комп.»;



- Стрелка указателя должна показывать на ДПРС с точностью $\pm 5^\circ$;



- Установить переключатель «Приводная ближняя – Дальняя» в положение «Ближняя», а переключатель «Каналы АРК» на необходимый канал;



- Нажать кнопку «Рамка» и отвести стрелку указателя на 160°. При отпуске кнопки стрела указателя должна возвращаться в прежнее положение со скоростью не менее 30 град/с;



- Установить выключатель «РК – Выкл.» на абонентском щитке СПУ в положение «Выкл.» (на данный момент не реализовано)



Подготовка к выруливанию и руление

Перед началом выруливания необходимо осмотреться:

- влево назад – нет ли препятствий у хвоста самолёта;
- влево – не выруливают ли одновременно другие самолеты;
- влево вперед – нет ли препятствий и людей впереди самолета.

И в такой же последовательности осмотреться вправо.

Порядок действий

- Запросить разрешение на выруливание. Получив его, сбавить обороты двигателя до минимальных, подать команду «Убрать колодки». Дождаться получения от механика сигнала «Колодки убраны».
- Закрывать фонарь кабины.
- При минусовой температуре включить автоматы защиты сети «Обогрев ДС», «Обогрев ПВД» и проконтролировать их включение по загоранию сигнальных табло, начать руление.
- Автоматы защиты сети включать на земле не более чем за 5 минут до взлета.
- Плавно увеличить обороты двигателя настолько, чтобы самолет сдвинулся с места, не меняя выбранного направления. Скорость руления не должна превышать скорость быстро идущего человека.
- Во время руления ручки управления держать в нейтральном положении, тормозами пользоваться плавно, нажимая на рычаг управления тормозами короткими импульсами при нейтральном положении педалей. При рулении самолёт имеет незначительную тенденцию к развороту вправо, которая легко устраняется нажимом на левую педаль с применением тормозов. При сильном боковом ветре (8...10 м/с) во время руления необходимо ручку управления отклонить от себя за нейтральное положение и тем самым создать большую нагрузку на переднее колесо, самолет будет рулить более устойчиво.
- При продолжительном рулении на малых оборотах двигателя необходимо выключить электропотребители (АРК, ГМК, АГИ). При непродолжительном рулении обороты двигателя должны обеспечивать нормальную работу генератора.
- Вырулить на линию предварительного старта, наметить ориентир для взлета и осмотреться в левую и правую стороны (не выруливают ли на линию старта другие самолеты).
- Вырулив на взлетную полосу, прорулить по прямой 10...15 м, чтобы установить носовое колесо по линии взлета, уменьшить обороты двигателя до минимальных и остановить самолет.
- Включить на пульте управления ГМК режим ГПК и установить по указателю УГР-4УК курс взлета.
- Удерживая самолет на тормозах, проверить:
 - соответствие показаний МК на УГР 4УК взлетному курсу полосы;
 - правильность показаний авиагоризонта АГИ и радиокompаса АРК;

- установлен ли рычаг управления шагом винта в положение «Малый шаг», зимой для прогрева масла в цилиндре винта установить обороты двигателя 70% и перевести 2...3 раза воздушный винт с малого на большой шаг и обратно;
- установлен ли триммер руля высоты полностью на себя;
- убедиться, убраны ли посадочные щитки.
- При минусовой температуре на входе в карбюратор взлет производить только с включенным подогревателем воздуха.
- Осмотреться, нет ли препятствий и самолетов на взлетной, рулежной и посадочной полосах, нет ли в воздухе самолетов, уходящих на второй круг или снижающихся на посадку после четвертого разворота ниже высоты 50 м. Затем, удерживая ручку управления и педали в нейтральном положении, нажать на рычаг тормозов, увеличивая обороты двигателя до 54...57%, и запросить по радио разрешение руководителя полетов на взлет.
- Получив его, включить часы и прожечь свечи на оборотах двигателя, при которых самолет удерживается на тормозах.
 - При этом показания приборов должны быть следующими:
 - температура головок цилиндров не более 220°C и не менее 120°C;
 - давление масла 4...6 кгс/см²;
 - температура масла на выходе не более 75 и не менее 40°C;
 - давление бензина 0,2...0,5 кгс/см².

Если показания приборов выходят за указанные пределы, взлетать запрещается.

- Еще раз бегло осмотреть взлетную, нейтральную и посадочную полосы и начать взлет.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ



СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ

Для того, чтобы успешно пилотировать самолет и выполнять различные фигуры пилотажа, необходимо иметь представление о физических основах полета самолета. Четкое понимание сил, действующих на самолет – залог правильного выполнения маневров во время пилотажа.

При взлете

Разбег

На разбеге под действием разности силы тяги, действующей по направлению движения, силы трения колес и силы лобового сопротивления, действующих в противоположную сторону движения, происходит разгон для набора скорости отрыва.

- Сила трения колес $F_{тр}$ зависит от состояния поверхности ВПП и веса самолета. Мягкий грунт значительно увеличивает трение и длину разбега. В процессе разбега сила трения уменьшается, так как уменьшается сила давления колес на землю ($G - Y$). Учитывайте это при взлетах и посадках вне ВПП.
- Чем больше сила тяги, тем больше избыток тяги $\Delta P = P - (F_{тр} + Q)$, тем больше ускорение. Поэтому для сокращения длины разбега двигатель должен быть выведен на полные обороты.
- При подъеме переднего колеса летчик создает оптимальный угол атаки для отрыва, при этом создается кабрирующий момент, который уравнивается пикирующим моментом. С ростом скорости ввиду увеличения эффективности руля высоты $M_{каб}$ возрастает. Летчик должен сохранить заданный угол атаки при разбеге с поднятым передним колесом до отрыва.

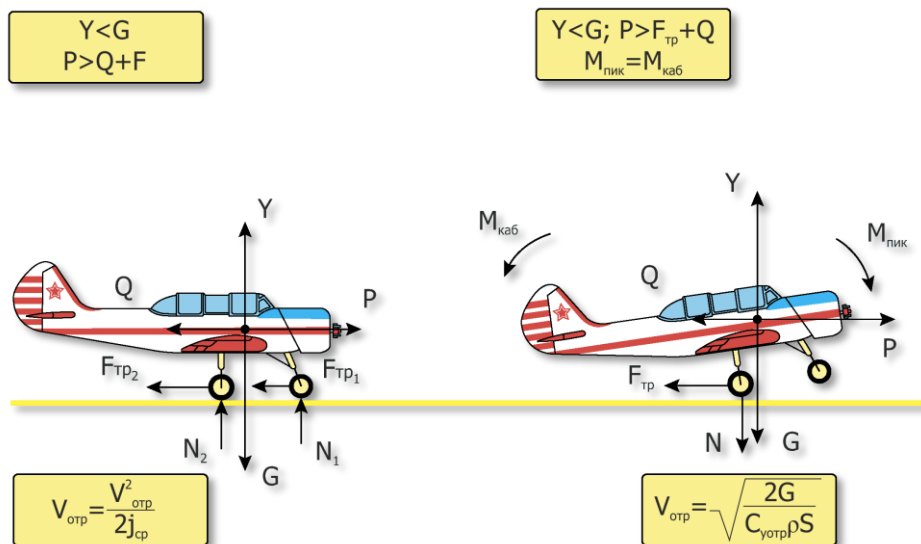


Рисунок 17. Схема сил, действующих на самолет при разбеге.

Отрыв и разгон с подъемом

- Отрыв самолета происходит за счет разности между подъемной силой и силой веса ($Y - G$).
- После отрыва производить разгон самолета с постепенным отходом от земли для достижения высоты и скорости, обеспечивающих безопасный переход к набору высоты.
- До первого разворота выдерживать постоянный угол набора высоты. При этих условиях будет соблюдаться равновесие сил: $P = Q + G_2$; $Y = G$.

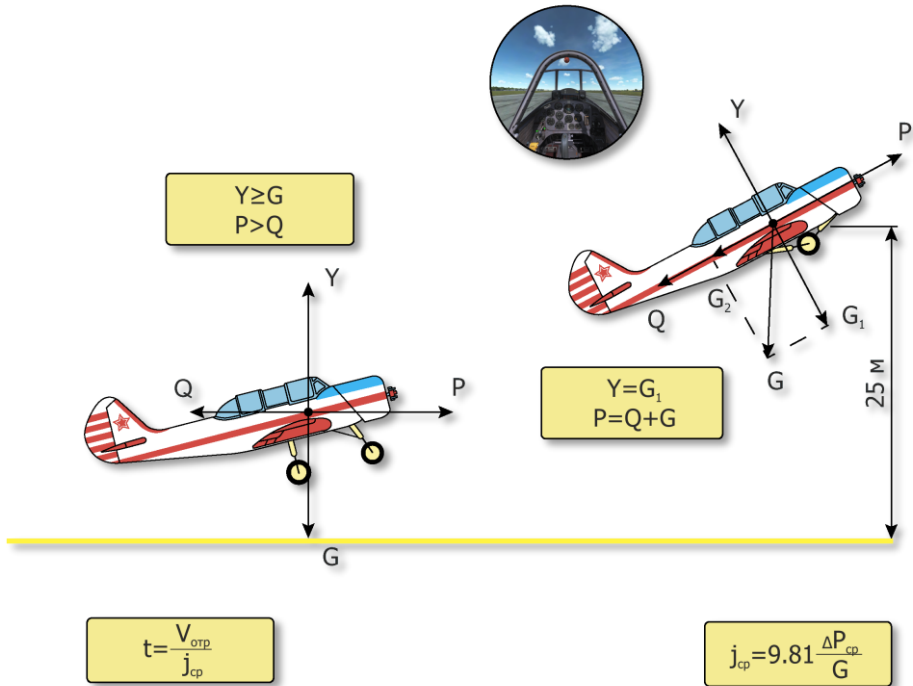


Рисунок 18. Схема сил, действующих на самолет при отрыве.

При посадке

Выравнивание

Для вывода самолета из угла планирования летчик должен отклонением руля высоты увеличить угол атаки крыла. Благодаря этому возрастает подъемная сила Y , которая становится больше составляющей силы веса G_1 ($Y > G_1$), траектория движения искривляется. Составляющая силы веса G_2 уменьшается, сила лобового сопротивления Q уменьшается, сила лобового сопротивления Q увеличивается. В результате этого $Q > G_2 + P$ скорость непрерывно уменьшается.

Выдерживание

Так как скорость на выдерживании уменьшается, быстрое падение подъемной силы необходимо компенсировать увеличением угла атаки $\alpha(C_y)$.

С этой целью летчик выбором ручки на себя продолжает отклонять руль высоты, постепенно подводя самолет к земле для мягкого приземления на два основных колеса.

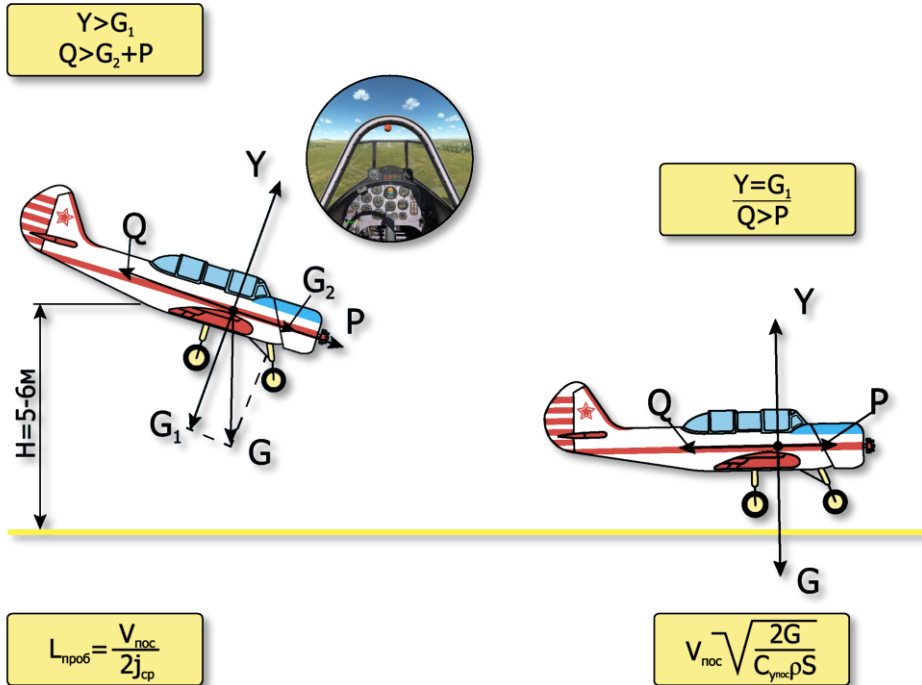


Рисунок 19. Схема действия сил, действующих на самолет при выравнивании и выдерживании.

Приземление и первая половина пробега

При мягком приземлении на два основных колеса в первой половине пробега $M_{каб} = M_{пик}$.

С уменьшением скорости на пробеге эффективность горизонтального оперения уменьшается, вследствие чего $M_{каб}$ уменьшается. Самолет плавно опускается на переднее колесо.

Вторая половина пробега

После опускания переднего колеса ручка устанавливается в нейтральное положение и производится торможение.

По мере уменьшения скорости падает подъемная сила, сила реакции земли возрастает. При этом возрастает сила трения колес и увеличивается отрицательное ускорение $j = 9,81 \cdot \frac{\Delta Q}{G}$, скорость самолета гасится в большей степени.

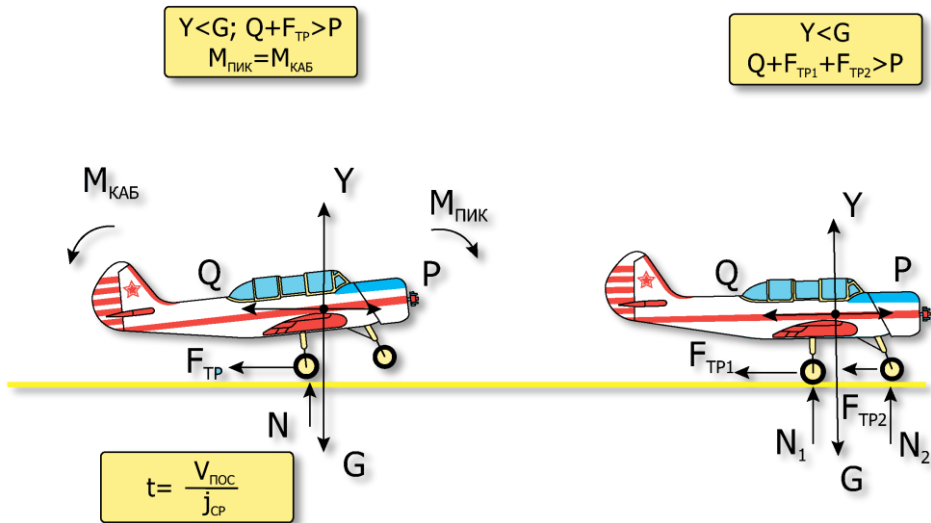


Рисунок 20. Силы, действующие на самолет на пробеге.

В вираже

Условие правильного виража

$Y_1 = G$ – условие постоянства высоты;

$P = Q$ – условие постоянства скорости;

$Y_2 = const$ – условие постоянства радиуса.

При вводе в вираж летчик создает заданный крен. С образованием его составляющая подъемной силы Y_1 уравновешивает вес самолета G . Другая составляющая подъемной силы Y_2 создает криволинейное движение в горизонтальной плоскости (приведено на схеме сил).

Для выполнения условий правильного виража летчик, выбирая ручку управления на себя, увеличивает угол атаки и подъемную силу настолько, чтобы уравновесить вес самолета и сохранить высоту. Одновременно с этим возрастает сила Y_2 и увеличивается угловая скорость.

С увеличением угла атаки возрастает лобовое сопротивление Q . Поэтому летчик должен соответственно увеличить тягу двигателя настолько, чтобы сохранить постоянство поступательной скорости.

В конце ввода наступит равновесие сил, действующих на самолет, т.е. $Y_1 = G$; $P = Q$, а неуравновешенная сила Y_2 будет искривлять траекторию.

$$V_B = V_{г.п.} \sqrt{n_y}$$

где V_B – скорость установившегося виража;

$V_{г.п.}$ – скорость горизонтального полета;

n_y – перегрузка на вираже.

$$n_y = \frac{1}{\cos(\gamma)}$$

где γ – крен на вираже;

P_B – тяга установившегося виража.

$$P_B = P_{г.п.} \cdot n_y$$

где $P_{г.п.}$ – тяга горизонтального полета;

r_B – радиус виража.

$$r_B = \frac{V_B^2}{g \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}$$

t_B – время выполнения виража.

$$t_B = 0,64 \cdot \frac{V_B}{\operatorname{tg}(\gamma)}$$

Y_1 – составляющая подъемной силы;

Y_2 – составляющая подъемной силы;

Q – лобовое сопротивление.

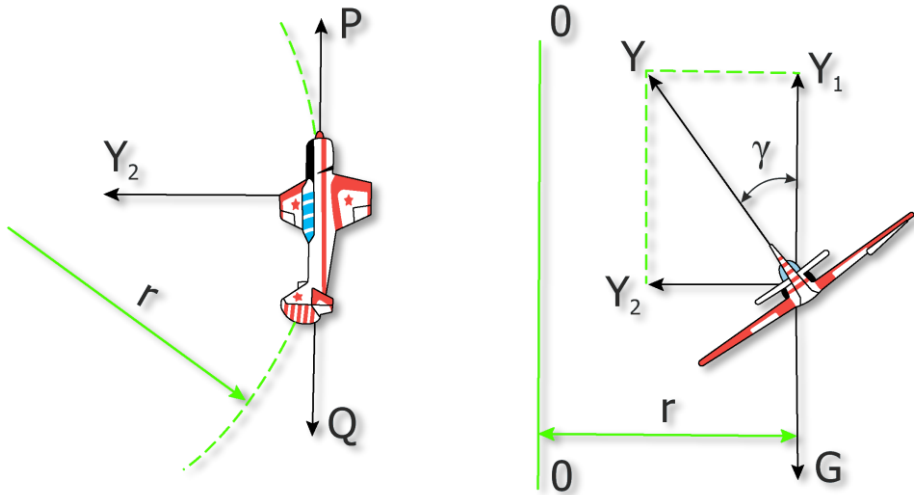


Рисунок 21. Силы, действующие на самолет в вираже.

При пикировании

Этапы пикирования:

- АБ – ввод в пикирование;
- БС – прямолинейный участок пикирования;
- СД – вывод из пикирования.

Ввод в пикирование

При вводе в пикирование из горизонтального полета искривляющей силой является подъемная сила самолета, которая уменьшается при отдаче ручки управления от себя. Перегрузка отрицательная. При отдаче ручки управления от себя создается $F_{и.с.} = Y - G$, за счет которой искривляется траектория полета самолета вниз.

Прямолинейный участок

$Y = G_1$ (при условии $\theta = const$). $P + G_2 > Q$ ((условие увеличение скорости)).

По мере увеличения скорости углы атаки необходимо уменьшить для обеспечения $\theta = const$. В противном случае увеличение скорости приведет к увеличению подъемной силы, и самолет будет стремиться уменьшить угол пикирования.

Вывод из пикирования

$Y > G_1$; $F_{н.с.} = Y - G_1$ (перегрузка $n > 1$). $P + G_2 \neq Q$.

Потеря высоты за вывод из пикирования определяется скоростью и углом пикирования, а также перегрузкой, создаваемой летчиком при выводе, и определяется формулой

$$\Delta H = \frac{V_{ср}^2 (1 - \cos(\theta_{пик}))}{k(n_{усп} - \cos(\frac{\theta_{пик}}{2}))}$$

Где $V_{ср}$ м/с; $n_{усп}$ – среднее значение истинной скорости и перегрузки.

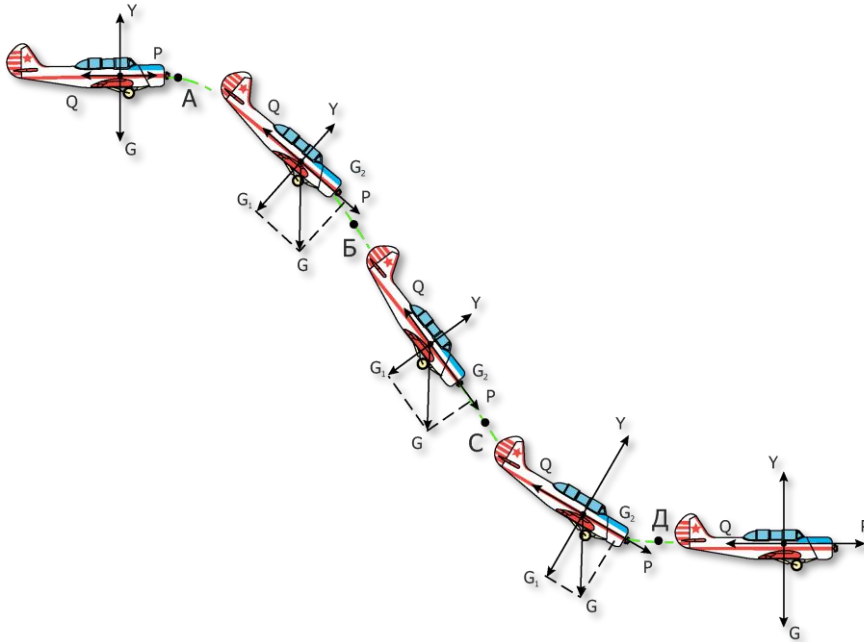


Рисунок 22. Силы, действующие на самолет при пикировании.

На горке

Этапы горки:

- АБ – ввод в горку;
- БС – прямолинейный участок горки;
- СД – вывод из горки.

Ввод в горку

$$Y > G_1; F_{ц.с.} = Y - G_1; n = \frac{Y}{G_1}; n > 1$$

где Y – подъемная сила;
 $F_{ц.с.}$ – центробежная сила;
 $Q + G_2 > P$ (в процессе ввода скорость самолета падает).

Для уменьшения подъемной силы в конце ввода угол атаки необходимо уменьшить незначительной отдачей ручки от себя.

Прямолинейный участок горки

$Y = G_1$ (условие постоянства угла набора высоты);

$Q + G_2 > P$ (условие уменьшения скорости).

По мере уменьшения скорости происходит уменьшение подъемной силы. Для обеспечения условия $Y = G_1$ углы атаки необходимо увеличивать.

Вывод из горки

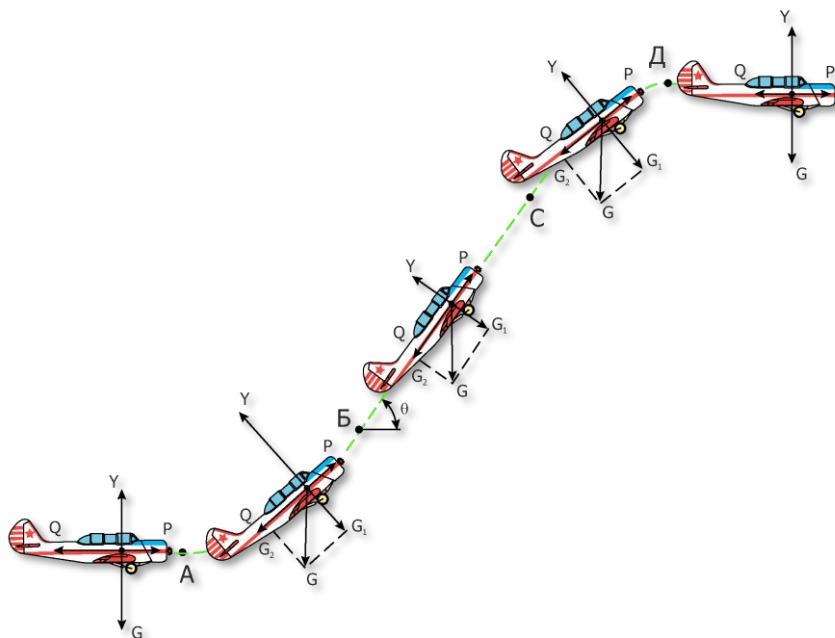


Рисунок 23. Силы, действующие на самолет на горке.

Во избежание возникновения больших отрицательных перегрузок вывод из горки производить плавным движением ручки управления от себя. Центробежная сила, искривляющая траекторию самолета вниз, является разностью между весом самолета и его подъемной силой:

$$F_{ц.с.} = Y - G_1$$

При боевом развороте

При выполнении боевого разворота необходимо развернуть самолет на 180° с максимальным набором высоты за минимальное время.

1. Для достижения этой цели на вводе в боевой разворот угол атаки и крен следует увеличивать постепенно, при этом составляющая подъемной силы Y_1 , увеличиваясь, становится больше силы веса G . Другая составляющая подъемной силы Y_2 искривляет траекторию.

При угле разворота на $100...130^\circ$ крен и угол набора следует уменьшать с таким расчетом, чтобы предотвратить потерю скорости при выводе.

- Для этого в конце второй трети боевого разворота угол атаки необходимо уменьшать. При этом составляющая подъемной силы Y_1 тоже убывает, что в свою очередь вызывает уменьшение угла набора и составляющей силы веса самолета G_1 . Разность между силами $Q + G_2$ и силой тяги P уменьшается. Скорость полета падает в меньшей степени.
- При выводе из боевого разворота, когда летчик отклонением ручки и педали уменьшает угол атаки и крен, происходит уменьшение составляющей подъемной силы Y_1 и Y_2 и увеличение составляющей силы веса G_1 . Из-за разности сил $Y_1 - G_1$ искривляется траектория в вертикальной плоскости и происходит дальнейшее уменьшение угла набора. За счет уменьшения составляющей силы веса G_1 . Из-за разности сил $Y_1 - G_1$ искривляется траектория в вертикальной плоскости и происходит дальнейшее уменьшение угла набора. За счет уменьшения составляющей Y_2 до нуля разворот самолета в горизонтальной плоскости прекращается.

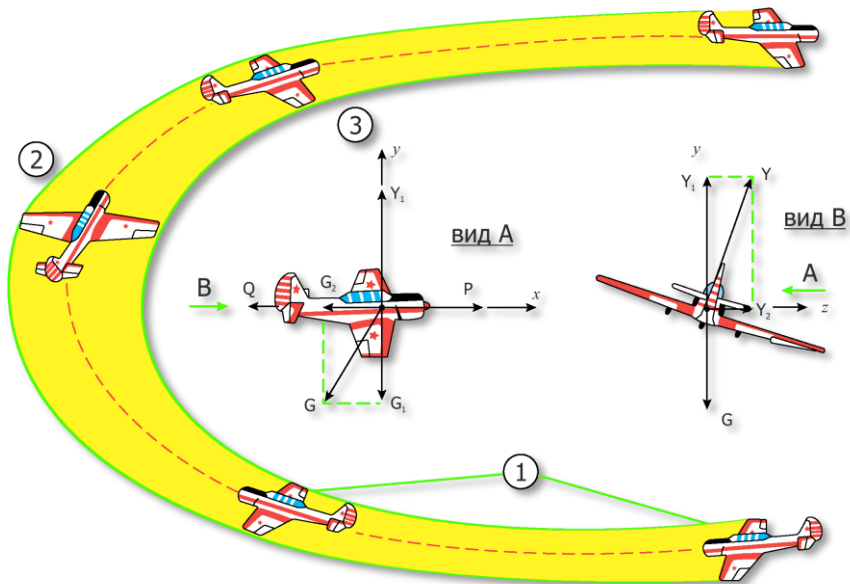


Рисунок 24. Силы, действующие на самолет на боевом развороте.

При петле Нестерова

В начале ввода в петлю во избежание потери скорости в верхней части траектории ручку следует выбирать плавно, так как с увеличением угла атаки увеличивается подъемная сила и сила лобового сопротивления. Под действием искривляющей силы ($Y - G_1$ – разность между подъемной

силой и составляющей силы веса) самолет движется по криволинейной траектории. На восходящем участке траектории силы тяги P меньше суммы сил лобового сопротивления и составляющей силы веса $Q - G_2$. Поэтому скорость полета непрерывно падает.

Темп выбора ручки на себя на восходящем участке траектории петли должен быть таким, чтобы обеспечить скорость в верхней точке не менее 140 км/ч по прибору.

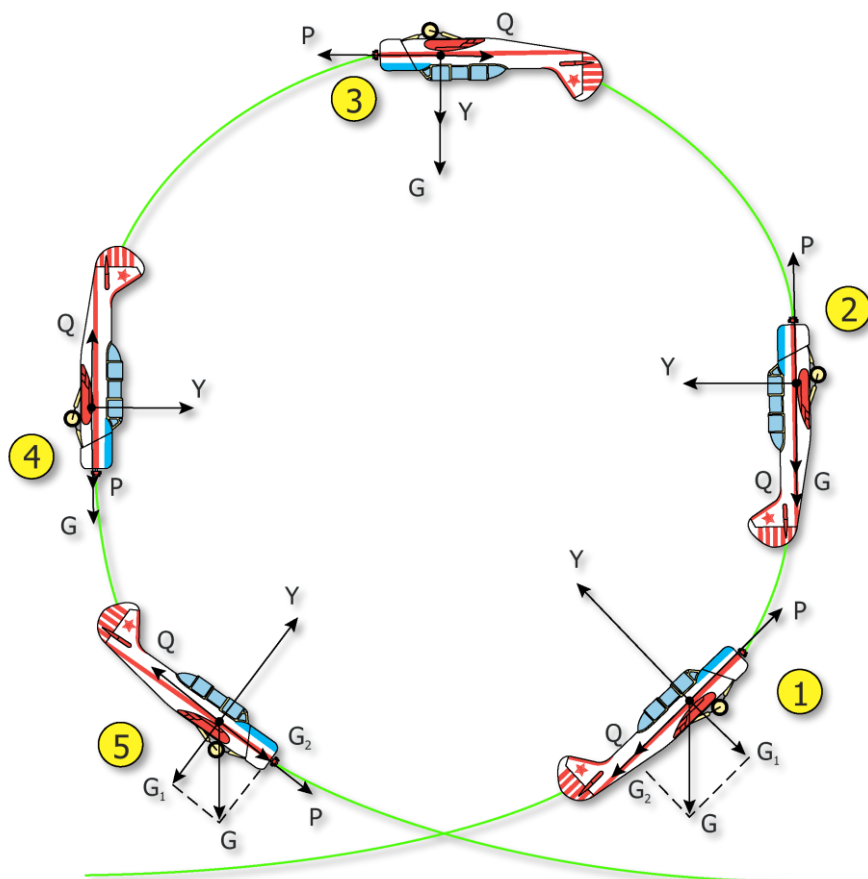


Рисунок 25. Силы, действующие на самолет в петле Нестерова.

Так как сила веса и подъемная сила при положении вверх колесами направлены в одну сторону, самолет легко переходит в пикирование. Искривляющей силой является подъемная сила и составляющая силы веса, перпендикулярная к траектории $Y+G_1$. Под действием разности сил

составляющей силы веса по траектории G_2 и силы лобового сопротивления Q самолет быстро набирает скорость.

Разность между подъемной силой Y и составляющей веса G является искривляющей силой, под действием которой самолет выходит из пикирования. Летчик должен выбирать ручку с таким темпом, чтобы не допустить выход на большие углы атаки, при которых начинается тряска, а также чрезмерного увеличения скорости и большой потери высоты на выводе.

ПОЛЕТ ПО КРУГУ

До полетов летчик (курсант) обязан:

- хорошо изучить район аэродрома;
- усвоить правила эксплуатации самолета, двигателя и оборудования кабины;
- изучить летные данные самолета и особенности его пилотирования;
- усвоить правила и технику выполнения всех элементов полета по кругу, запомнить положение передних частей самолета относительно горизонта на основных режимах полета;
- хорошо знать расположение приборов и оборудования кабины, отработать порядок действий с оборудованием;
- запомнить порядок осмотрительности и меры безопасности при полетах по кругу;
- усвоить правила радиообмена при полетах в районе аэродрома.

Во время полета необходимо:

- настойчиво вырабатывать навыки строгого соблюдения последовательности действий при выполнении элементов полета по кругу;
- тщательно готовиться к каждому полету, продумывать порядок действий при подготовке к нему и как правильно устранять ошибки, допущенные предыдущих полетах;
- правильно оценивать воздушную обстановку и метеорологические условия перед каждым полетом, а также непрерывно вести осмотрительность в воздухе;
- знать порядок действий в особых случаях, возможных при полетах по кругу;
- к концу вывозной программы уметь правильно анализировать ошибки, допущенные в полетах, делать выводы по мерам их предупреждения;
- научиться четко выполнять все элементы полета по кругу, всегда помнить, что взлет и посадка являются сложными элементами любого полета.

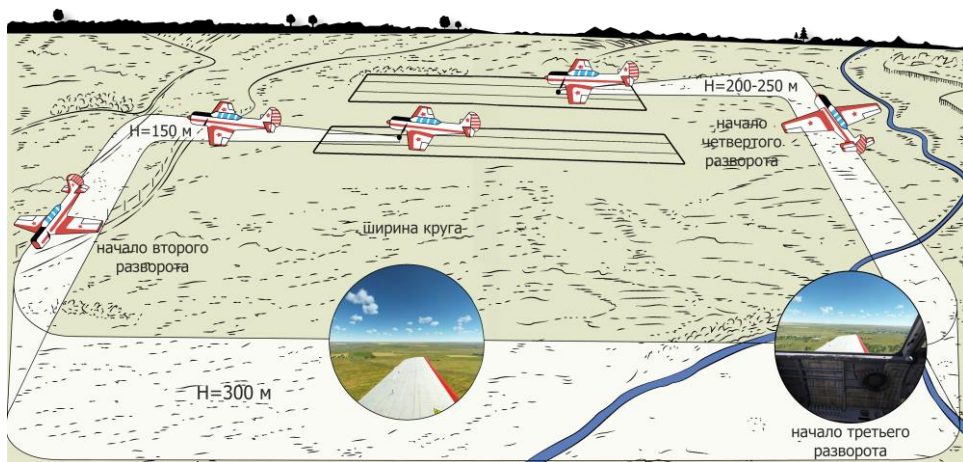


Рисунок 26. Схема полета по кругу.

Взлет и набор высоты

Порядок действий:

- Запросить у руководителя полетов разрешение на взлет. Отпустить рычаг управления тормозами, плавно увеличить обороты двигателя, не допуская изменения выбранного направления для взлета, начать разбег, удерживая ручку управления в нейтральном положении, довести обороты двигателя до полных. На разбеге самолет имеет тенденцию к развороту вправо, которая устраняется отклонением левой педали.
- По достижении скорости 90 км/ч плавным движением ручки на себя поднять переднее колесо до взлетного положения.
- Отрыв самолета от земли происходит на скорости 120 км/ч.
- При отрыве взгляд перенести на землю влево от продольной оси самолета на 25...30° и вперед на 25...30 м, следить за высотой, направлением, в то же время не терять направления и не допускать крена.
- Выдерживание самолета над землей производить с постоянным отходом от нее до скорости 160 км/ч, после чего плавно перевести самолет в набор высоты.
- На высоте не менее 20 м убрать шасси. Проконтролировать уборку по сигнальным лампочкам и механическим указателям. После этого установить режим работы двигателя с такими параметрами: наддув уменьшить на 25...30 мм рт. ст., рычагом управления шагом винта установить обороты двигателя 82%. при подъеме на скорости 170 км/ч горизонт проходит у основания козырька передней кабины. Следить за скоростью.
- Снять давление на ручку триммером руля высоты.

- Проконтролировать показания приборов:
 - температура головок цилиндров 140...190° С;
 - температура масла на входе в двигатель 50...65° С;
 - давление масла 4...6 кг/см²;
 - давление бензина 0,2...0,5 кгс/см².
- Выдерживать скорость 170 км/ч.
- После контроля за показаниями приборов осмотреться:
 - Влево вперед – определить, есть ли самолеты в воздухе и не мешают ли они полету, сохраняется ли направление полета, расположение посадочных площадок на случай вынужденной посадки;
 - Влево в сторону (вниз и вверх) – проверить, нет ли вблизи других самолетов.
 - В таком же порядке осмотреть пространство справа и вправо назад – выдерживается ли направление полета относительно посадочных знаков и нет ли самолетов, уходящих на второй круг.

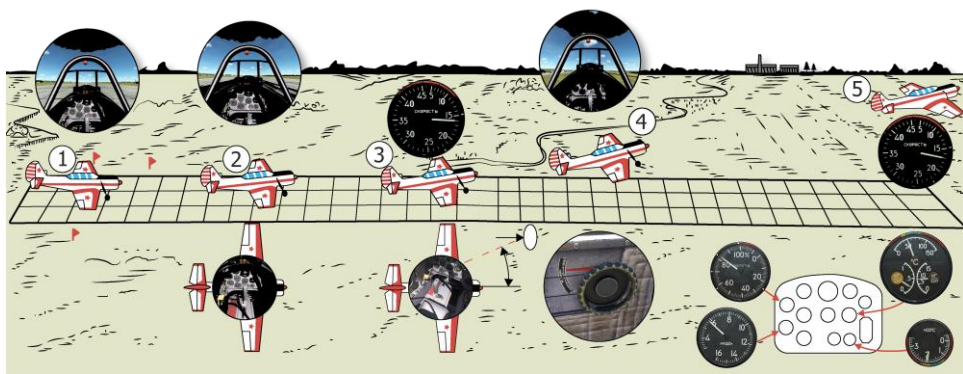


Рисунок 27. Схема взлета.

Первый и второй развороты

Первый разворот

Порядок действий

На высоте 130...150 м осмотреться: влево вперед – нет ли самолетов, которые могут помешать развороту, выбрать посадочные площадки для вынужденной посадки, продолжить осмотр влево назад, влево в сторону, влево вперед – проверить положение капота относительно горизонта, направление, крен. В такой же последовательности осмотреться и в правую сторону. После

осмотра наметить ориентир под углом 90° к направлению полета для вывода самолета из первого разворота.

На высоте 150 м проверить скорость, которая должна быть 170 км/ч, и плавными координированными движениями ручки управления и педалей ввести самолет в разворот.

Когда крен достигнет заданной величины (30°), небольшим движением педали в сторону, противоположную крену, устранить стремление самолета увеличить угловое вращение и движением ручки управления в сторону, обратную развороту, удерживать заданный крен.

В установившемся развороте распределять внимание на:

- положение капота относительно горизонта;
- величину крена и углового вращения;
- выдерживание скорости 170 км/ч;
- положение шарика в центре прибора ДА-30.

Вывод самолета из разворота начинать за $20...25^\circ$ до намеченного ориентира на скорости 170 км/ч. Для сохранения скорости при выводе из разворота ручку управления необходимо слегка отжать от себя.

Установить нормальное положение капота самолета относительно горизонта для режима подъема, проверить скорость, которая должна быть 170 км/ч, и осмотреться. Наметить, куда производить посадку при отказе двигателя.

Второй разворот

Его начало определяется по моменту, когда угол, заключенный между продольной осью самолета и линией визирования на посадочное «Т», будет равен 45° .

Второй разворот в наборе высоты выполнять на скорости 170 км/ч, а в горизонтальном полете – на скорости 180 км/ч.

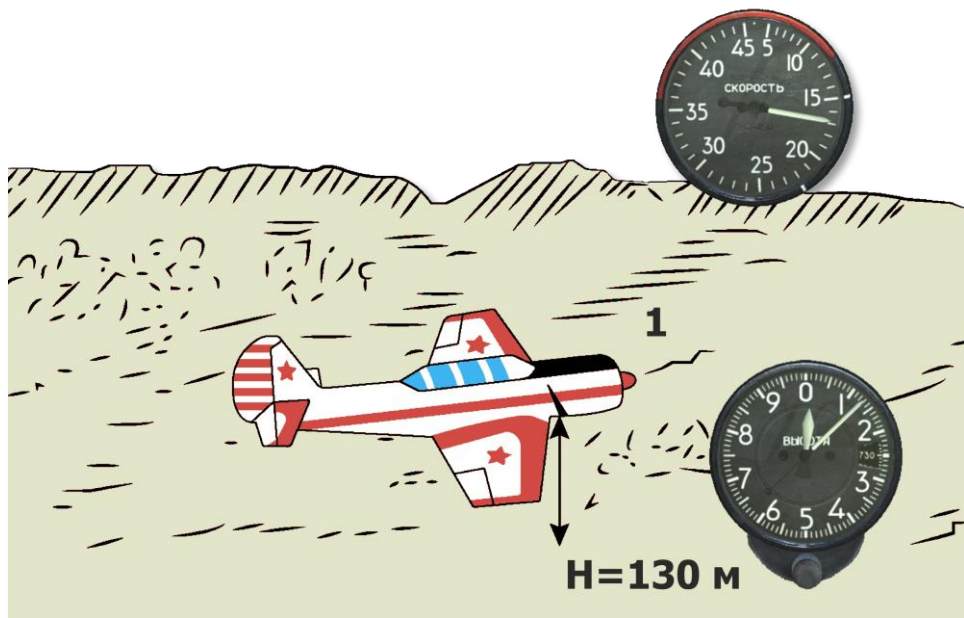


Рисунок 28. Подготовка к первому развороту.

Набрав высоту 300 м, плавно отклонить ручку управления от себя и перевести самолет в режим горизонтального полета, уменьшить наддув до 470...490 мм рт. ст., установить скорость 180 км/ч и обороты 70%.

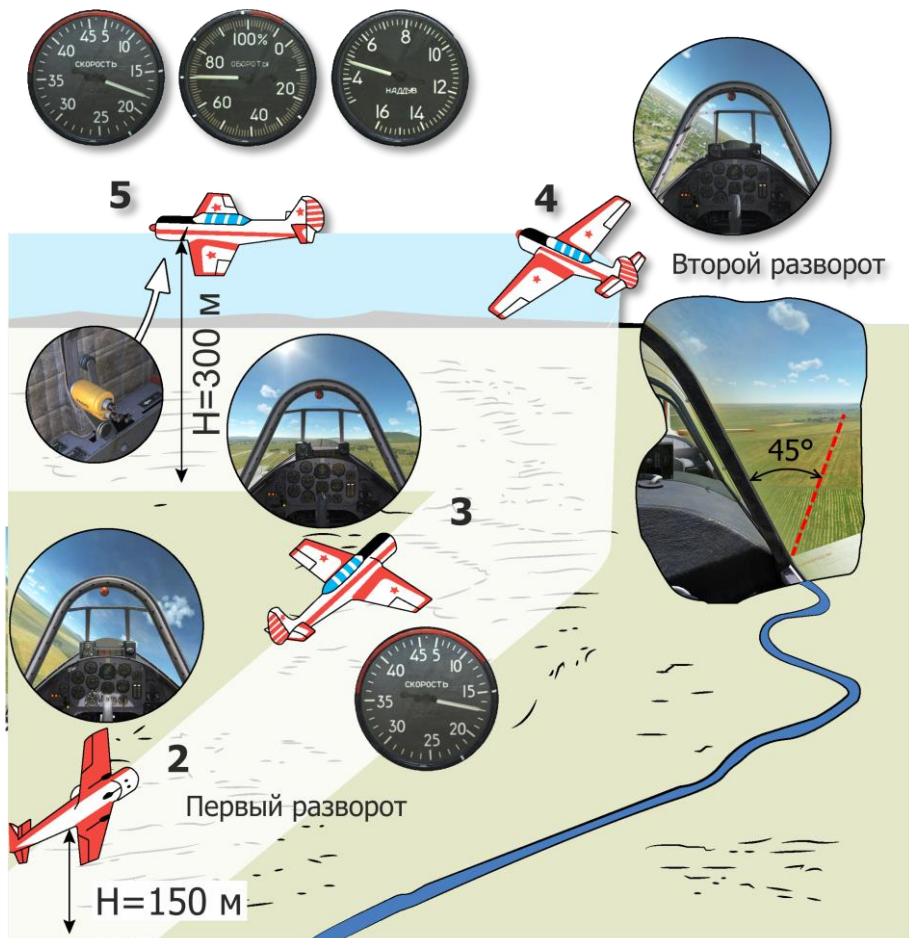


Рисунок 29. Схема выполнения первого и второго разворота.

Полет от второго к третьему развороту

Выход из второго разворота и полет до третьего разворота должны быть параллельны линии посадочных знаков компасный курс должен быть равен обратному посадочному курсу. Скорость 180 км/ч, наддув 470...490 мм рт. ст., обороты 70%.

При полете от второго до третьего разворота контролировать ширину маршрута и параллельность линии пути относительно посадочных знаков. При правильном построении маршрута консоль крыла должна проходить по линии посадочных знаков, не закрывая их.

Осматривая воздушное пространство установленным порядком, надо помнить, что не следует закрывать капотом впереди летящий самолет. Он всегда должен находиться в поле зрения летчика: при левом круге – слева, при правом – справа.

На траверзе посадочного «Т2» увеличить наддув, выпустить шасси, проконтролировать их выпуск по сигнальным лампочкам и механическим указателям. Снять нагрузку с ручки управления триммером. Запросить разрешение на посадку.

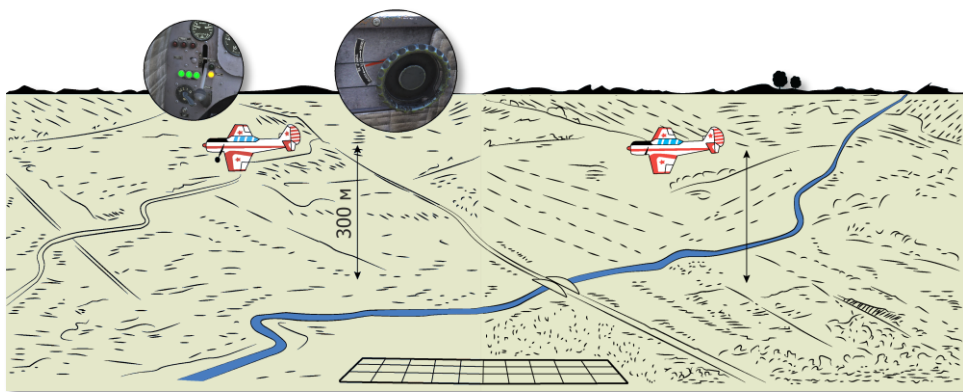


Рисунок 30. Схема перелета от второго к третьему развороту.

Третий разворот

Начинать его следует в момент, когда угол между продольной осью самолета и линией визирования на «Т» будет равен 45° .

Перед вводом в разворот обороты двигателя увеличить на величину, необходимую для поддержания скорости 180 км/ч, после вывода из разворота – уменьшить на эту же величину.

После вывода из разворота продольная ось самолета должна быть направлена под углом $70...80^\circ$ к линии посадочных знаков.

После вывода из третьего разворота. Сохраняя скорость 180 км/ч, осмотреться, сосчитать самолеты, находящиеся впереди, и не терять их из виду, пока они не произведут посадку и не освободят полосу. Проверить температурный режим работы двигателя.

Наблюдая за приближением посадочных знаков, определить момент перехода на планирование. Винт перевести на малый шаг. В момент уменьшения наддува посадочные знаки должны проецироваться под углом $30...35^\circ$, образованным поперечной осью самолета и линией визирования на посадочное «Т». Установить скорость 170 км/ч .

Осмотреться установленным порядком.

Потеря высоты от момента перехода на планирование до начала четвертого разворота должна быть в пределах $50...100 \text{ м}$ при вертикальной скорости снижения $4...5 \text{ м/с}$. Уточнить расчет установленным методом. Следить за постоянством сохранения скорости и угла планирования.

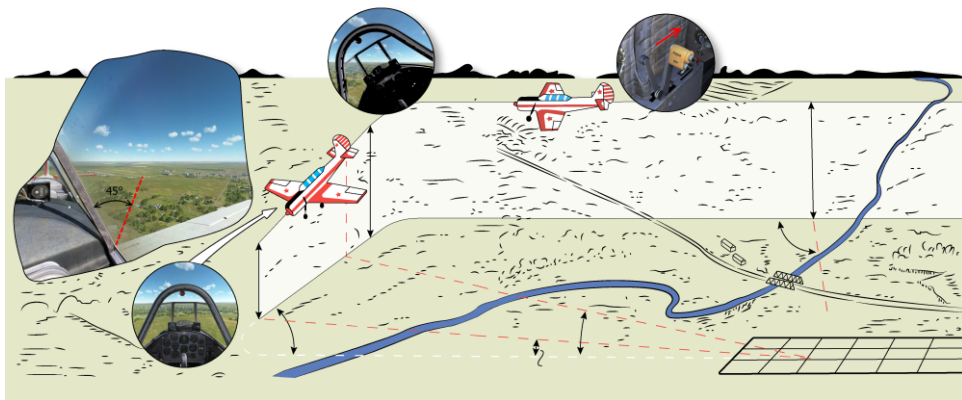


Рисунок 31. Схема выполнения третьего разворота.

Четвертый разворот и действия летчика после разворота

Начало ввода в четвертый разворот определяется по моменту, когда расстояние от передней кромки крыла до линии посадочных знаков будет равно примерно $0,5 \text{ м}$, а угол, заключенный между линией посадочных знаков и линией визирования – $15...18^\circ$. Высота ввода $200...250 \text{ м}$.

Скорость на развороте должна быть 170 км/ч , а крен 30° . Высота вывода из разворота не менее 150 м .

После вывода самолета из разворота установить угол планирования, соответствующий скорости 160 км/ч .

Проверить: правильность захода по направлению, нет ли сноса, если есть – устранить креном, выпущено ли шасси, свободна ли посадочная полоса, не мешают ли посадке другие самолеты. Осмотреться кругом, обратив особое внимание на правую сторону.

Убедившись, что посадке ничто не мешает, выпустить посадочные щитки. Установить 160 км/ч и плавным отжатием ручки управления удерживать самолет от кабрирования.

Если в процессе планирования загорается сигнальное табло «Опасная скорость» или «Срыв» с одновременным появлением звукового сигнала в шлемофоне, необходимо проконтролировать скорость планирования и, если она меньше 160 км/ч на высоте менее 50 м, надо отклонением ручки управления от себя уменьшить угол атаки самолета, увеличить обороты двигателя и установить требуемую скорость.

При установке на самолете лыж вместо колес на планировании перед посадкой на высоте не менее 50 м следует 3...5 раз нажать на тормозной рычаг.

Оценить расчет. При правильном расчете и встречном ветре 4...5 м/с посадочное «Т» должно проецироваться посередине лобового стекла с левой стороны, а глиссада планирования должна быть направлена в точку выравнивания (100...120 м до посадочного «Т»).

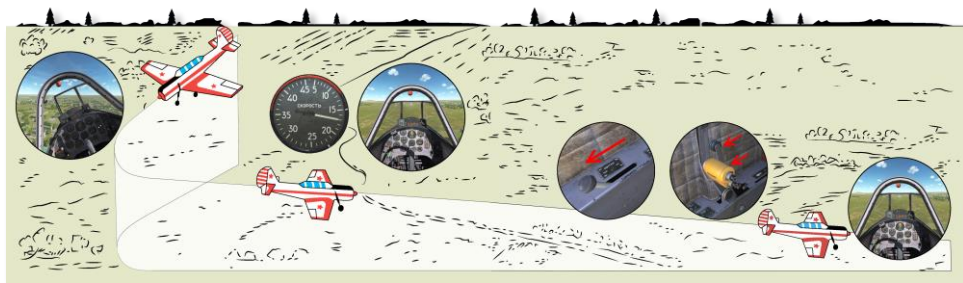


Рисунок 32. Схема выполнения четвертого разворота.

При планировании нельзя допускать, чтобы температура головок цилиндров была ниже 150° С.

Для исправления расчета подтягивания необходимо:

- увеличить обороты двигателя;
- уменьшить угол планирования, для того чтобы сохранить скорость планирования.

Подтягивание разрешается выполнять до высоты 5...6 м. скорость 160 м/ч.

Когда требуется длительное подтягивание, выполнять его в режиме горизонтального полета, скорость при этом должна составлять 160 км/ч. Дросселировать двигатель раньше перехода в планирование нельзя, так как самолет теряет скорость и проваливается за счет резкого увеличения вертикальной скорости. Снижение с уменьшенным наддувом должно быть закончено до высоты 50 м.

Скольжение применяется для исправления расчета с перелетом при посадке. Перед вводом надо отвернуть нос самолета на 10...15° от курса планирования в сторону, противоположную скольжению, и создать крен в сторону скольжения (но не более 30°). Скорость при скольжении должна быть 160 км/ч. Вывод следует производить на высоте не менее 50 м. На этой высоте самолет снова должен быть в режиме планирования. После окончания скольжения немедленно ликвидировать снос кратковременным креном (5...10°) в сторону, противоположную скольжению. На

скольжении самолет приобретает инерцию снижения, и вывод из скольжения на высоте менее 50 м может привести к касанию земной поверхности частями самолета до посадочной полосы.

Если исправить расчет на посадку до высоты 50 м не удалось, надо уйти на второй круг.

Еще раз убедиться, что полоса свободна, нет ли сноса, а если есть – устранить его креном. Удостовериться, что правее ранее севшего самолета достаточно места для посадки. Проверить угол планирования, скорость. Оценить расчет (произойдет ли посадка в полосе приземления).

Уход на второй круг

Уход на второй круг выполнять с высоты не ниже 50 м.

В случае необходимости уход на второй круг можно производить с любой высоты. Плавно увеличивая обороты двигателя до полных, предупреждать стремление самолета к кабрированию легкой отдачей ручки управления от себя. При достижении скорости 160 км/ч перевести самолет в набор высоты. Убрать шасси, затем щитки на высоте 70...80 м. Скорость увеличить до 170 км/ч (просадка самолета не более 10 м). При увеличении оборотов двигателя самолет разворачивается вправо. Разворот парируется отклонением левой педали.

Посадка

Подготовка к посадке

До высоты 30 м проверить:

- правильность расчета на посадку;
- скорость, нет ли крена;
- точно ли произведен заход по посадочному «Т»;
- не выложен ли крест, нет ли впереди других каких-либо препятствий. Не мешают ли другие самолеты;

Если какое-либо условие мешает посадке, немедленно уйти на второй круг.

Запрещается планировать близко от впереди летящего самолета в расчете на то, что к моменту посадки он успеет срулить с посадочной полосы. Если это случилось, надо немедленно уйти на второй круг.

Выравнивание

На высоте 30 м еще раз убедиться в том, что посадочная полоса свободна, проверить величину скорости и перенести взгляд на землю с левой стороны капота в точку начала выравнивания. Взгляд должен быть направлен на 20...25° влево от продольной оси самолета и на 25...30 м вперед.

На высоте 5...6 м, плавно подбывая ручку управления на себя, начать выравнивание с таким темпом, чтобы на высоте 0,75...1 м вывести самолет из угла планирования. Одновременно уменьшать обороты двигателя, которые на высоте 0,75...1 м должны быть убраны полностью.

Выдерживание

После выравнивания проверить, не высоко ли закончено выравнивание. Высота должна быть не более 0,75...1 м. С этой высоты необходимо выдерживать самолет для погашения скорости перед приземлением. Нужно иметь в виду, что после окончания выравнивания, при полностью убранном наддуве скорость самолета быстро уменьшается, время выдерживания будет мало.

Приземление

По мере снижения самолета к земле с высоты 0,75...1 м плавным и соразмерным движением ручки управления на себя создать самолету посадочное положение с таким расчетом, чтобы приземление произошло с высоты 0,15...0,25 м без кренов на два основных колеса. Посадочная скорость с выпущенными щитками составляет 115...120 км/ч.

Пробег

После приземления, когда самолет опустит носовое колесо и будет устойчиво бежать, можно приступить к торможению.

Направление на пробеге сохранять по ориентирам на горизонте.

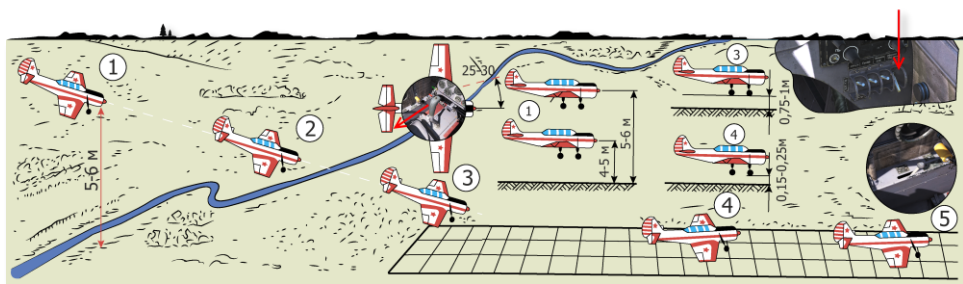


Рисунок 33. Схема выполнения посадки.

Руление после посадки

При рулении осматривать впереди лежащую полосу и наблюдать за садящимися, взлетающими и рулящими самолетами. Если впереди с посадочной полосы на полосу руления заруливает самолет, то необходимо остановиться и пропустить его.

При рулении следить за температурой головок цилиндров и температурой масла.

Убрать посадочные щитки, выключить АЗС, «Обогрев ПВД», «Часы», «Обогрев ДС». При длительном рулении, чтобы не разрядить аккумулятор, выключить радиокompас. Скорость руления не должна превышать скорости быстро идущего человека.

Остановка двигателя

Перед остановкой двигателя выключить радиостанцию, радиокompас, самолетное переговорное устройство, авиагоризонт и затем, если необходимо, охладить двигатель.

Для остановки двигателя надо:

- увеличить обороты двигателя до 65...68% на 20...30 с для прожига свечей;
- рычагом управления двигателя уменьшить обороты до 28...34%;
- выключить магнето, установив переключатель в положение «0»;
- плавно переместить рычаг управления двигателя вперед (открыть дроссельную заслонку карбюратора);

После остановки двигателя поставить рычаг управления двигателем в положение, соответствующее минимальному режиму (полностью на себя), и закрыть пожарный кран (на стоянке после полетов).

Выключить все остальные автоматы защиты сети, переключатели и выключатели на электрощитке.

ТИПИЧНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ПОСАДКЕ

Высокое выравнивание

Причины

Причинами высокого выравнивания могут быть:

- неправильное направление взгляда на землю (летчик смотрит слишком близко к крылу или фюзеляжу);
- несоразмерное движение ручки в момент выравнивания;
- неумение летчика правильно определять расстояние от самолета до земли.

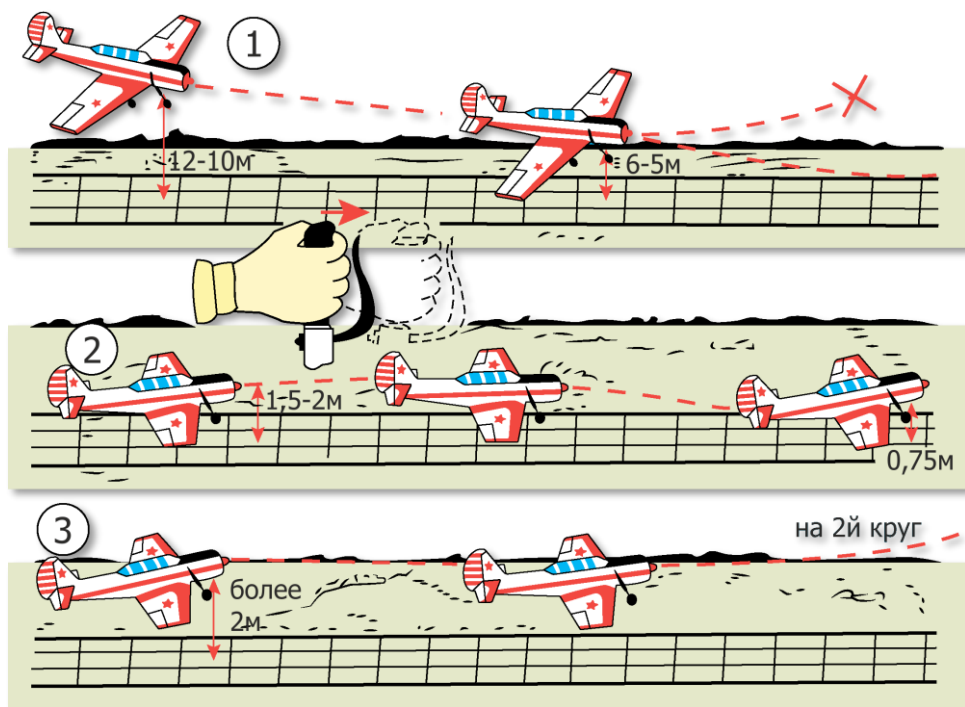


Рисунок 34. Ошибки на посадке и техника исправления.

Техника исправления высокого выравнивания

1. Если в начале выравнивания летчик заметил, что оно будет закончено на высоте более 12...10 м, надо задержать движение ручки управления с таким расчетом, чтобы снизить самолет до высоты 6...5 м.
2. Если выравнивание закончено на высоте 1,5...2 м (большая скорость). Необходимо плавным движением ручки от себя снизить самолет до высоты 0,75...1 м и произвести нормальное приземление на два колеса (основных).
3. Если выравнивание закончено на высоте больше 2 м, плавно увеличить обороты двигателя и, не отрывая взгляда от земли, уйти на второй круг.

Взмывание

Причины

Типичные причины взмывания:

- планирование на повышенной скорости;
- низкое выравнивание и выдерживание;
- поздний перенос взгляда на землю;
- неправильное направление взгляда или отвлечение взгляда от земли при выравнивании и выдерживании;
- резкие несоразмерные движения ручкой управления.

Исправление

1. Если в первой половине выдерживания самолет удаляется от земли, необходимо плавным движением ручки от себя прекратить удаление и снизить самолет до высоты 0,75...1 м, а затем движением ручки на себя соразмерно с приближением самолета к земле производить нормальную посадку на два основных колеса.
2. Если самолет взмыл во второй половине выдерживания, то ручку управления необходимо задержать на месте и по мере снижения самолета соразмерным движением ручки управления на себя производить нормальную посадку на два основных колеса, учитывая при этом большую вертикальную скорость снижения.

Если взмывание своевременно не было прекращено и самолет взмыл на 2 м и более, необходимо, не отрывая взгляда от земли, уйти на второй круг.

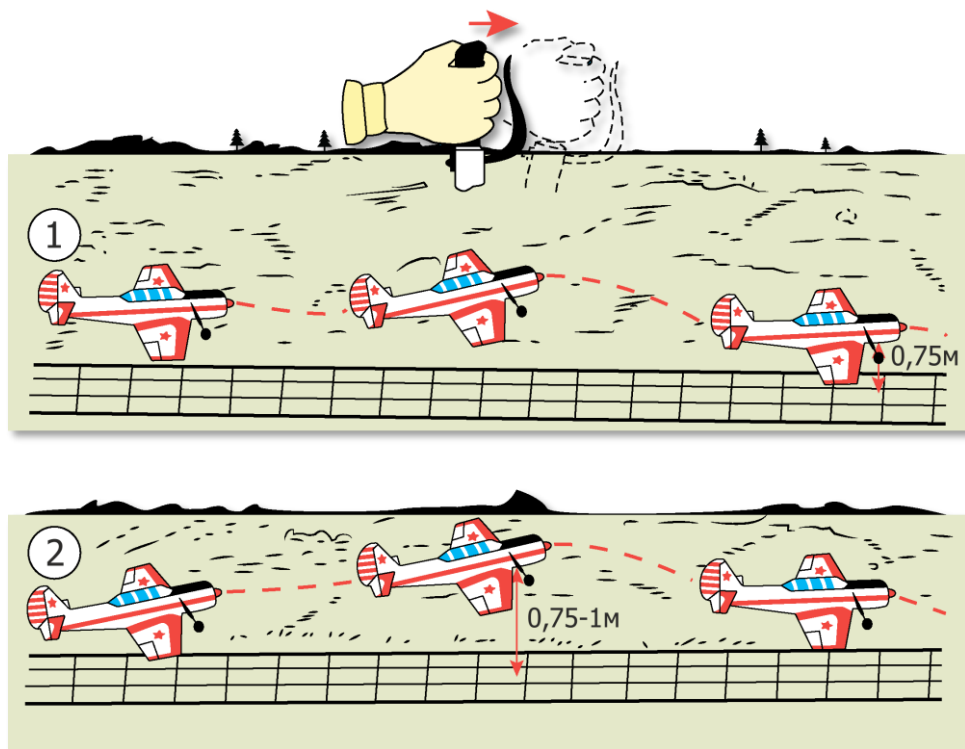


Рисунок 35. Взмывание и техника исправления.

Отделение самолета от земли

Отделение самолета от земли в зависимости от скорости приземления может быть скоростным и нескоростным. При посадке на три колеса или с малоподнятым передним колесом, когда совпадают моменты касания земли с взятием ручки управления на себя, происходит скоростное отделение самолета от земли.

Скоростное отделение самолета от земли

В этом случае летчик должен, не отрывая взгляда от земли, прекратить движение ручки управления на себя и в зависимости от интенсивности ухода самолета от земли плавным соразмерным движением ручки от себя прекратить дальнейший уход самолета, а затем по мере приближения

его к земле соразмерным движением ручки на себя производить посадку самолета на два основных колеса.

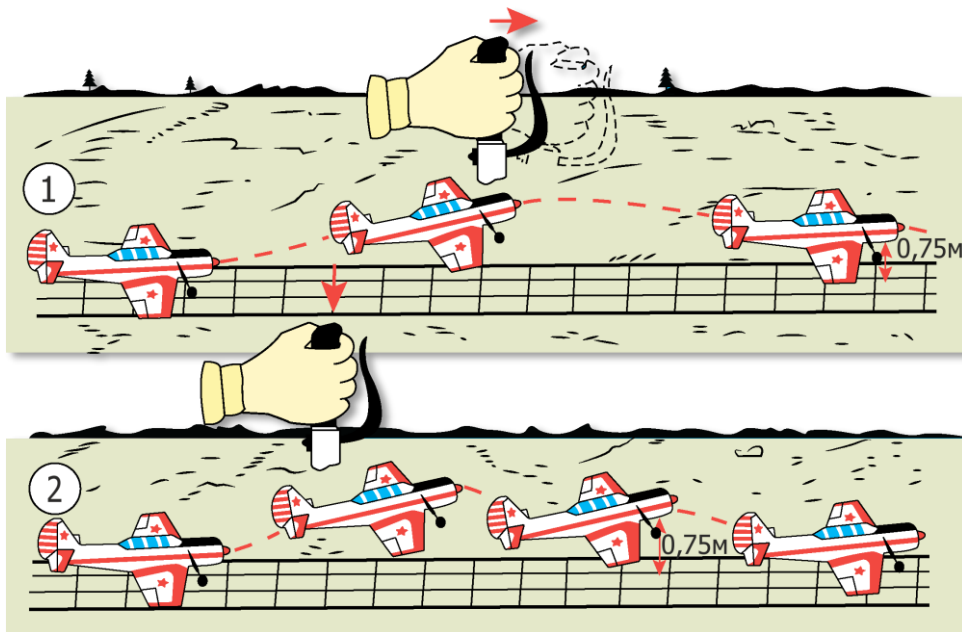


Рисунок 36. Отделение самолета от земли и техника исправления.

Нескоростное отделение самолета от земли

Происходит на пробеге после приземления с нормальным посадочным углом из-за неровности грунта или раннего и резкого опускания переднего колеса. При этом ручка управления задерживается в том положении, в котором она находилась в момент отделения самолета от земли.

Отдавать ручку управления категорически запрещается

ПИЛОТАЖ

Виращ с креном 30° - 45°

Виращ с креном 45° выполняется на скорости 190 км/ч.

При вводе в виращ внимание распределять на:

- плавное увеличение крена и создания угловой скорости;
- величину крена (по положению видимых частей фонаря и капота относительно горизонта и по прибору АГИ-1);
- сохранение высоты и скорости полета (по приборам) и на координацию действий рулями.

На выводе из виража внимание распределять на:

- сохранение правильного положения видимых частей фонаря и капота самолета относительно горизонта;
- одновременное уменьшение крена и угловой скорости;
- выдерживание высоты и скорости (по приборам);
- координацию действий рулями;
- точность вывода в направлении намеченного ориентира.

В установившемся вираже внимание распределять на:

- выдерживание правильного положения видимых частей фонаря кабины относительно горизонта;
- сохранение заданного крена по прибору АГИ-1, постоянной угловой скорости, скорости и высоты (по прибору);
- координацию действия рулями управления;
- осмотр воздушного пространства в направлении виража;
- ориентир вывода из виража.

Техника выполнения виража с креном 30° - 45°

Триммером руля высоты сбалансировать самолет на скорости 190 км/ч с оборотами двигателя 82%

Перед вводом в виращ наметить ориентир в направлении ввода и вывода.

Одновременны плавным координированным движением ручки управления и педалей (ручка управления дается с опережением) ввести самолет в виращ, увеличить обороты двигателя. Величину заданного крена проверить по углу положения капота и видимых частей фонаря кабины самолета относительно горизонта и по прибору АГИ-1. По достижении заданного крена и угловой скорости необходимо устранить тенденцию самолета увеличивать крен и ускорять вращение, для чего немного отжать ручку управления от себя и слегка нажать на педаль в сторону, обратную развороту. Эти движения ручкой управления и педалью должны быть тем больше, чем энергичнее был ввод.

За 30° до намеченного ориентира координированным движением педалей и ручки управления (педаля дается с опережением) начать вывод самолета из виража, причем ручку управления надо дать несколько от себя для того, чтобы опустить капот самолета до положения, соответствующего горизонтальному полету.



Рисунок 37. Выполнение виража с креном $30^\circ \dots 45^\circ$

Вираж с креном 60°

В режиме горизонтального полета триммером руля высоты сбалансировать самолет на скорости 210 км/ч. Обороты двигателя 82%. Выбрать характерный ориентир для ввода и вывода из виража.

Ввод выполнять так же, как в вираж с креном $30 \dots 45^\circ$. Распределение внимания аналогичное.

При приближении крена к 60° ручку управления следует незначительно выбрать на себя и ослабить нажим на педаль ноги, данной при вводе в сторону выполнения виража. Самолет удерживать по горизонту нажимом на педаль, противоположную вращению. При крене 45° рули начинают действовать в противоположных плоскостях.

Величина заданного крена определяется и сохраняется по углу, заключенному между положением фонаря и капота к линии горизонта, а также показанием прибора АГИ-1.

Движения рулями управления должны быть плавными, при резких движениях возможен срыв в штопорное вращение.

Вывод из виража начинать за 30...50° до намеченного ориентира. Одновременным движением ручки управления и педалей уменьшить крен и угловое вращение (педаля дается с опережением). В процессе вывода уменьшить обороты двигателя до первоначальной величины.

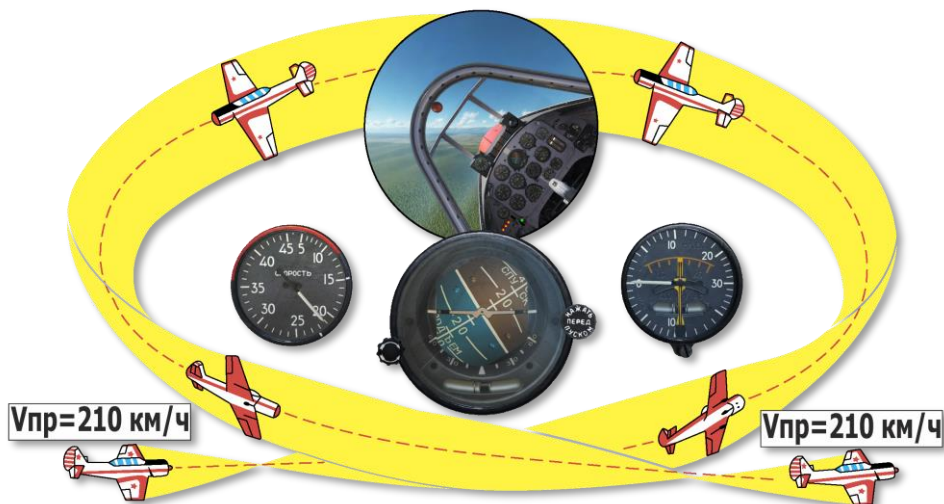


Рисунок 38. Вираж с креном 60°.

Пикирование

Пикирование можно выполнять с любыми углами вплоть до отвесного. В учебных целях оно выполняется с углом 30...45°.

Ввод в пикирование с прямой

В горизонтальном полете сбалансировать самолет на скорости 250 км/ч. Выбрать характерный ориентир по курсу пикирования, установить скорость 140 км/ч и плавным отжатием ручки от себя установить необходимый угол (30° или 45°).

В процессе установившегося пикирования следить за:

- постоянством угла (стремление самолета уменьшить его с нарастанием скорости парировать отдачей ручки управления от себя);
- нарастанием скорости;
- направлением пикирования на выбранный ориентир.

Вывод из пикирования

Его следует начинать на скорости не более 250 км/ч. Плавным движением ручки управления на себя, не допуская превышения перегрузки более +5, вывести самолет в горизонтальный полет.

В процессе вывода следить за:

- скоростью;
- креном (появление его парировать отклонением ручки управления в противоположную сторону);
- направлением вывода на характерный ориентир;
- перегрузкой;
- плавным увеличением оборотов двигателя (рекомендуется плавно давать наддув до максимальной величины в течение 2...3 с).

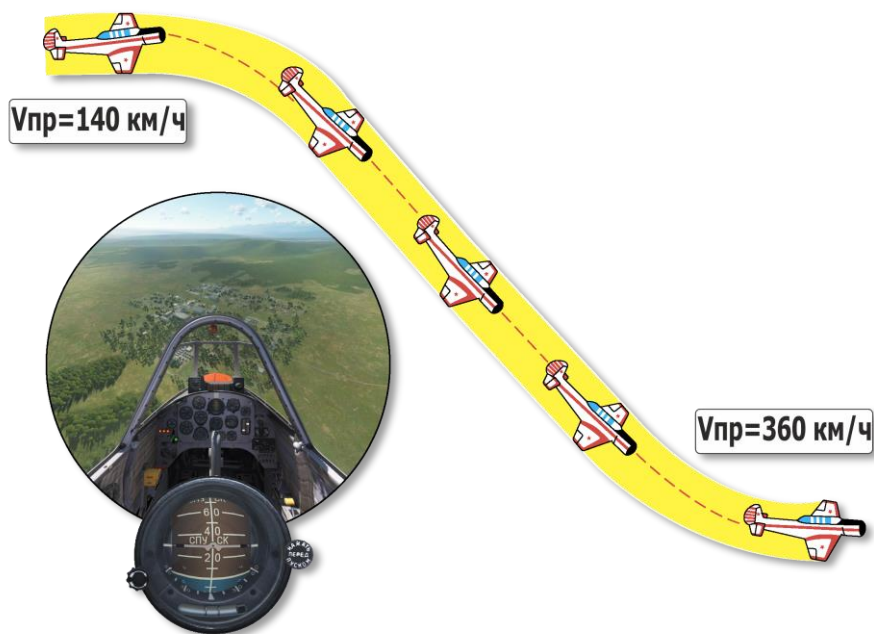


Рисунок 39. Техника выполнения пикирования.

Горка

Горка может выполняться с любыми углами набора высоты вплоть до вертикального. В учебных целях ее выполняют с углом 30° .

Установить скорость не менее 300 км/ч при оборотах 82% и полном наддуве. Плавным, но энергичным движением ручки управления на себя перевести самолет в набор высоты с углом набора $\theta=30^\circ$ (в сторону выбранного ориентира). По достижении заданного угла ручку управления необходимо дать от себя во избежание дальнейшего его увеличения.

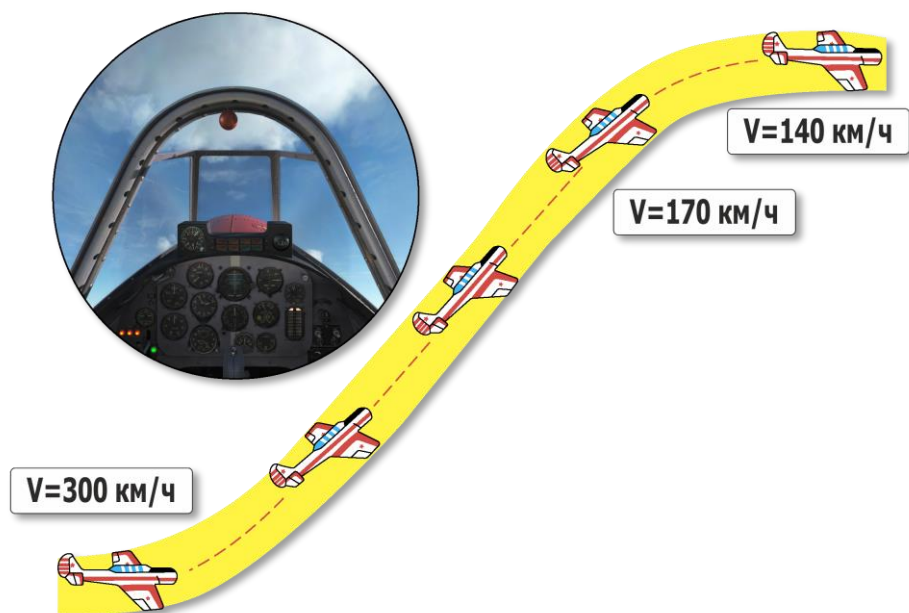


Рисунок 40. Техника выполнения горки.

В процессе горки следить за:

- постоянством угла по показаниям прибора АГИ-1;
- скоростью полета по прибору;
- отсутствием крена и скольжения;
- определением момента начала вывода из горки.

По достижении скорости полета 170 км/ч плавным координированным движением ручки управления от себя вывести самолет в горизонтальный полет.

При выводе из горки следить за:

- плавностью отдачи ручки управления от себя (при резкой отдаче возможен срыв в штопор);
- скоростью вывода из горки;

- креном самолета (при его появлении ручку управления отклонять в противоположную сторону).

Заканчивать вывод из горки на скорости не менее 140 км/ч.

После вывода из горки следует уменьшить обороты до заданных и определить свое место в зоне.

Боевой разворот

Для выполнения боевого разворота необходимо в горизонтальном полете увеличить обороты двигателя до 82% при полном наддуве. Установить скорость полета 300 км/ч. Выбрать характерный ориентир для ввода и вывода из боевого разворота. Плавным, но энергичным координированным отклонением рулей управления ввести самолет в боевой разворот. Максимальный крен и угол подъема при развороте 50°.

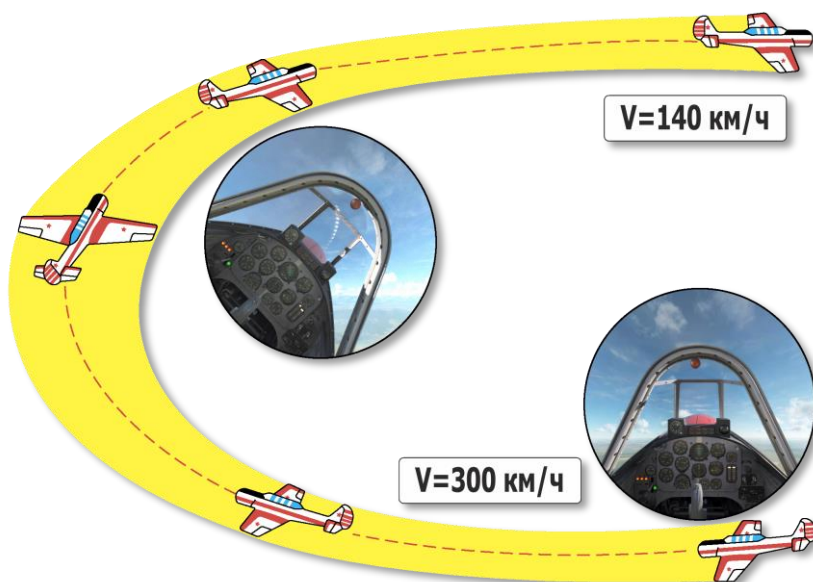


Рисунок 41. Техника выполнения боевого разворота.

Ввод производить как в глубокий вираж, с одновременным плавным подъемом капота самолета относительно горизонта, т.е. по мере того, как увеличивается крен, увеличивается и угол набора высоты с таким расчетом, чтобы, развернувшись на 130° по горизонту, самолет имел крен 50° и

угол подъема 40...50°. За 30...40° до намеченного ориентира произвести вывод как из глубокого виража – энергичным координированным отклонением ручки управления и педали в сторону, противоположную развороту. Обороты двигателя остаются до вывода самолета из крена максимальными, капот опускается до положения, соответствующего горизонтальному полету.

Скорость в начале вывода должна быть не менее 170 км/ч, а в конце – не менее 140 км/ч. По окончании вывода плавным движением ручки управления от себя перевести самолет в горизонтальный полет, и только тогда уменьшить обороты двигателя до заданных. Набор высоты за боевой разворот должен быть 120...130 м.

Переворот

Ввод в переворот выполняется с горизонтального полета на скорости 170 км/ч, оборотах двигателя 82% и полном наддуве. Перед выполнением необходимо наметить ориентир для вывода, осмотреться. Плавным движением ручки управления на себя создать угол кабрирования 15...20° и зафиксировать его небольшим отклонением ручки от себя. Плавным движением ручки управления и незначительным отклонением педали в желаемую сторону начать выполнение полубочки. После прохода самолетом крена 45° незначительно отдалить ручку управления от себя, не допуская ухода от ориентира, а в перевернутом положении – опускания капота. К моменту достижения перевернутого положения поставить педали нейтрально и движением ручки управления в сторону, противоположную вращению, зафиксировать самолет в перевернутом положении. По видимым частям фонаря относительно горизонта и капота убедиться в отсутствии крена и сохранении направления полета относительно намеченного ориентира.

В процессе выполнения полубочки внимание распределять на:

- координированность отклонений ручки управления и педалей;
- положение видимых частей фонаря кабины и капота относительно горизонта;
- выдерживание направления на ориентир;
- темп вращения самолета.

После прекращения вращения самолета убрать наддув на 2/3 хода рычага управления дроссельной заслонкой и, плавно подтягивая ручку управления на себя, ввести самолет в пикирование. Вывод из него следует начинать на скорости 200...210 км/ч с таким расчетом, чтобы при выходе в горизонтальный полет она была 280 км/ч.

При выводе из пикирования внимание распределять на:

- контроль скорости;
- темп взятия ручки управления на себя;
- отсутствие крена;
- направление вывода на выбранный ориентир.

Определение момента увеличения оборотов двигателя производить после перехода самолетом угла пикирования 45°.

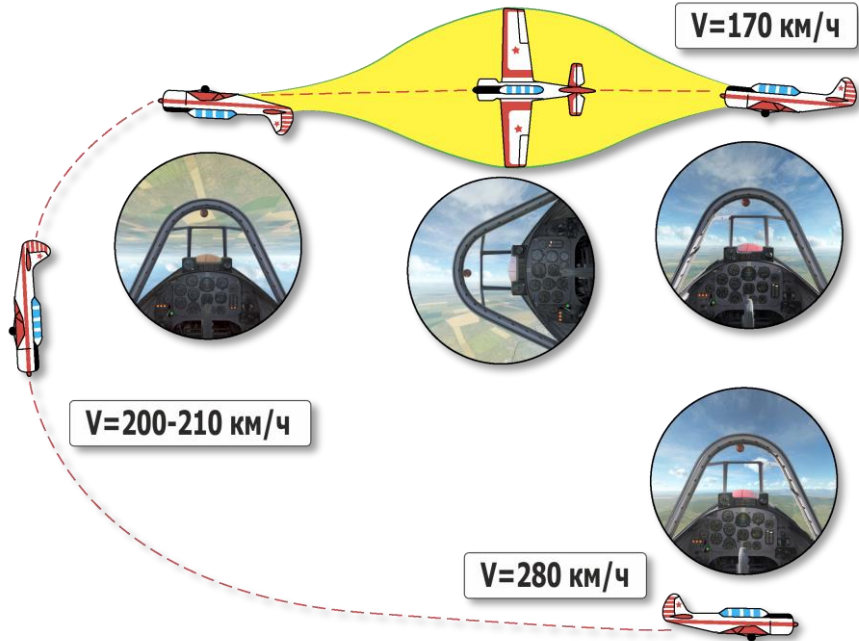


Рисунок 42. Техника выполнения переворота.

Горизонтальная управляемая бочка

Выбрать характерный ориентир для ввода и вывода. Установить скорость по прибору 230 км/ч при оборотах двигателя 82% и полно наддуве.

Взятием ручки управления на себя создать угол кабрирования 15...20°, зафиксировать самолет в этом положении легкой отдачей ручки управления от себя и отклонить ее в сторону выполнения бочки. Как только самолет достигнет крена 45°, не замедляя вращения, начать слегка отдавать ручку управления от себя для предупреждения опускания капота самолета ниже горизонта в положение вверх колесами.

После прохода перевернутого положения необходимо за 50...60° до выхода в горизонтальный полет удерживать нос самолета от опускания ниже горизонта увеличением нажима на педаль в сторону вращения, а за 30...40° до выхода в горизонтальный полет взять ручку управления на себя.

Нажатие на педаль при вводе незначительное и во второй половине бочки несколько усиленное. При подходе самолета к положению горизонтального полета установить рули управления на вывод в противоположную сторону, а после прекращения вращения – в нейтральное положение.

Распределение внимания на:

- равномерность движения рулями управления и вращения;
- направление выполнения бочки на ориентир;
- момент начала вывода.

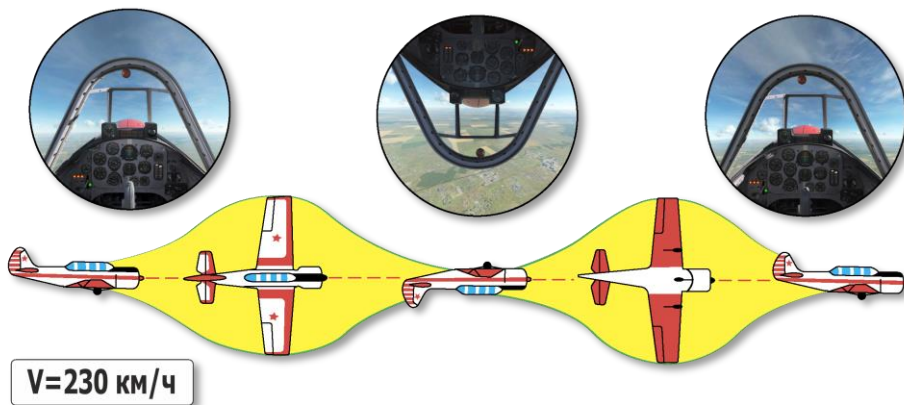


Рисунок 43. Техника выполнения бочки.

Петля Нестерова

Перед выполнением петли наметить ориентир для вывода. Увеличить скорость до 300 км/ч по прибору при оборотах двигателя 82% и полном наддуве. Плавным движением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование.

При вводе внимание распределять на:

- темп создания угловой скорости (по нарастанию перегрузки);
- отсутствие крена и скольжения;
- осмотрительность (уделить особое внимание верхней полусфере).

Продолжая выбирать ручку управления на себя, создать угловую скорость вращения с таким расчетом, чтобы при угле кабрирования 40...50° перегрузка была 4...4,5, а скорость в верхней точке петли не менее 140 км/ч.

В процессе выполнения петли внимание распределять на:

- угловую скорость вращения (по величине перегрузки $n_y > 3$);
- поступательную скорость (по указателю скорости);
- отсутствие крена;
- выдерживание направления.

В верхней точке петли с появлением в поле зрения горизонта уточнить положение самолета, при необходимости убрать наддув и плавным движением ручки управления на себя перевести самолет в пикирование.

При достижении скорости 200 км/ч по прибору дальнейшим взятием ручки управления на себя выходить в горизонтальный полет с таким расчетом, чтобы скорость в конце вывода была равна 260...270 км/ч.

При выводе самолета из петли следить за:

- отсутствием кренов и скольжения;
- темпом нарастания перегрузки;
- сохранением направления вывода на ориентир;
- скоростью;
- определением момента прохода угла пикирования 50...40°, при котором увеличить наддув двигателя до необходимой величины для выполнения следующего задания.

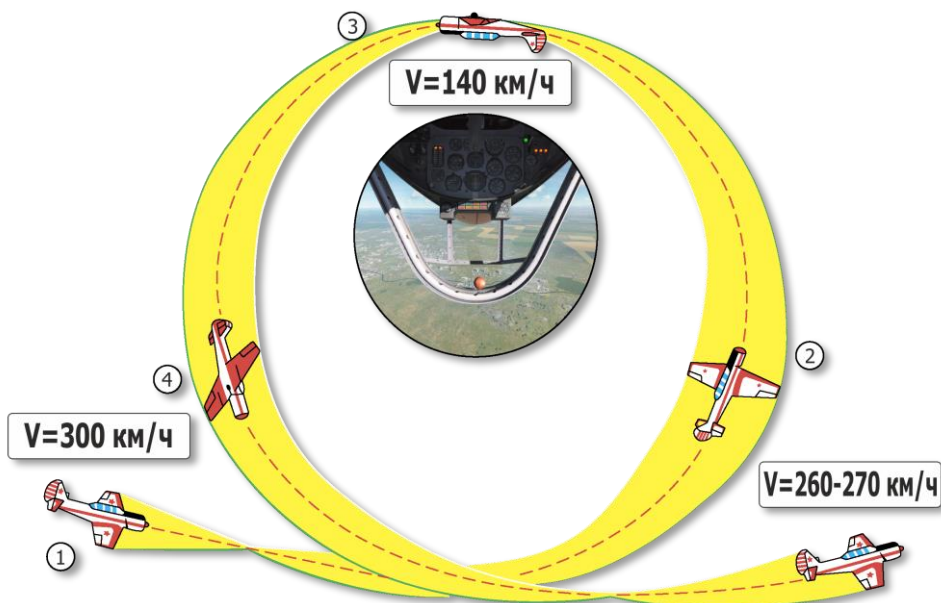


Рисунок 44. Техника выполнения петли Нестерва.

Полупетля

Перед выполнением полупетли наметить ориентир для вывода. Установить скорость по прибору 320 км/ч при оборотах двигателя 82% и полном наддуве.

Полупетля выполняется так же, как первая половина петли Нестерова, однако темп взятия ручки управления на себя должен быть несколько энергичнее. При подходе к верхней точке, когда самолет будет находиться вверх колесами, а его фонарь верхним обрезом подойдет к горизонту, необходимо кратковременно зафиксировать это положение. Затем отклонением ручки управления и незначительным отклонением педали в желаемую сторону начать вращение самолета. Как только он займет горизонтальное положение, прекратить вращение отклонением рулей в сторону, противоположную вращению, с последующим их возвращением в нейтральное положение. Скорость перед вводом в полубочку должна быть не менее 150 км/ч. Если она меньше 140 км/ч, необходимо выполнить вторую часть петли Нестерова.

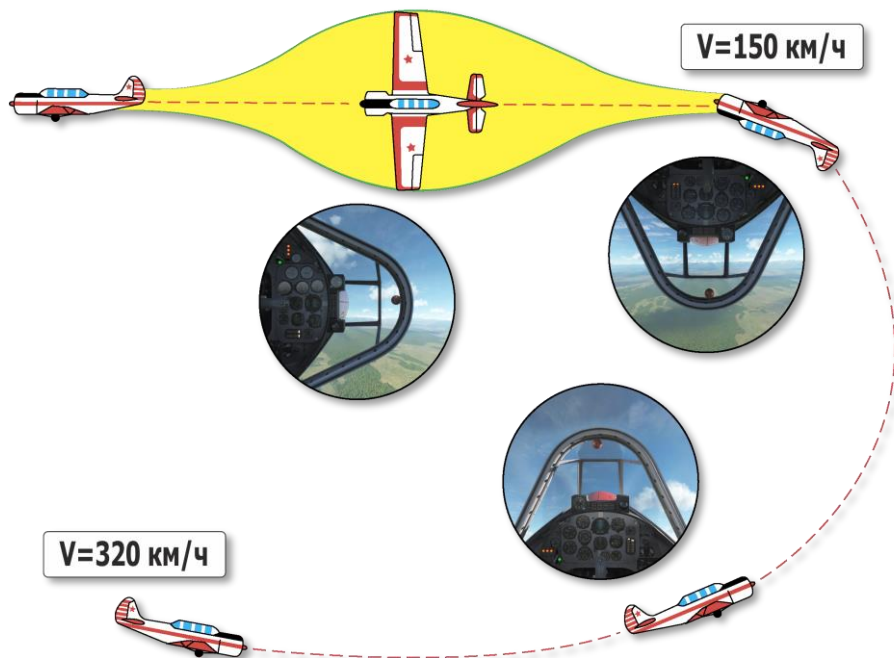


Рисунок 45. Техника выполнения полупетли.

Распределение внимания при выполнении полупетли.

При вводе:

- скорость и режим работы двигателя;
- отсутствие крена;
- создание углового вращения (контроль указателя перегрузки).

При выполнении полубочки на:

- определение момента начала ее выполнения;
- направление вывода;
- скорость.

Спираль

Выбрать характерный ориентир для ввода и вывода из спирали. Установить скорость по прибору 180 км/ч.

Перед вводом самолета в спираль необходимо осмотреться, обращая особое внимание на нижнюю полусферу.

Для ввода необходимо координированными движениями ручки управления и педалей ввести самолет в разворот с креном $\gamma=30...45^\circ$.

На вводе внимание распределять на:

- одновременность создания крена и угловой скорости;
- сохранение угла планирования;
- координацию действий рулями и постоянство скорости.

В процессе установившейся спирали внимание распределять на:

- постоянство крена и угловой скорости;
- положение видимых частей фонаря кабины самолета и капота относительно горизонта;
- координацию действий рулями постоянство скорости (поступательной и вертикальной).

На правой спирали самолет имеет тенденцию опускать капот и увеличивать крен, на левой спирали – выйти из угла в результате влияния реакции винта. Эти тенденции легко исправляются соответствующими движениями ручки управления.

Для вывода необходимо плавны координированным отклонением ручки и педалей вывести самолет из разворота и перевести на пикирование с последующим выводом в горизонтальный полет.

Внимание в процессе вывода распределять на:

- одновременность уменьшения угловой скорости вращения и крена;
- сохранение постоянства скорости и координированного действия рулями.

Выход из спирали

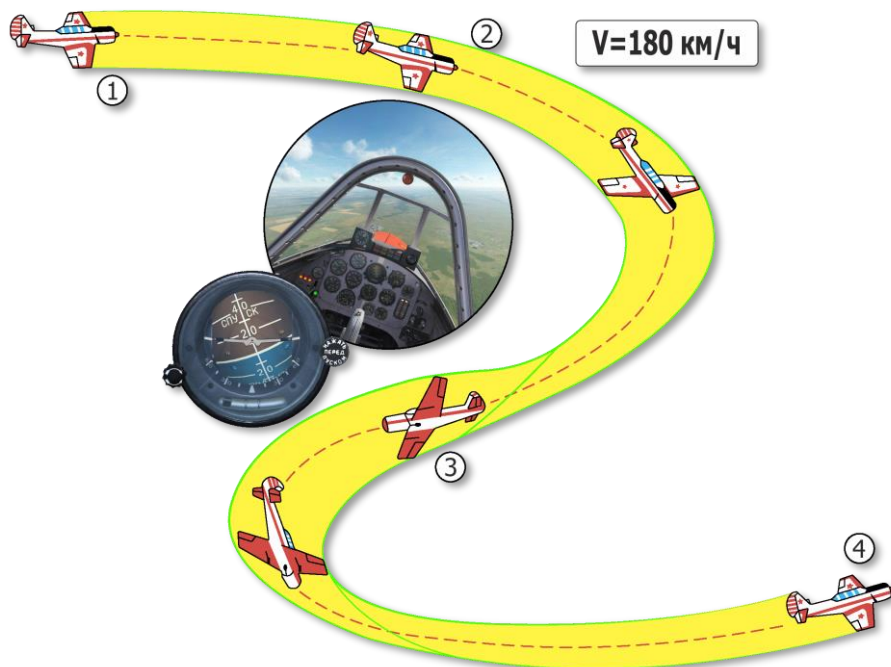


Рисунок 46. Техника выполнения спирали.

Скольжение

Скольжение в зоне выполняется на скорости 170 км/ч. Перед выполнением надо выбрать характерный ориентир для выдерживания направления, перевести самолет в режим снижения на скорости 170 км/ч и выполнить отворот на 10...15° в сторону противоположную скольжению. Создать крен в сторону скольжения до 30°, удерживая самолет от разворота отклонением противоположной педали. Направление полета выдерживать по ориентиру.

Вывод из скольжения необходимо осуществлять отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену, и соразмерной по мере уменьшения крена постановкой педалей в нейтральное положение.

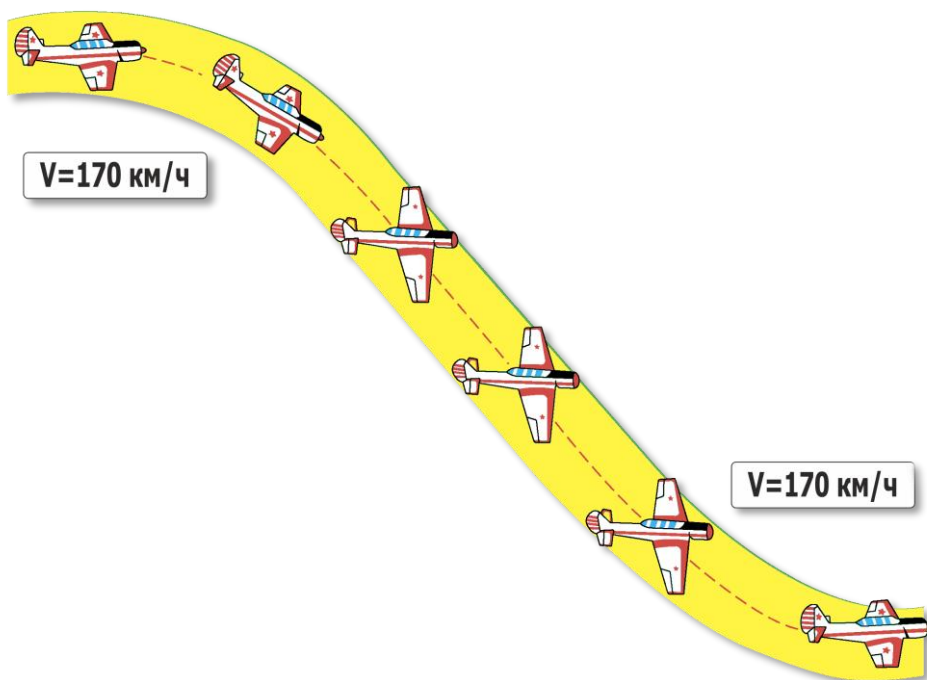


Рисунок 47. Техника выполнения скольжения.

Набор высоты

Его надо производить на первом номинальном режиме работы двигателя на скорости 170 км/ч (для самолета с лыжным шасси – 150 км/ч). В наборе высоты контролировать показания приборов, которые должны быть следующими:

- температура головок цилиндров 140...190° С (допустима 220° С);
- температура масла на входе в двигатель 50...60° С;
- давление масла в двигателе 4...6 кгс/см².

Если в наборе высоты температурный режим двигателя превышает допустимые пределы, при полностью открытых створках маслорадиатора и жалюзи, необходимо перевести самолет в горизонтальный полет, увеличить скорость и снизить обороты двигателя.

Если принятые меры не приводят к понижению температуры, надо прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и, в зависимости от сложившейся ситуации, произвести посадку на свой или запасной аэродром.

Для получения максимальной скороподъемности в наборе высоты выдерживать следующие скорости:

- от земли до 500 м – 170 км/ч;
- от 500 м до 2000 м – 160 км/ч;
- от 2000 м до 4000 м – 150 км/ч.

На самолете с лыжным шасси рекомендуется выдерживать скорость 150 км/ч независимо от высоты.



Рисунок 48. Набор высоты.

Горизонтальный полет

Горизонтальный полет разрешается выполнять начиная со скорости 130 км/ч до максимальной скорости полета 300 км/ч.

При продолжительном полете на установившихся режимах при низких температурах наружного воздуха во избежание загустевания масла в цилиндре втулки винта рекомендуется периодически, через каждые 25...30 мин полета, переводить винт 2...3 раза с малого шага на большой и обратно.

Изменять обороты двигателя необходимо в пределах 67...55%, затем установить до первоначальных. При этом допускается кратковременное уменьшение давления масла до 2 кгс/см² (с последующим восстановлением за 8...11 с).

В полете периодически контролировать работу генератора по сигнальному табло «Отказ генер.» и уровню напряжения.

Не реже одного раза за полет, а при длительных полетах не реже чем через 1 ч полетного времени контролировать зарядный ток аккумуляторной батареи по вольтамперметру. Если величина зарядного тока равна или больше 30 А, немедленно выключить аккумуляторную батарею и не включать ее до окончания полета.

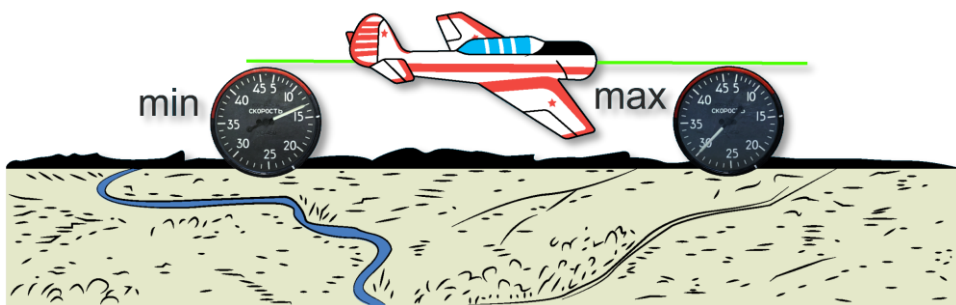


Рисунок 49. Горизонтальный полет.

Снижение

При длительном снижении с полностью облепченным винтом, закрытыми створкой маслорадиатора и жалюзи капота возможно падение температуры головок ниже допустимой (140° С). Для предупреждения ее падения последующее снижение выполнять либо на повышенном режиме работы двигателя, либо с периодическим прогревом двигателя.

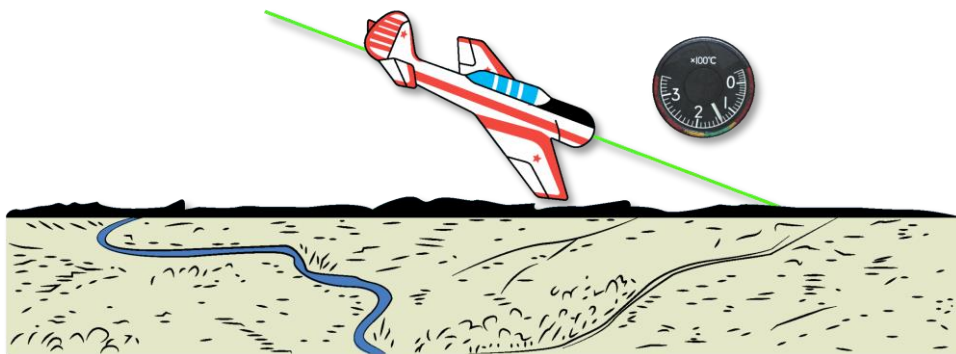


Рисунок 50. Снижение.

Штопор

Самолет срывается в непреднамеренный штопор только при грубых ошибках летчика в технике пилотирования, при этом срыв начинается без предварительной тряски самолета.

В учебных целях разрешается выполнять на высоте не менее 1500 м.

Перед началом выполнения надо осмотреться и убедиться, что вблизи нет других самолетов, особенно внимательно осмотреть пространство под самолетом. Наметить характерный ориентир.

В режиме горизонтального полета на скорости 170 км/ч сбалансировать самолет триммером руля высоты, проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя. Убрать наддув и по мере уменьшения скорости плавно выбирать ручку управления на себя до скорости 110 км/ч, удерживая при этом самолет от сваливания на крыло.

При вводе в штопор внимание следует распределять на:

- положение капота, который перед срывом должен находиться на уровне горизонта;
- показания указателя скорости;
- показания вариометра;
- направление на выбранный ориентир.

При достижении скорости 110 км/ч опустить капот самолета на линию горизонта, полностью отклонить педаль в сторону выполняемого штопора. Как только самолет начнет сваливаться на крыло и опускать нос, ручку управления добрать на себя (элероны нейтрально). Движения рулями управления при вводе в штопор должны быть плавными. Ввод в правый и левый штопор выполняется одинаково.

В процессе штопора рули надо удерживать в том же положении, как они были даны на ввод. Характер штопора равномерный, вращение энергичное, без рывков. Самолет вращается с углом наклона продольной оси к горизонту $50...70^\circ$. Правый штопор выполняется с более энергичным вращением, чем левый, за счет реакции винта. Взгляд при штопоре следует направлять в сторону вращения на $25...30^\circ$ от продольной оси самолета и на $30...40^\circ$ ниже линии горизонта.

Для вывода из штопора за 30° до намеченного ориентира необходимо сначала энергично и до отказа отклонить педаль в сторону, противоположную вращению, и вслед за этим отдать ручку управления от себя за нейтральное положение строго по продольной оси самолета. Как только прекратится вращение, немедленно поставить педали и ручку управления в нейтральное положение, набрать скорость $160...170$ км/ч, затем, плавно выбирая ручку управления на себя, вывести самолет из пикирования. При подходе капота к линии горизонта увеличить наддув двигателя и вывести самолет в горизонтальный полет. За один виток штопора самолет теряет (с выводом в горизонтальный полет) $250...300$ м высоты, за два – 500 м.

Самолет выходит из штопора без запаздывания при любой последовательности дачи рулей на вывод и даже при отклонении рулей в нейтральное положение.



Рисунок 51. Выполнение штопора.

Перевернутый штопор

Перевернутый штопор характерен следующими параметрами:

- скорость вращения, как и нормального (прямого) штопора;
- наклон продольной оси к горизонту близок к прямому штопору;

Физиологические ощущения хуже, чем при прямом штопоре: летчика «вытягивает» из сиденья, ремни давят на плечи, ноги «висят» на ремнях педалей, кровь «приливает» к голове, при выводе и вводе в обратный штопор возможно временное потемнение в глазах.

Большое значение для нормального вывода из обратного штопора имеет хорошая подгонка привязных ремней. Если они перед полетом были плохо подогнаны, летчик, оказавшись в перевернутом штопоре, будет висеть на них, отделившись от сиденья, ноги при этом могут выскочить из педалей, управлять самолетом почти невозможно.

Для вывода самолета из перевернутого штопора необходимо:

- уменьшить обороты двигателя;
- поставить педали нейтрально;
- ручку управления взять на себя на половину хода ее от нейтрального положения.

В результате этих действий самолет прекращает вращение и без запаздывания переходит в пикирование. Надо набрать скорость 180...200 км/ч и начать вывод самолета в горизонтальный полет. В случае перехода самолета из перевернутого штопора в прямой вывод производить обычным способом.

Плоский штопор

Процесс перехода самолета из прямого крутого штопора в плоский характерен следующим:

- при выполнении прямого штопора ручка управления отклонена в сторону, противоположную вращению, и на себя;
- самолет плавно поднимает капот, ускоряет вращение, уменьшает потерю высоты за один виток;
- значительно увеличивается нагрузка на рули (ручку управления прижимает к летчику);
- летчика прижимает к внутреннему борту кабины самолета;
- самолет вращается с наклоном продольной оси к горизонту 20...30°.

В случае непроизвольного плоского штопора вывод производить следующим образом: энергично до отказа дать педаль в сторону, обратную вращению самолета. И вслед за ней отдать до отказа ручку управления от себя к белой черте на приборной доске.

После прекращения вращения педали поставить нейтрально, набрать скорость 160 км/ч, плавно вывести самолет из пикирования. Нагрузка на рули управления при выводе из плоского штопора значительна.

При запаздывании самолета на выводе из плоского штопора более двух витков необходимо убедиться в правильном и полном отклонении рулей управления на вывод, затем увеличить обороты двигателя до полных с целью быстрого вывода самолета из штопора.

Положение ручки управления полностью от себя и в сторону выполнения штопора способствует более энергичному выводу из него.

Положение ручки управления полностью от себя и в сторону, противоположную вращению, значительно замедляет вывод из штопора.

Парашютирование

В режиме планирования на скорости 170 км/ч и минимальных оборотах двигателя плавным движением ручки управления на себя уменьшить скорость до 110 км/ч. Самолет становится неустойчив и медленно реагирует на действия рулем. Для сохранения движения в выбранном направлении на ориентир необходимо более энергичное движение педалями и на большую величину.

Крен следует исправлять не только элеронами, но и энергичными движениями педалей.

Для прекращения парашютирования плавно отдать ручку управления от себя и набрать скорость не менее 140 км/ч. Парашютировать можно только до высоты не менее 1000 м.

Управляемый переворот на горке

Выполняется на скорости 280 км/ч при оборотах двигателя 82% и полном наддуве.

Перед выполнением осмотреться, наметить ориентир для ввода и вывода. Убедиться в отсутствии крена. Энергичным, но нерезким отклонением ручки управления на себя установить угол 45°. Зафиксировать его и контролировать по положению полукрыльев относительно горизонта и АГИ-1. На скорости 190 км/ч начать вращение отклонением ручки управления к борту кабины самолета в сторону вращения.

При достижении перевернутого положения прекратить вращение отклонением ручки управления в противоположную сторону. Педали поставить нейтрально. После остановки вращения ручку управления поставить нейтрально. Зафиксировать угол. Далее плавным, но ускоренным взятием ручки управления на себя начать вывод самолета в горизонтальный полет. Следить за перегрузкой, не допуская выхода самолета на срывной режим. Обороты двигателя уменьшить после выхода отвального пикирования. Вывод производить на выбранный ориентир. Скорость вывода в горизонтальный полет выбирается исходя из потребной для следующей фигуры, но не менее 280 км/ч.

Горизонтальная штопорная бочка

Выполняется на скорости 170...190 км/ч, на оборотах двигателя 82%.

Незначительным, но энергичным движением ручки управления на себя вывести самолет на угол кабрирования 15...20° и, не фиксируя этот угол, энергично и полностью отклонить педаль в сторону вращения бочки. Движение ручки управления на себя прекратить к моменту отклонения педали. Как только самолет завращается, ручку управления отклонить к борту кабины в сторону вращения и незначительно отдать от себя. В процессе вращения самолета положение рулей управления и обороты двигателя не менять. За 20...30° до завершения бочки энергично и одновременно отклонить ручку управления и педаль в противоположную сторону вращения. Темп и величина отклонения рулей управления на вывод зависят от темпа вращения бочки. Как только самолет прекратит вращение, рули управления поставить в нейтральное положение.

ОШИБКИ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ

Ошибки выполнения горизонтальных маневров

При выполнении виражей и спирали возможны такие отклонения:

- а) вход в глубокую спираль и срыв в штопорное вращение на вираже;
- б) увеличение скорости и потеря высоты на вираже;
- в) рост скорости, потеря высоты, вход в глубокую спираль при выполнении спирали.

Причинами их могут быть:

- а) перетягивание ручки управления на вираже и спирали с последующим выходом на большие углы атаки;
- б) зарывание самолета в процессе виража с увеличением крена больше заданного и опускание капота ниже горизонта;
- в) зарывание самолета в процессе спирали с увеличением крена больше заданного и угла снижения.

Техника исправления ошибок

- а) при появлении тряски самолета и потере скорости на вираже или спирали (ручка перетянута на себя – большие углы атаки, положение 1) уменьшить тяну-

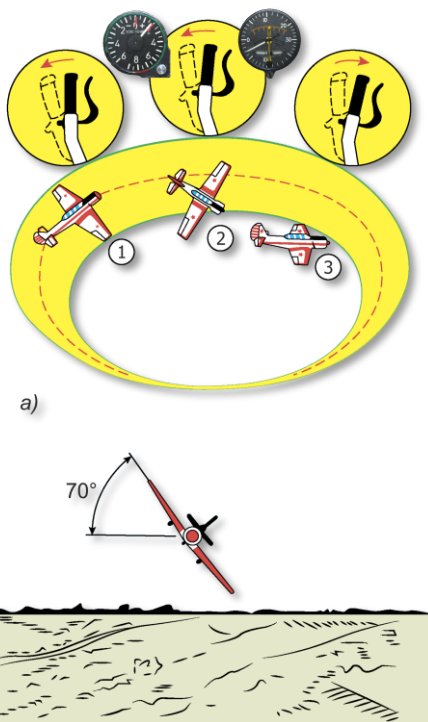


Рисунок 52. Типичные ошибки выполнения горизонтальных маневров.

щее усилие на ручку до прекращения тряски (положения 2 и 3).

- б) при появлении поступательной и вертикальной скорости и входе в глубокую спираль необходимо вывести самолет из крена, затем уменьшить угол снижения. Небольшое отклонение по крену и по углу тангажа в процессе виража устраняется соответствующими отклонениями ручки и педалей.
- в) в случае зарывания с нарастанием скорости необходимо сначала вывести самолет из крена, затем взятием ручки управления на себя вывести его в горизонтальный полет.

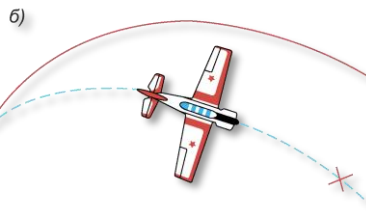


Рисунок 53.



Рисунок 54.

Ошибки выполнения вертикальных фигур

Типичная ошибка:

- потеря скорости и сваливание на крыло при выполнении вертикальных фигур;

Причина:

- вялое или слишком энергичное отклонение ручки управления при выполнении восходящих фигур пилотажа;

Техника исправления:

- 1а** - при вялом взятии ручки управления на себя увеличить угловую скорость вращения более энергичным выбором ручки на себя, не допуская тряски самолета;
- 2а** - при энергичном взятии ручки управления (самолет трясет) уменьшить темп ее выбора на себя до полного прекращения тряски;

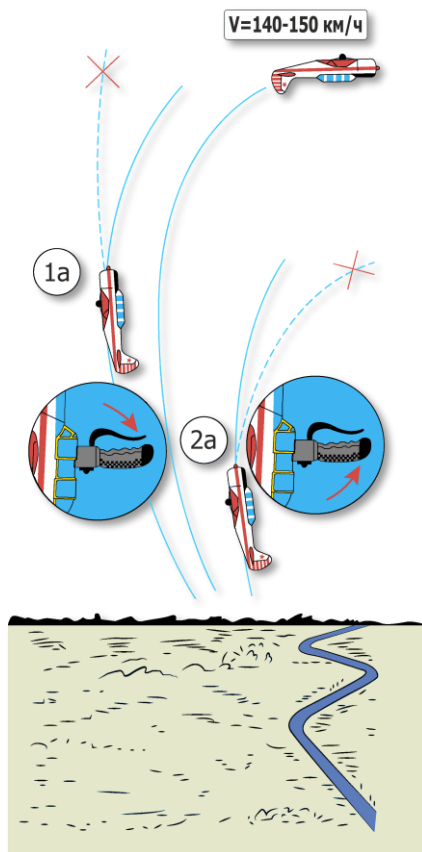


Рисунок 55. Ошибки при выполнении вертикальных фигур.

Типичная ошибка:

- потеря скорости и вход в штопор при выполнении верхних участков восходящих фигур;

Причина:

- перетягивание ручки управления на себя в верхней части восходящих фигур;

Техника исправления:

- 16** - при потере скорости в верхней точке петли и полупетли (менее 140 км/ч) поставить педали строго нейтрально, уменьшить тянущее усилие на ручку, перевести самолет в пикирование;
- 26** - при потере скорости (менее 150 км/ч) во второй половине боевого разворота необходимо увеличить крен и координированным движением педали и ручки управления вывести самолет в горизонтальный полет, предварительно подведя капот самолета к горизонту;

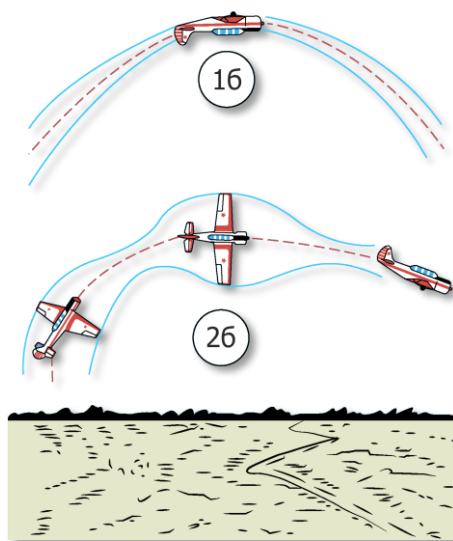


Рисунок 56. Ошибки выполнения восходящих фигур.

Типичная ошибка:

- сваливание на крыло и срыв в штопорное вращение на нисходящих участках фигур пилотажа.

Причина:

- вялое или слишком энергичное взятие ручки управления на нисходящем участке фигур пилотажа.

Техника исправления:

1с - при вялом выборе ручки управления на себя (быстро нарастает скорость, большая потеря высоты) движением ручки управления на себя увеличить угловую скорость. При накрени самолета вначале убрать крен, затем выводить из пикирования;

2с - при энергичном выборе ручки управления на себя (создается большая перегрузка) уменьшить тянущее усилие до прекращения тряски.

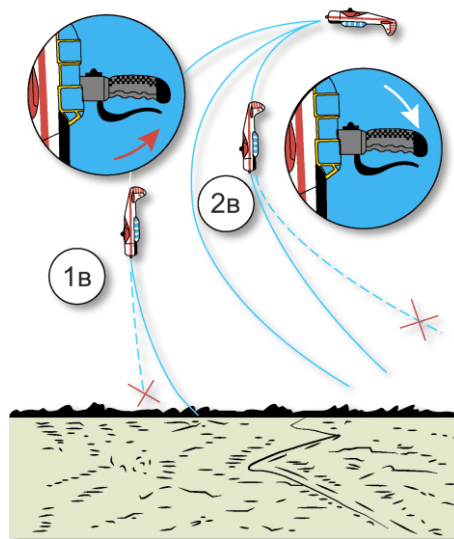


Рисунок 57. Ошибки на нисходящих фигурах.

Характерные ошибки при скольжении

- При вводе самолета в скольжение преждевременно отклоняется педаль в противоположную сторону – самолет разворачивается в сторону, обратную скольжению;
- Создается крен более 30° - самолет разворачивается в сторону скольжения;
- Излишне выбирается ручка управления на себя – самолет теряет скорость;
- Ручка управления не поддерживается на себя – самолет увеличивает скорость;
- Несоразмерно отклоняется ручка управления и педали на вводе и выводе – не выдерживается направление.

Характерные ошибки при выполнении штопора

Ввод в штопор выполняется в наборе высоты, в результате чего срыв начинается с угла кабрирования, на котором происходит гашение скорости, крайне затруднена пространственная ориентировка, штопор выполняется с переменным углом наклона продольной оси к горизонту.

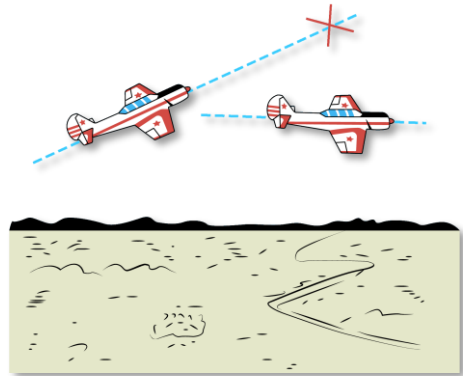


Рисунок 58.

Резко даются рули управления на ввод – самолет очень энергично сваливается в штопор.

Ввод в штопор производится на большой скорости – самолет выполняет штопорную бочку на планировании, а затем переходит в штопор.

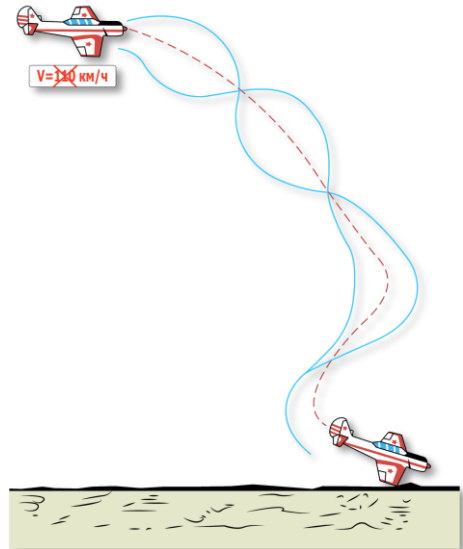


Рисунок 59.

Во время выполнения штопора отпускается ручка управления от себя – самолет с креном и заносом хвоста самопроизвольно выходит из штопора.

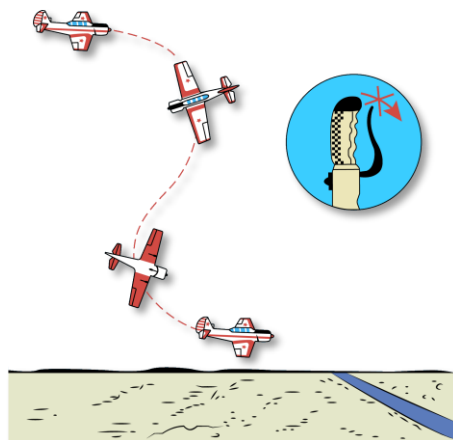


Рисунок 60.

На выводе из штопора отклонена педаль до отказа в сторону, противоположную вращению самолета, а ручка управления удерживается на себя – самолет после прекращения вращения переходит в крутую спираль в ту сторону, в которую дана нога, или в штопор противоположного вращения.

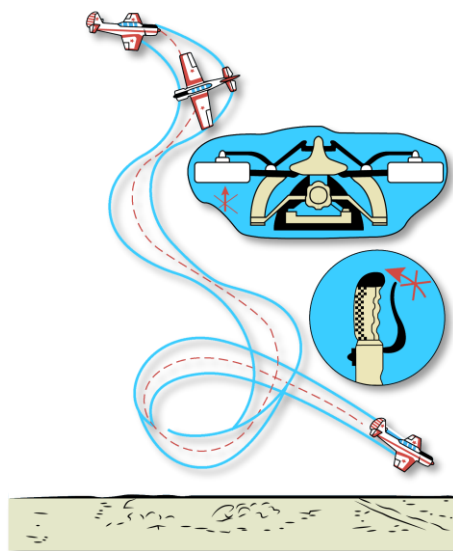


Рисунок 61.

Срыв с виража в спиральный штопор

При перетягивании ручки управления на глубоком вираже или спирали возможно сваливание самолета в правый или левый штопор в зависимости от того, куда излишне отклонен руль направления (дана педаль).

Срыв с разворота при наборе высоты

При увеличении угла набора высоты или излишнем отклонении руля направления самолет «зависает» и сваливается в штопор в сторону отклонения руля направления.

Срыв с разворота при планировании

При уменьшении скорости и излишнем отклонении руля направления самолет разворачивается, входит в штопор в сторону отклонения руля направления.

Предупреждение. При неправильном выполнении переворотов, петли, полупетли возможен срыв в перевернутый штопор, самолет входит в него, когда в положении «вверх колесами» потеряна скорость, ручка управления находится около нейтрального положения или отдана от себя вперед и отклонена педаль.

ПОЛЕТЫ ПОД ШТОРКОЙ



ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ ПО ПРИБОРАМ

Возникновение у летчика иллюзий при полетах по приборам

При полете вне видимости земли от воздействия на слуховой аппарат ускорения различной силы и направления у летчика могут возникнуть ложные или иллюзорные чувства движения и пространственного положения самолета. Наибольшей помехой для пилотирования по приборам является иллюзия противовращения самолета.

Режим горизонтального полета

Для выдерживания режима горизонтального полета необходимо:

- Установить скорость 180 км/ч;
- Удерживать по прибору АГИ-1 нулевые значения шкалы углов крена и тангажа, стрелку вариометра – на нулевом положении, шарик прибора ДА-30 – в центре;
- Систематически контролировать скорость, высоту, курс и обороты двигателя, устранять появляющиеся отклонения;
- Следить за показаниями приборов контроля работы двигателя ЭМИ-3м, ТЦТ-13к и других;
- Периодически проверять показания указателя поворота и скольжения прибора ДА-30 с показаниями ГМК и положения силуэта самолета и прибора АГИ-1, убедиться в исправности АГИ-1 (отклонением ручки управления в разные стороны);
- При необходимости следить за временем полета по часам.

Отклонения в показаниях приборов устранять следующим образом:

- Если стрелка вариометра прибора ДА-30 отклонилась от нулевого деления вверх, то движением ручки управления от себя, а если вниз – на себя подвести ее к нулевому делению, убедиться, что стрелка указателя скорости показывает заданную величину;
- Если образовался крен, то движением ручки в сторону, обратную крену, устранить его и по ГМК определить уклонение самолета от курса, после чего восстановить курс;
- Если изменилась скорость, а стрелка вариометра прибора ДА-30 стоит на нуле, необходимо проверить и изменить обороты двигателя так, чтобы восстановить заданную скорость.

Для выдерживания горизонтального полета внимание на приборы обычно распределяется следующим образом:

- авиагоризонт – вариометр;
- авиагоризонт – указатель скорости;
- авиагоризонт – ГМК;
- авиагоризонт – высотомер;
- авиагоризонт – указатель поворота и скольжения ДА-30.
- Периодически переключать внимание на приборы контроля работы двигателя.



Рисунок 62. Распределение внимания по приборам в горизонтальном полете.

Набор высоты

Для выдерживания режима набора высоты необходимо:

- установить скорость по прибору 170 км/ч;
- основное внимание уделять удержанию силуэта самолета АГИ-1 на нулевых делениях шкалы углов крена, шарик прибора ДА-30 – в центре;
- систематически контролировать скорость по прибору УС-450К, следить за курсором и изменением высоты;
- периодически проверять показания приборов, контролирующих работу двигателя;
- отклонение параметров набора высоты устранять так же, как в горизонтальном полете.

Для сохранения режима набора высоты внимание на приборы обычно распределяется следующим образом:

- авиагоризонт – вариометр;

- авиагоризонт – указатель скорости;
- авиагоризонт – вариометр, ГМК;
- авиагоризонт – указатель поворота и скольжения;
- авиагоризонт – высотомер;
- авиагоризонт – указатель скорости, высотомер ГМК, ДА-30.
- Периодически следует переключать внимание на приборы контроля работы двигателя.



Рисунок 63. Распределение внимания по приборам в наборе высоты.

Планирование

Установив в горизонтальном полете скорость 170 км/ч, перевести самолет на снижение.

Для выдерживания режима планирования летчик должен:

- следить за авиагоризонтом и вариометром, удерживая его стрелку на делении, соответствующем заданной скорости снижения, а белую линию прибора АГИ-1 на заданном угле снижения, крен должен быть равен нулю, а шарик прибора ДА-30 – в центре;
- систематически проверять скорость (она должна быть 170 км/ч), высоту и курс самолета;
- при длительном пилотировании периодически проверять показания указателя поворота и скольжения, а также приборов, контролирующих работу двигателя;
- отклонения при снижении устранять так же, как в горизонтальном полете.

Для сохранения режима снижения внимание обычно распределяется следующим образом:

- авиагоризонт – вариометр;
- авиагоризонт – указатель скорости;
- авиагоризонт – ГМК;
- авиагоризонт – ГМК, вариометр;
- авиагоризонт – указатель поворота и скольжения;
- авиагоризонт – указатель скорости, высотомер;
- периодически переключать внимание на приборы, контролирующие работу двигателя.



Рисунок 64. Распределение внимания по приборам при планировании.

Развороты в горизонтальной плоскости с выходом на заданный курс

При вводе в разворот, на развороте (вираже) и при выводе из него основное внимание уделять авиагоризонту и вариометру, а при выводе приборам – авиагоризонту, вариометру и ГМК – 1 (для определения начала вывода и точности выхода на заданный курс).

При отклонении стрелки вариометра надо соответствующим отклонением ручки управления поставить ее на ноль, проверить скорость и высоту.

Если стрелка вариометра на нуле, а скорость больше или меньше 180 км/ч, надо проверить обороты двигателя и установить их необходимую величину.

1. Перед вводом в разворот установить скорость 180 км/ч.
2. Произвести отсчет показаний компаса.
3. По авиагоризонту ввести самолет в разворот с креном 30°.
4. В процессе разворота удерживать заданную величину крена, стрелку вариометра на нуле, шарик прибора ДА-30 – в центре.
5. За 15...20° до заданного курса начать вывод самолета из разворота (виража).

6. После вывода самолета из разворота убедиться, что самолет летит в заданном направлении, проверить высоту и скорость полета.

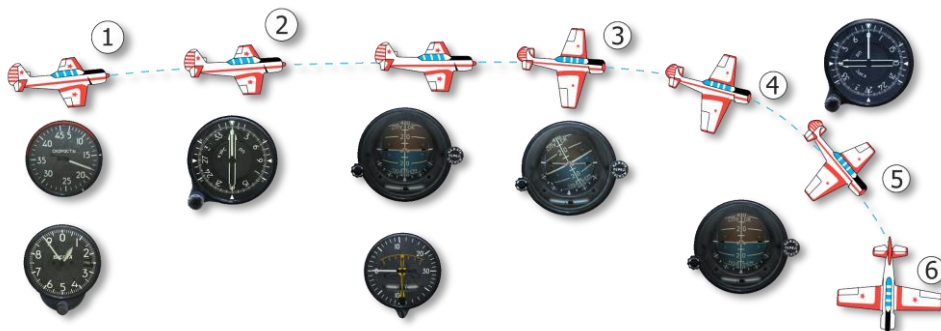


Рисунок 65. Выполнение разворота при полете по приборам.

Развороты в наборе высоты и на планировании

Развороты в наборе высоты

Порядок действий:

- Установить режим набора высоты, соответствующий скорости 170 км/ч по прибору, удерживая белую линию прибора АГИ-1 на нулевых делениях шкалы углов крена, и одновременно плавно увеличить обороты двигателя до номинальных.
- Выдерживая скорость 170 км/ч по прибору, ввести самолет в разворот, установив по прибору АГИ-1 крен 30° на шкале углов крена.

В дальнейшем действовать так же, как на развороте в горизонтальной плоскости.

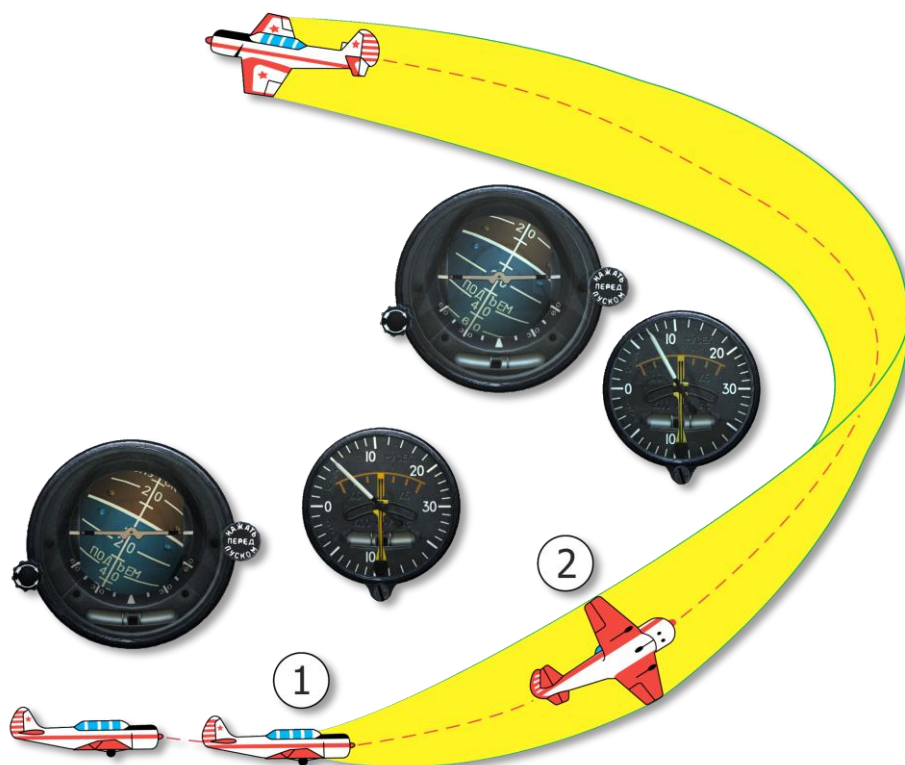


Рисунок 66. Разворот в наборе высоты.

Развороты на планировании

Порядок действий:

- С горизонтального полета на скорости 170 км/ч по прибору, удерживая авиагоризонт АГИ-1 на нулевых делениях шкалы углов крена и следя за вариометром, плавно ввести самолет в режим планирования с заданной вертикальной скоростью.
- Удерживая стрелку вариометра на делении, соответствующем заданной вертикальной скорости, ввести самолет в разворот, установив по прибору АГИ-1 крен 30° на шкале углов крена.

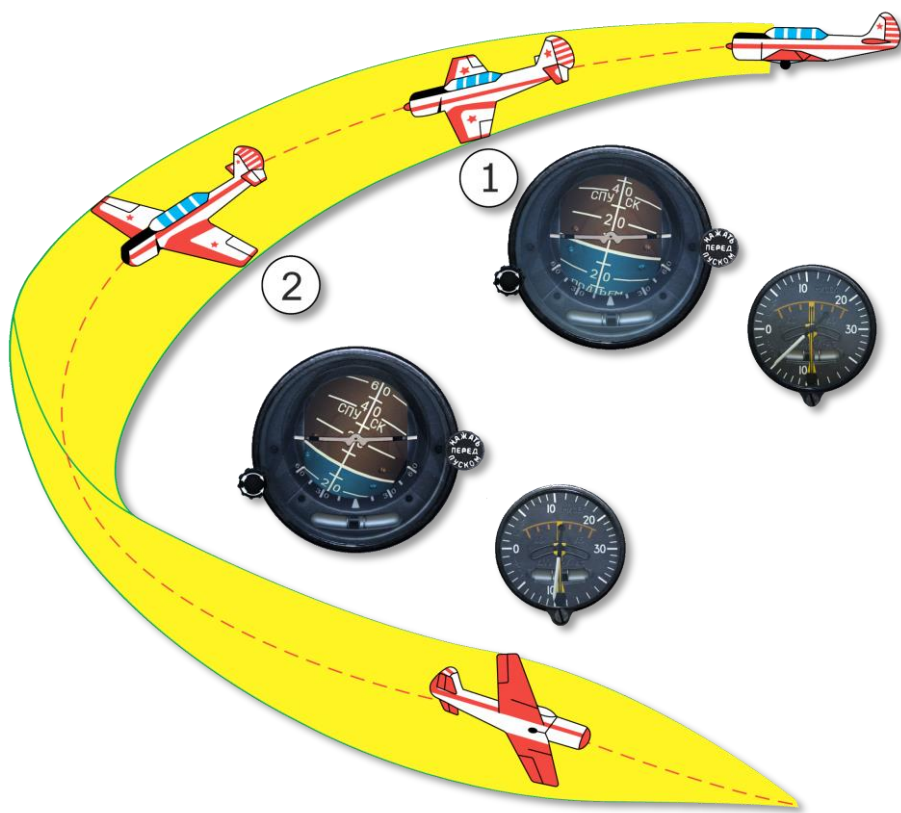


Рисунок 67. Схема разворота на планировании.

Основные правила пилотирования самолета при выключенном авиагоризонте

При выключенном (неработающем) авиагоризонте необходимо пользоваться указателем поворота, скольжения и вариометром прибора ДА-30 в сочетании с указателем скорости, высотомером

ром и компасом. Из-за трудности определения кренов по комбинированному прибору ДА-30 пилотирование затруднено без авиагоризонта и имеет свои особенности. Движения рулями управления должны быть более короткими и двойными, а при значительных отклонениях от установленного режима полета его восстановление должно производиться в два-три приема.

При пилотировании по ДА-30 необходимо:

- Более внимательно следить за его показаниями, чтобы своевременно обнаружить появление крена самолета.
- При отклонении стрелки ДА-30 в прямолинейном полете отклонением ручки вправо (влево) установить ее в центр, удерживая при этом стрелку вариометра на нуле, а педали нейтрально.
- Помнить, что при отклонении педали стрелка уклоняется в сторону разворота самолета, т.е. «идет» за педалью, а шарик, наоборот, «уходит» от педали.
- При отклонении шарика вправо или влево в прямолинейном полете (стрелка ДА-30 находится в центре) отклонением педали в сторону отклонения шарика установить его в центр и одновременно ручкой управления удерживать стрелку ДА-30 в центре.
- Развороты выполнять с креном 15...20°, для чего отклонять стрелку ДА-30 на одно деление при скорости полета 200 км/ч по прибору.
- При значительных отклонениях стрелки вариометра возвращать ее в нулевое положение двойными движениями ручки управления в два-три приема.

Схема переключения внимания на приборы при полете в с выключенным АГИ-1

Для сохранения режима горизонтального полета с выключенным АГИ-1 внимание надо распределять в такой последовательности:

- Указатель поворота и скольжения – вариометр;
- Указатель поворота и скольжения – указатель скорости;
- Указатель поворота и скольжения – вариометр;
- Указатель поворота и скольжения – высотомер;
- Указатель поворота и скольжения – вариометр;
- Указатель поворота и скольжения – компас ГМК-1.

Периодически переключать внимание на приборы контроля двигателя. При полетах с отказавшими барометрическими приборами (или выключенными) режимы полета необходимо выдерживать по АГИ-1, оборотам двигателя. Контроль высоты при снижении или наборе высоты выполнять по показаниям прибора АГИ-1 (которым соответствует определенная вертикальная скорость) и отсчету полетного времени по часам.



Рисунок 68. Распределение внимания по приборам при пилотировании по ДА-30.

АВАРИЙНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ



АВАРИЙНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

Неисправности двигателя

Действия летчика при отказе двигателя в полете

При отказе двигателя на взлете, во время набора высоты до первого разворота:

- Перевести самолет на планирование.
- Убрать шасси.
- Закрывать пожарный кран.
- Выключить магнето, аккумулятор и зажигание.
- Открыть фонарь.

Посадку производить прямо перед собой. Если посадка прямо перед собой явно угрожает жизни летчика из-за возможности лобового удара о препятствие, летчик должен изменить направление посадки.

В случае отказа двигателя в перевернутом полете:

- Выполнить полубочку и перевести самолет в нормальный полет.
- Установить скорость планирования 170-180 км/ч.
- Установить рычаг управления двигателем примерно на одну треть часть хода.
- Повернуть рукоятку заливочного насоса в положение «Заливка в магистраль» и произвести подкачку бензина до давления 0,1-0,2 кгс/см².

Примечание. Для облегчения запуска двигателя рекомендуется произвести впрыскивание топлива в цилиндры двигателя

Как только двигатель заработает, перевести рычаг управления двигателем за 1-2 с во взлетное положение, а затем установить режим, требуемый для полета.

Предупреждение. Перевод самолета из перевернутого положения с остановленным двигателем в нормальный полет с последующим запуском двигателя сопровождается потерей высоты 300-350 м.

Действия летчика при падении давления топлива

Признаками падения давления бензина могут быть:

- Перебои в работе двигателя, сопровождаемые падением частоты вращения коленчатого вала двигателя, падением наддува и тряской двигателя;
- Падение давления бензина по прибору ниже допустимого.

При падении давления бензина летчик обязан:

- Повернуть рукоятку заливочного насоса в положение «Заливка в магистраль» и начать подкачивать бензин в топливную систему, контролируя давление по манометру.
- Прекратить выполнение задания и произвести посадку на своем или запасном аэродроме.

Действия летчика при появлении тряски двигателя

При появлении тряски двигателя летчик обязан:

- Во всех случаях (за исключением падения давления топлива) убрать рычаг управления двигателем полностью на себя, перевести самолет на планирование и установить необходимую скорость полета.
- Если после этого тряска прекратится, плавно переместить рычаг управления двигателем вперед и установить необходимый для горизонтального полета режим работы двигателя.
- Если после изменения режима работы двигателя тряска не прекратится, необходимо рычагом управления двигателем увеличить частоту вращения до 70% и прожечь свечи.
- Если тряска и после этого не прекратится, рычагом управления двигателем и рычагом управления шагом винта подобрать частоту вращения, при которой тряска будет минимальной, и на этом режиме произвести посадку на своем или запасном аэродроме.

Действия летчика при раскрутке винта

Основные признаки раскрутки винта:

- Мелкая тряска двигателя.
- Увеличение частоты вращения коленчатого вала двигателя.
- Резкое изменение звука работающего двигателя.

Если раскрутка винта произошла при взлете, необходимо:

- В процессе разбега – взлет прекратить, зарулить на стоянку для выяснения причины (при условии, обеспечивающем безопасность пробега).
- После отрыва – небольшим движением рычага управления шагом винта на себя «затяжелить» винт, продолжать взлет, не сбавляя наддува, на высоте 15-20 м убрать шасси, выполнить нормальный полет по кругу и произвести посадку на своем аэродроме.

При раскрутке винта на пикировании необходимо:

- Убрать полностью наддув и «затяжелить» винт.

Пожар в воздухе

При пожаре, возникшем на самолете в полете необходимо:

- Закрыть пожарный кран, выключить магнето, зажигание и генератор.

- Перевести самолет на планирование и применить, если необходимо, скольжение для срыва пламени.
- При невозможности посадки на аэродром выбрать площадку и произвести посадку вне аэродрома.

Вынужденную посадку вне аэродрома производить только с убраннным шасси.

Если пожар ликвидировать не удалось, а вынужденная посадка угрожает жизни летчика, покинуть самолет с парашютом.

Аварийная посадка самолета с отказавшим двигателем

В случае отказа двигателя посадку необходимо выполнять на аэродром или выбранную площадку.

Располагаемая дальность планирования при отказе двигателя определяется аэродинамическим качеством самолета и запасом высоты. Планирование рекомендуется выполнять с убраннным шасси и посадочными щитками на скорости 160 км/ч, при этом аэродинамическое качество и расчетная дальность планирования соответственно составляют:

$$K = 7; L = K \cdot H$$

Где H – высота полета, м;

K – аэродинамическое качество.

При расчете располагаемой дальности планирования и оценке возможности выполнения посадки на аэродром надо учитывать уменьшение дальности, обусловленное выполнением разворота на аэродром и построением предпосадочного маневра. При развороте на 180° с креном 45° дальность уменьшается примерно на 1 км.

Для обеспечения выхода на аэродром на высоте 400 м, обеспечивающей выполнение предпосадочного маневра, необходимо расчетную дальность планирования уменьшить на 3 км. Таким образом, располагаемая дальность планирования с учетом разворота на аэродром и обеспечения необходимого запаса высоты над аэродромом составляем:

- При $H=2000$ м – 10 км.
- При $H=3000$ м – 17 км.
- При $H=4000$ м – 24 км.

Развороты выполнять с креном 45° , обеспечивающим наименьшую потерю высоты. При этом радиус разворота составляет 200 м, вертикальная скорость снижения – 8,0 м/с и потеря высоты – 220 м при развороте на 360° .

При выпуске шасси аэродинамическое качество и вертикальная скорость снижения изменяются незначительно.

При выпущенных шасси и посадочных щитках аэродинамическое качество самолета составляет 5,5.

При заходе на посадку со встречным ветром располагаемая дальность планирования уменьшается, причем 5 м/с скорости ветра соответствует уменьшению дальности на 10%.

При выходе на аэродром с посадочным курсом рекомендуется предпосадочный маневр выполнять двумя разворотами на 180° с началом первого разворота над центром ВПП (аэродрома) и началом второго разворота – на контрольной высоте:

$$H_k = \frac{H_{исх}}{2}$$

Где $H_{исх}$ – высота выхода самолета в центр ВПП, м.

При наличии ветра точка начала предпосадочного маневра должна быть смещена от центра ВПП в сторону ветра на расстояние (независимо о курса выхода на центр ВПП):

$$\Delta L = 50 \cdot W$$

Где W – скорость ветра, м/с.

При выходе на ВПП с посадочным курсом и встречном ветре начало первого разворота необходимо выполнять после пролета центра ВПП через время (в секундах), численно равное скорости ветра в м/с.

При боковом ветре боковое смещение самолета на траверзе центра ВПП должно составлять:

$$\Delta L \approx 20 \cdot W_{бок}$$

Где $W_{бок}$ – скорость ветра, м/с.

При выходе на ВПП на высоте 400-600 м встречный ветер 5 м/с смещает точку начала предпосадочного маневра на расстояние 250 м, что соответствует времени от момента пролета центра ВПП до начала маневра – 5 с.

При боковом ветре 5 м/с самолет должен быть выведен на траверз центра ВПП с боковым смещением 100 м.

При вынужденной посадке с отказавшим двигателем необходимо:

- Выполнить разворот с креном 45° в сторону аэродрома.
- Установить приборную скорость 160 км/ч.
- Запросить посадку на аэродроме и уточнить погодные условия (атмосферное давление, скорость и направление ветра).
- Закрыть пожарный кран, выключить магнето, генератор и зажигание.
- Определить высоту полета (на высотомере должно быть установлено атмосферное давление аэродрома) и, рассчитав располагаемую дальность планирования, оценить возможность выполнения посадки на аэродром.

Примечание. При недостаточном запасе высоты посадку выполнять на выбранную площадку вне аэродрома с построением предпосадочного маневра или с прямой.

При ожидаемом выходе в центр ВПП на высоте менее 400 м посадка возможна только с прямой. В этом случае необходимо выполнить «змейку» и скольжение с таким расчетом, чтобы обеспечить направление траектории снижения в центре ВПП.

При выходе на центр ВПП на высоте 400-600 м выполнить предпосадочный маневр в зависимости от курса выхода на ВПП. При выходе на ВПП на высоте более 600 м выполнить виражи-спирали в центре ВПП с посадочным курсом.

После выхода на посадочную прямую (при посадке с прямой на удалении 1 км от центра ВПП) выпустить шасси, убедиться, что снижение происходит в точку начала выравнивания, находящуюся в начале ВПП (площадки).

Если траектория снижения направлена за точку начала выравнивания, то применять скольжение с таким расчетом, чтобы обеспечить выход самолета в точку начала выравнивания.

На высоте не менее 50 м выключить аккумулятор, открыть фонарь кабины.

На высоте 10-15 м плавным отклонением ручки управления на себя начать выравнивание с таким расчетом, чтобы закончить его на высоте 0,5-1 м. Скорость приземления при этом составит 125-130 км/ч.

При вынужденной посадке с отказавшим двигателем на аэродром, оборудованный ближней приводной радиостанцией с маркером (БПРМ) (при стандартном расположении БПРМ на удалении 1000 м от торца ВПП), для выхода на аэродром и построения предпосадочного маневра рекомендуется использовать показания АРК.

Предпосадочный маневр в этом случае выполняется относительно БПРМ.

Минимальная высота выхода на БПРМ должна быть не менее 550 м и контрольная высота

$$H_k = \frac{H_{исх}}{2} + 20$$

При выходе на БПРМ на высоте 800 м выполнить виражи-спирали с расчетом выйти над БПРМ с посадочным курсом на высоте 500-700 м.

Минимальная высота прохода БПРМ на посадочной прямой в штиль, обеспечивающая приземление самолета на ВПП на расстоянии 100-200 м от торца составляет 200 м.

При встречном ветре минимальная высота пролета БПРМ на посадочной прямой увеличивается на 5 м на каждый 1 м/с скорости ветра.

Максимальный избыток высоты на посадочной прямой, гашение которой обеспечивается скольжением с креном 5° при располагаемой дистанции маневрирования 1000 м, составляет 50 м.

В случае явного перелета расчетной точки приземления для гашения избытка высоты выпустить посадочные щитки.

Прыжок с парашютом

Во всех случаях, когда при полете возникает непосредственная угроза жизни, летчик обязан покинуть самолет с парашютом.

Решение на вынужденное покидание самолета принимает командир экипажа.

Перед покиданием управляемого самолета летчик обязан:

- Перевести самолет в прямолинейный горизонтальный полет на $V=190$ км/ч.
- Закрывать пожарный кран, выключить магнето, зажигание, аккумулятор и генератор.
- Разъединить колодку шлемофона.
- Открыть фонарь.
- Отстегнуть привязные ремни.
- Снять ноги с педалей и подтянуть их к чашке кресла.

Покидание горящего самолета на высоте, превышающей установленную на парашютном приборе, выполняется с задержкой в раскрытии парашюта не менее 3-5 с.

Минимальная безопасная высота аварийного покидания горизонтально летящего самолета составляет 120 м при автоматическом введении в действие парашюта С-4У.

Отказ радиоконпаса АРК-15М

Отказ радиоконпаса в полете может быть определен по одному из следующих признаков:

- Стрелка указателя радиоконпаса при изменении направления полета остается неподвижной.
- Не прослушиваются позывные радиостанции, на которую настроен радиоконпас.
- Большие колебания или непрерывное вращение стрелки указателя радиоконпаса.

В случае отказа радиоконпаса необходимо:

- Убедиться, что на левой горизонтальной панели включены автоматы защиты сети АРК, СПУ и ПТ-200.
- Переключатель рода работ на щитке управления АРК установлен в положение «Комп».
- Проверить настройку радиоконпаса.
- Проверить положение переключателя «Приводная Ближняя – Дальняя».
- Запросить курс на свой аэродром и периодически контролировать правильность курса следования по ГМК и запросам пеленга.

Отказ генератора

Отказ генератора в полете определяется по загоранию сигнального табло «Отказ генер.» и отклонению стрелки вольтамперметра вправо от нуля.

В случае отказа генератора необходимо:

- Выключить генератор.
- Передатчик радиостанции включать кратковременно при необходимости
- Прекратить выполнение задания и произвести посадку на своем аэродроме.

Примечания. 1. Если аккумуляторная батарея была отключена в результате превышения зарядного тока более 30 А, то после загорания сигнального табло «Отказ генер.» необходимо включить аккумуляторную батарею и далее действовать, как указано выше.

2. Аккумуляторная батарея может обеспечить питание всех потребителей электроэнергии в течение не более 30 мин.

При отключении части потребителей время питания оставшихся потребителей от аккумуляторной батареи увеличивается.

Отказ указателя скорости

Отказ указателя скорости может наступить не сразу, а постепенно, поэтому прежде всего нужно убедиться, действительно ли произошел отказ. Для этого, не изменяя режим работы двигателя, плавно перевести самолет на снижение или в набор высоты по авиагоризонту и высотомеру.

Если показания скорости не соответствуют режиму полета, а остальные приборы работают нормально, следовательно, отказал указатель скорости.

При отказе указателя скорости необходимо:

- Прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки.
- Контроль режима полета производить по показаниям авиагоризонта, высотомера, указателя частоты вращения коленчатого вала и наддува двигателя, а также по положению капота относительно линии горизонта.

Рекомендуемые частота вращения и наддув двигателя при различных режимах полета (шасси выпущено) даются в Таблица 5.

Таблица 5.

Режим полета	Приборная скорость, км/ч	Вертикальная скорость, км/ч	Частота вращения коленчатого вала двигателя, %	Наддув, мм.рт.ст.
Набор высоты	160	5	70	700
Горизонтальный полет	170	0	64	500
Развороты в горизонтальном полете	170	0	64	600
Планирование	160	3	41	300

Отказ высотомера

При отказе высотомера необходимо:

- Прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки.
- Контроль режима полета производить по показаниям указателя скорости, авиагоризонта, вариометра, указателя частоты вращения коленчатого вала двигателя.

Отказ вариометра

При отказе вариометра необходимо:

- Прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки.
- Контроль режима полета производить по показаниям указателя скорости, авиагоризонта, высотомера, указателя частоты вращения коленчатого вала и наддува двигателя, а также по положению капота относительно линии горизонта.

Отказ обогрева датчика срыва ДС-1

Признаком отказа обогрева датчика срыва является погасание сигнального табло «Обогрев ДС» на приборной доске.

При обнаружении погасания сигнального табло «Обогрев ДС» необходимо проверить включение автомата защиты «Обогрев ДС» и исправность лампы нажатием на кнопку «Контр. ламп.». если автомат защиты «Обогрев ДС» включен и лампа исправна, произошел отказ обогрева датчика срыва. В этом случае необходимо усилить контроль за выдерживанием скорости полета, особенно при заходе на посадку.

Аварийный выпуск шасси

В случае невозможности выпуска шасси основным способом необходимо применить аварийный выпуск, для этого необходимо:

- Проверить давление воздуха в аварийном баллоне (нормальное давление 40-50 кгс/см²).
- Закрыть вентиль основной сети, чтобы предупредить стравливание воздуха на случай отказа обратного клапана.
- Поставить ручки кранов шасси в обеих кабинах в положение «Нейтрально».
- Открыть вентиль аварийного выпуска шасси на правом пульте кабины.
- Проверить выпуск шасси по загоранию зеленых ламп.
- Поставить ручки кранов шасси в обеих кабинах в положение «Выпущено».
- После окончания полета и выключения двигателя закрыть вентиль аварийной системы.

Предупреждение. Убирать шасси в полете после аварийного выпуска запрещается.

Скорость планирования после четвертого разворота до высоты начала выравнивания должна быть 160-170 км/ч.

Техника выполнения посадки с убранными посадочными щитками не имеет существенных отличий от посадки с выпущенными щитками.

В этом случае необходимо иметь в виду, что дальность планирования, время выдерживания и скорость приземления будут несколько больше, чем при посадке с выпущенными щитками.

ГРУППОВАЯ СЛЕТАННОСТЬ



ОТРАБОТКА ГРУППОВОЙ СЛЕТАННОСТИ

Взлет по-одному

Порядок выполнения:

1. Ведущему убедиться в отсутствии других самолетов на взлетно-посадочной полосе, а также заходящих на посадку или выполняющих уход на второй круг, после чего вместе с ведомым вырुлить на нее. Ведомому, после выруливания на полосу, доложить ведущему о готовности к взлету.
2. Ведущему выполнить взлет.
3. После отрыва самолета ведущего, ведомому отпустить тормоза и произвести взлет.
4. На высоте 20...25 м убрать шасси, установить обороты двигателя 83% при полном наддуве и, наблюдая за ведущим, начать с ним сближение и затем по его разрешению пристраивание.

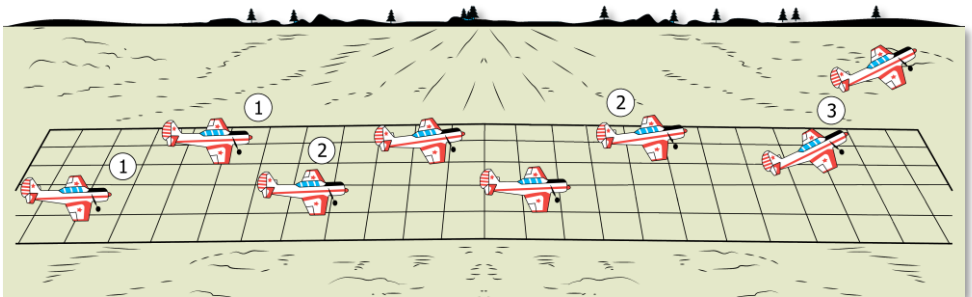


Рисунок 69. Взлет по одному.

Взлет парой

Порядок выполнения:

1. Ведомому занять интервал и дистанцию 30x30 м при взлете с бетонной полосы и 50x50 м при взлете с грунтовой, доложить ведущему о готовности к взлету и, удерживая самолет

на тормозах, установить максимальные обороты. По команде ведущего одновременно с ним начать разбег.

2. Момент подъема переднего колеса определять по ведущему. Внимание распределять на:
 - степень подъема переднего колеса и удержание его в этом положении до конца разбега;
 - работу двигателя;
 - сохранение направления, дистанции и интервала по самолету ведущего.
3. Отрыв самолета ведущего при правильном выполнении взлета происходит одновременно с ведомым. На выдерживании необходимо:
 - сохранять интервал и дистанцию;
 - следить за моментом уборки шасси по ведущему.
4. Убирать шасси по ведущему. Следить за ведущим, удерживать свой самолет в одной плоскости с ним. Контролировать температурный режим работы двигателя.

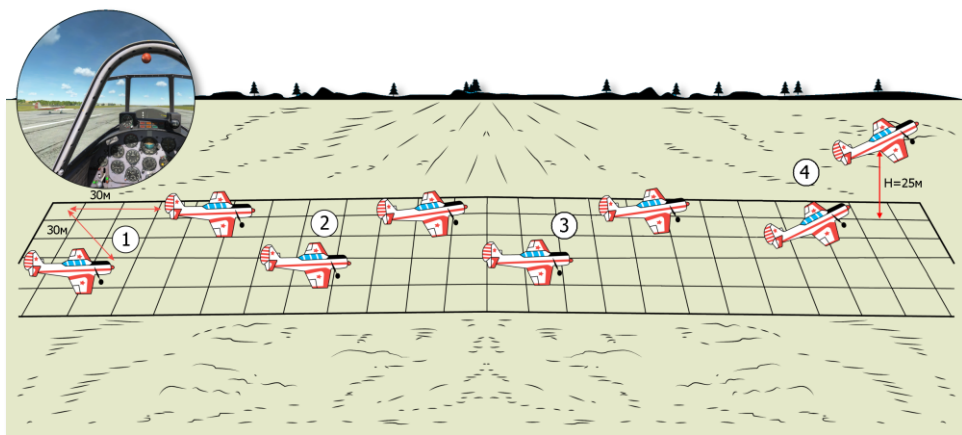


Рисунок 70. Взлет парой.

Пристраивание

При приближении интервала к удвоенному (50...60 м) прекратить его уменьшение отклонением руля направления. Затем, увеличив обороты двигателя, на удвоенном интервале сократить дистанцию до 60...70 м с принижением 3...5 м.

Приближаясь к заданной дистанции, уменьшить обороты двигателя и плавными мелкими движениями педалей, не создавая большой инерции своему самолету, сократить интервал до заданного.

На сближении не допускать крена в сторону ведущего, внимательно следить за сокращением интервала и не допускать резких движений рычагами наддува и шага.

При взлете по-одному пристраивание выполняется в таком же порядке на высоте не менее 150 м.

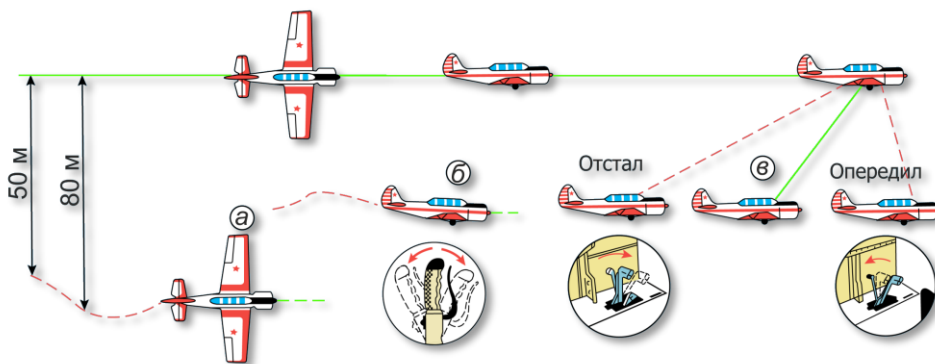


Рисунок 71. Пристраивание.

Прямолинейный полет строем в составе пары и набор высоты

Порядок выполнения:

- На прямой строго удерживать свой самолет по ведущему, держа его проекцию в фонаре кабины (переднего козырька).
- Дистанция и интервал при этом будут составлять 60...70 x 25...30 м, линия визирования должна проходить от глаза летчика через середину бокового стекла козырька кабины, через законцовку горизонтального оперения самолета ведущего и летчика в передней кабине.
- При увеличении дистанции плавно увеличить обороты двигателя и, когда она станет близкой к заданной, сбавить обороты двигателя до необходимых. Если дистанция сокращается, плавно уменьшить обороты, отстать и восстановить заданную дистанцию.

Интервал при полете по прямой выдерживать мелкими плавными отклонениями руля направления без крена.

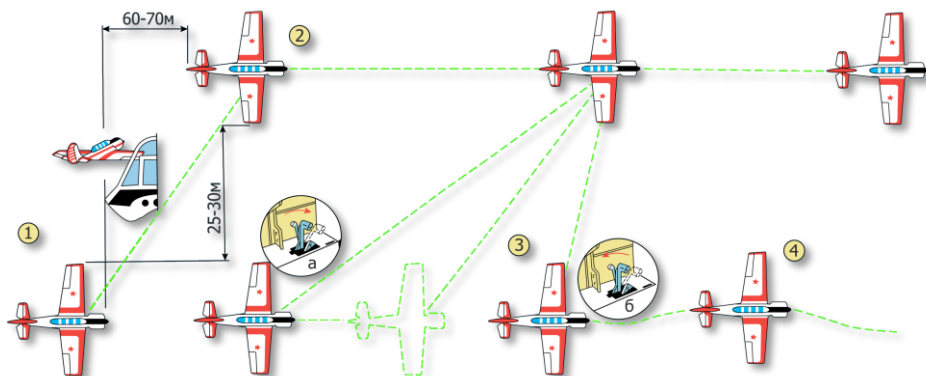


Рисунок 72. Прямолинейный полет строем.

Набор высоты строем

При наборе высоты ведущий должен убедиться, что ведомый не отстал на взлете и пристраивании, в противном случае уменьшить обороты двигателя и угол набора, уменьшить скорость полета, но не менее 160 км/ч, после установления ведомым необходимого интервала и дистанции установить скорость набора высоты 170 км/ч. Ведущий должен производить набор высоты на оборотах двигателя, позволяющих ведомому маневрировать при помощи оборотов двигателя своего самолета.

При взлете по одному ведомый пристраивается после первого разворота (или на прямой после набора высоты не менее 150 м). Первый разворот выполнять на высоте не менее 150 м.

Ведомый должен постоянно визировать самолет ведущего так, чтобы стабилизатор и конец противоположной плоскости его просматривались на одной линии.

Сохраняя свое место в строю, ведомый должен учитывать инерцию самолета: догоняя ведущего, заблаговременно уменьшать обороты двигателя до необходимых, чтобы погасить излишнюю скорость.

При сближении не допускать излишнего отклонения ручки управления на себя во избежание потери скорости. Во время всего полета ведущему держать по радио связь с ведомым.

Отработка групповой слетанности пары в зоне

Пикирование и горка в составе пары

Порядок выполнения:

1. Ввод в пикирование в составе пары выполняется как с разворотом на $30...90^\circ$ и с креном до 45° , а также с прямой.
На пикировании и горке интервал и дистанция должны быть $25...30$ м на $60...70$ м, принижение $5...7$ м, а угол горки и пикирования 20° . Вывод из горки выполняется разворотом в сторону ведущего или по прямой.
При вводе в пикирование с разворота его следует начинать в горизонтальной плоскости с последующим увеличением угла пикирования до заданного. Перед вводом установить принижение $5...7$ м относительно самолета ведущего.
2. Дистанцию при пикировании выдерживать изменением надува двигателя, а интервал плавным движением педалей.
3. Вывод из пикирования и ввод в горку выполнять на скорости 300 км/ч (по прибору), по самолету ведущего и принижением $5...7$ м.
4. При выводе из горки разворотом после команды на вывод одновременно с ведущим создать крен и выполнить разворот, сохраняя заданный интервал и дистанцию. Вывод из разворота производить по самолету ведущего с таким расчетом, чтобы при выходе в горизонтальный полет быть с самолетом ведущего на одной высоте.
На пикировании и горке внимание уделять сохранению заданных дистанций, интервалов и принижения, не допуская кренов относительно самолета ведущего, следить за температурными режимами.

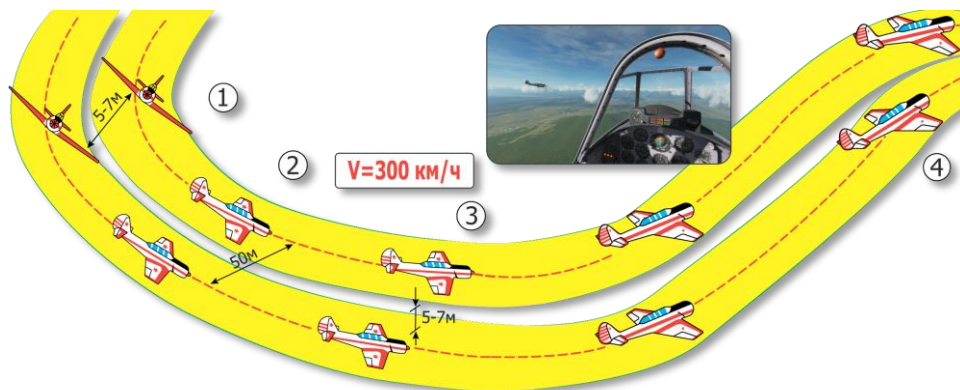


Рисунок 73. Пикирование в составе группы.

Ввод в вираж

По команде ведущего начать ввод в вираж, будучи внешним, незначительно увеличить обороты двигателя и одновременным движением ручки управления на себя и в сторону разворота занять положение выше ведущего в плоскости самолета.

В процессе ввода в вираж, внимательно следя за изменением пространственного положения самолета ведущего, сохранять интервал, дистанцию и превышение.

Будучи внутренним, при вводе в вираж незначительно уменьшить обороты двигателя и движением ручки управления от себя и в сторону разворота занять нужное положение.

Выполнение виража

Во время виража дистанцию сохранять изменением оборотов двигателя, интервал – мелкими движениями педалей, а также изменением крена, превышение – координированным отклонением руля высоты и элеронов. Внимание следует уделять сохранению дистанции, интервала и превышения, удерживая в поле зрения самолет ведущего.

Вывод из виража

После команды ведущего начать вывод самолета из виража. Как только ведущий начнет уменьшать крен, ведомому, если он находится с внешней стороны, следует уменьшить обороты двигателя и движением ручки управления от себя и в сторону вывода сохранять место в строю. Если ведомый находится с внутренней стороны, необходимо увеличить обороты двигателя и движением ручки управления на себя и в сторону сохранять свое место в строю, чтобы при выводе из виража в обоих случаях быть на одной высоте с ведущим.

Выполнение разворота строем пары

При выполнении разворотов строем ведомому установить скорость 180 км/ч, предупредить ведомого (обычно покачиванием с крыла на крыло), затем (по радио) дать команду на разворот, после чего сделать выдержку 4...6 с, в течение которых ведомый увеличивает обороты двигателя (если он находится с внешней стороны) или уменьшает (если находится с внутренней стороны).

При разворотах ведомому держать крен, равный крену ведущего, и визировать его так же, как и в горизонтальном полете.

Для этого ведомый, будучи внешним, должен набрать высоту, а будучи внутренним, снизиться. Дистанцию сохранять как в прямолинейном полете: увеличением или уменьшением оборотов двигателя, интервал – уменьшением крена. По команде ведущего на вывод из разворота по радио ведомый, будучи внешним по отношению к развороту, должен уменьшить обороты двигателя, а будучи внутренним – увеличить их.

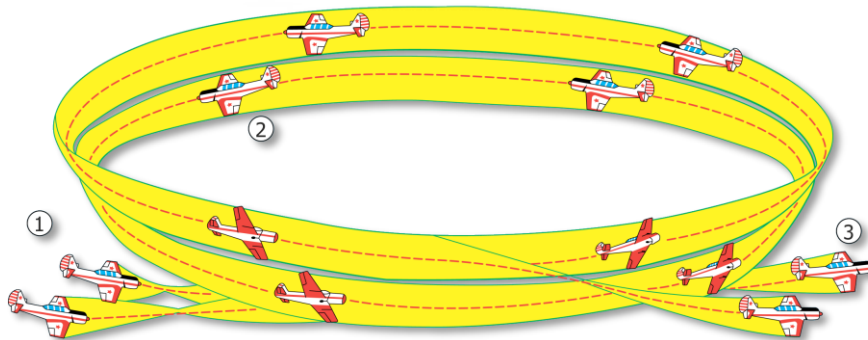


Рисунок 74. Выполнение разворота строем.

Перестроение из одного пеленга в другой

Перестроение выполнять в режиме горизонтального полета. Ведущему дать команду по радио о начале перестроения (обычно покачиванием с крыла на крыло, либо средствами связи), затем увеличить скорость до 190 км/ч. Ведомому, получив сигнал о перестроении, уменьшить скорость до 170 км/ч и с одновременным снижением на 20...25 м относительно ведущего движением соответствующей педали перевести самолет в обратный пеленг (без крена), не теряя из виду ведущего. Перейдя на другую сторону, на интервал 50...75 м, увеличением или уменьшением скорости установить заданную дистанцию, а затем небольшими отклонениями педалей в сторону ведущего установить заданный интервал.

Перестроение из строя «клин» в строй «пеленг» (при полете звеном) производить следующим образом:

- ведущему дать команду на перестроение;

- ведомому, переходящему на другую сторону, действовать так же, как при перестроении в паре, и, пропустив замыкающего другого фланга, плавным смещением в сторону ведущего перейти на место второго ведомого в строю. Перестроение из строя «пеленг» в строй «клин» выполнять в обратном порядке.

Во время перестроения ведомых ведущему контролировать их действия и по радио указывать на их ошибки.

Планирование в строю пары

Планировать следует на скорости 170 км/ч (с выпущенными щитками на скорости 160 км/ч). Ведущему по радио дать команду (обычно «Внимание, планируем» и дублировать ее эволюциями самолета – легким покачиванием капота самолета вниз-вверх). Ведомому перейти на планирование и выдерживать заданный угол по ведущему с принижением 2...3 м.

Уборка шасси в строю

Ведомый убирает шасси по команде ведущего. Ведущий дает команду (обычно «Убрать шасси»), ведомый одновременно убирает шасси, следит за ведущим и не допускает сближения с ним. Если во время уборки шасси ведомый отстал, ведущий должен дать команду по радио о сокращении интервала и дистанции до заданной. Ведущий и ведомый проверяют друг у друга правильность уборки шасси на их самолетах.

Выпуск шасси в строю

Выпуск шасси производить в режиме горизонтального полета перед роспуском строя или посадкой парой. Ведущему дать команду (обычно «Разомкнуться для выпуска шасси»), дублируя ее отклонением руля направления из стороны в сторону. Ведомому увеличить интервал и дистанцию до 100 м, выпустить шасси раньше ведущего. Во время выпуска шасси следить за ведущим, не допуская сближения с ним. Ведущий выпускает шасси на 2...4 с позже ведомого. Когда шасси выпущены и ведущий убедился в правильном их выпуске (по взаимному контролю), дать команду по радио «Сомкнуть строй» до 25...30х60...70 м (при роспуске и посадке по-одному) и 30х30 м при посадке парой.

Роспуск на посадку

Ведущему необходимо перестроить строй во внешний пеленг на прямой между первым и четвертым разворотами. Строй роспускается во время выполнения полета по кругу, после прохождения над посадочными знаками у места первого разворота с таким расчетом, чтобы у ведомого (ведомых) хватило времени установить необходимую дистанцию к моменту расчета на посадку и при посадке.

Для роспуска на посадку ведущий запрашивает руководителя полетов и, получив разрешение, дает команду по радио «Роспуск, посадка по-одному», добавляя при этом позывные ведомых, дублируя эволюцией самолета (небольшим клевком с выходом вперед).

Перед роспуском после команды ведущего ведомый увеличивает обороты двигателя и уходит в сторону круга под углом 90° к направлению полета строем перед роспуском.

Посадка парой

При посадке парой выполнение третьего, четвертого разворотов, выдерживание интервала и дистанции (30x30 м), выпуск посадочных щитков ведомый выполняет по команде ведущего, который строго выдерживает скорости планирования и посадки. Ведущий рассчитывает посадку между «Т» и передним ограничителем, тем самым обеспечивая посадку ведомого в полосе точного приземления. Сруливание с полосы производить только после полной остановки самолетов по команде ведущего.

Характерные отклонения при полете строем

1. Интервал, высота и дистанция непостоянны в результате несоразмерных движений рулями и неправильного пользования оборотами двигателя.
 - При значительных и длительных по времени отклонениях педалей нельзя точно установить заданный интервал, поэтому, чтобы не создавать больших отклонений по интервалу, движения должны быть короткими.
 - При несоразмерных продольных движениях ручкой управления трудно сохранить одинаковую с ведущим высоту. Движения ее должны быть короткими, соразмерными.
 - Неправильное пользование оборотами двигателя затрудняет выдерживание заданной дистанции.

Движения рычагами управления двигателем должны быть плавными и небольшими.

2. Интервал и дистанция в результате запаздывания с вводом и выводом из разворота увеличиваются.
 - При увеличении дистанции и интервала на вводе при развороте внешним ведомым плавно увеличить крен, обороты двигателя и занять заданные интервал и дистанцию.
 - При увеличении интервала и дистанции на развороте внутренним ведомым уменьшить крен и увеличить обороты двигателя настолько, чтобы прекратить удаление самолета ведущего.
3. Ведомый может попасть в спутную струю от самолета ведущего из-за малого принижения самого самолета ведомого при перестроении.

Прежде чем переходить на другую сторону ведущего, убедиться, что принижение взято не менее 20...25 м.

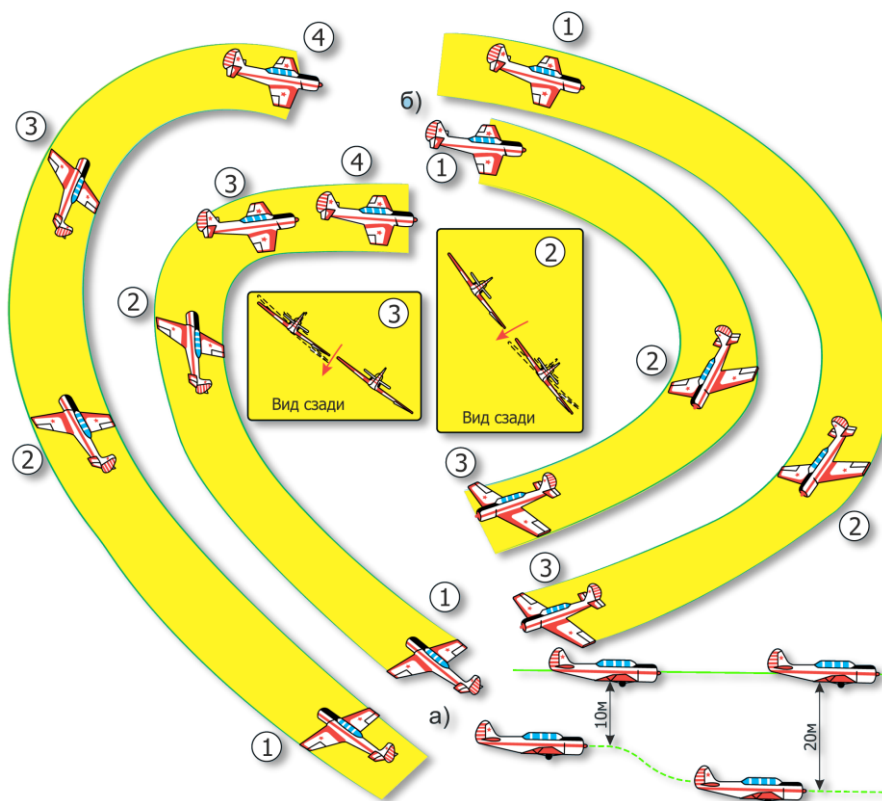


Рисунок 75. Типичные ошибки при полете строем.

Характерные ошибки при взлете парой

- После отрыва ведомый переводит самолет в набор высоты раньше ведущего – уход от земли происходит на малой скорости, возможна потеря ведущего из поля зрения.
- Ведущий начинает взлет на оборотах менее 83% - сокращается дистанции между самолетами, возможен обгон ведущего ведомым.
- Резкая работа тормозами или рулем направления – не выдерживается направление сокращается или увеличивается интервал.

Характерные ошибки при пристраивании

- Ведомый запаздывает с началом взлета – увеличивается дистанция между самолетами.
- Ведомый не учитывает инерцию самолета, поздно уменьшает частоту вращения коленчатого вала двигателя, допускает большую скорость сближения – происходит обгон ведущего.
- Пристраивание производится с креном или под углом к ведущему – быстро сокращается интервал.

Характерные ошибки при перестроении

- Ведомый излишне уменьшает частоту вращения коленчатого вала двигателя или запаздывает с их увеличением при переходе – увеличиваются дистанция и время перестроения.
- Мало принижение к началу перехода – возможно попадание в спутную струю от самолета ведущего.
- Несвоевременное уменьшение частоты вращения коленчатого вала двигателя при сокращении дистанции после перестроения – возможен обгон ведущего.

Характерные ошибки при выполнении пикирования

- Большая частота вращения коленчатого вала двигателя у ведомого при вводе – возможен обгон самолета ведущего.
- В процессе пикирования ведомый не замечает крена или произвольно отклоняет руль поворота – сокращается или увеличивается интервал.
- Мало принижение ведомого при вводе в пикирование – возможна потеря из виду самолета ведущего.

Характерные ошибки при выполнении горки

- При вводе в горку ведомый допускает значительное отставание и принижение – усложняются действия на выводе из горки, возможна потеря ведущего из виду.
- Энергичный ввод в горку – ведомый отстает, увеличивается дистанция между самолетами.
- В процессе горки ведомый не замечает появления крена или произвольно отклоняет руль поворота – сокращается или увеличивается интервал.

Характерные ошибки при посадке парой

- На четвертом развороте ведомый находится выше самолета ведущего – после вывода из разворота на планировании сокращается дистанция, возможен обгон ведущего.
- Ведущий планирует после четвертого разворота на малых оборотах двигателя – ведомому затруднено выдерживание дистанции, возможен обгон ведущего при планировании.

- Перед выравниванием ведомый самолет находится выше ведущего – приземляется первым ведущий, возможен обгон ведущего на пробеге.

Действия летчика при потере ведущего

Ведомый, потеряв самолет ведущего на вираже, должен немедленно уйти во внешнюю сторону, доложить ведущему, сообщив ему высоту и курс полета, усилить осмотрительность и только после обнаружения, ведущего с его разрешения произвести пристраивание установленным порядком.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ



РАДИОПЕРЕГОВОРЫ

В игре реализованы два режима ведения радиосвязи

- упрощенный
- реалистичный

Игрок может выбрать один из режимов в меню настроек игры, для этого необходимо установить, либо снять галочку с опции «УПРОЩЕННЫЕ ПЕРЕГОВОРЫ», которая находится на вкладке «ИГРОВЫЕ» в меню настроек игры. Если данный режим отключен, игрок будет использовать режим реалистичной радиосвязи по умолчанию. Выбор режима радиосвязи также определяет клавиши, используемые для вызова радиоменю.

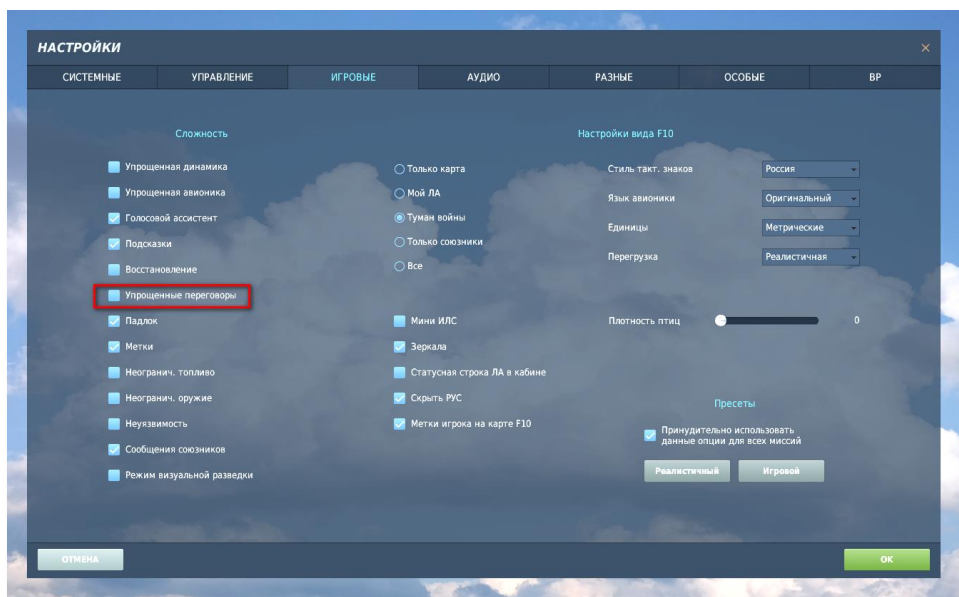


Рисунок 76. Включение упрощенных радиопереговоров в настройках игры.

Все доступные через радиоменю сообщения и команды передаются и принимаются посредством бортовой радиостанции. Как в реальности, так и в игре для радиосвязи с абонентом необходимым условием является работа радиостанций на общей частоте. Если это условие не соблюдается, сообщение гарантированно не будет принято абонентом.

В реальной жизни УКВ радиосвязь устойчиво работает только в пределах прямой видимости. В симуляторе также заложены алгоритмы просчета дальности и затенения радиогоризонта рельефом местности. Необходимым условием для передачи сообщения или команды абоненту является прямая видимость и дальность не более 100...150 км. В случае нахождения абонента за пределами дальности или за рельефом местности радиосообщение не будет принято.

Вы можете поддерживать радиосвязь только с абонентами, радиостанции которых настроены на ваши частоты. Частоты радиоканалов радиостанции «Ландыш-5» задаются на панели управления радиостанцией.



Режим упрощенных переговоров

В режиме упрощенных переговоров вызов меню радиопереговоров производится клавишей [V]. После выбора команды радиостанция будет автоматически настроена (при необходимости). Чтобы закрыть меню радиопереговоров, повторно нажмите клавишу [V].

В меню радиопереговоров все абоненты имеют цветную маркировку:

- Абоненты, на которых настроена хотя бы одна радиостанция, обозначены белым цветом.
- Абоненты, на которых настроена хотя бы одна радиостанция, но которые в настоящее время недоступны, обозначены серым цветом.
- Абоненты, которые находятся вне зоны связи из-за большого удаления или рельефа местности, обозначены черным цветом.

Каждый из них имеет свою модуляцию и частоту. Когда вы выберете абонента, ваша радиостанция будет автоматически настроена на него.

В режиме упрощенных переговоров доступны следующие «быстрые» команды:

[LWIN + U] Запрос у системы ДРЛО вектора на базу.

[LWIN + G] Атаковать наземные цели.

[LWIN + D] Атаковать средства ПВО.

[LWIN + W] Прикрой меня.

[LWIN + E] Продолжить выполнение миссии и вернуться на базу.

[LWIN + R] Продолжить выполнение миссии и собраться.

[LWIN + T] Разомкнуть/сомкнуть строй.

[LWIN + Y] Вернуться в строй.

Режим реалистичных переговоров

В режиме реалистичных переговоров для доступа к радиоменю необходимо использовать кнопку [RAIt - \].

В этом режиме абоненты не имеют цветной маркировки, а также дополнительной информации о частоте и модуляции. Для ведения радиопереговоров в данном режиме, вам необходимо знать частоту и тип модуляции для каждого абонента и вручную настраивать радиостанцию.

Меню радиопереговоров

Список основных абонентов:

В режиме упрощенных радиопереговоров в радиоменю будут отображаться только присутствующие в миссии абоненты.

F1. Ведомый...

F2. Звено...

F3. Вторая пара...

F5. Руководитель полетов...

F8. Наземный персонал...

F10. Другие...

F12. Выход

В этом режиме также доступны «быстрые» клавиатурные команды, которые можно передать абоненту из списка. Их можно найти в разделе «Настройки устройств ввода».

Для выхода из меню радиопереговоров можно также использовать клавишу ESC.

F1 Ведомый

При выборе пункта [F1] Ведомый в главном окне радиопереговоров появляется возможность выбрать тип сообщения, которое можно послать ведомому номер 2. Список типов сообщений:

F1. Навигация...

F4. Маневры...

F5. Вернуться в строй

F11. Предыдущее меню

F12. Выход

F1 Навигация...

Опции подменю «Навигация» позволяют вам давать указания по маршруту ведомому.

F1 Оставайся здесь. Ведомый прекращает выполнение текущей задачи и выполняет полет по кругу над местом своего нахождения до поступления новой команды.

F2 Возврат на точку. Ведомый прекращает выполнение текущей задачи и выполняет возврат на аэродром посадки.

F11. Возврат к предыдущему меню.

F12 Выход.

F4 Маневр...

Несмотря на то, что ведомый как правило знает когда и как совершать маневр, может возникнуть необходимость дать ему определенный приказ о маневрировании.

F1 Отворот вправо. Ведомый выполнит отворот вправо с максимальной перегрузкой.

F2 Отворот влево. Ведомый выполнит отворот влево с максимальной перегрузкой.

F3 Отворот вверх. Ведомый выполнит уход вверх с максимальной перегрузкой.

F4 Отворот вниз. Ведомый выполнит уход вниз с максимальной перегрузкой.

F7 Осмотр ЗПС разворотом вправо. Ведомый должен выполнить установившийся разворот вправо на 360°, при этом провести осмотр пространства на выявление других самолетов.

F8 Осмотр ЗПС разворотом влево. Ведомый должен выполнить установившийся разворот влево на 360°, при этом провести осмотр пространства на выявление других самолетов.

F9 Отворот. После подачи этой команды ведомый отворачивает на 180° и летит 18 км обратным курсом. По достижении данной дистанции ведомый разворачивается на 180° и идет прямым курсом.

F5 Возврат в строй

Получив эту команду, ваш ведомый должен прекратить выполнение своей текущей задачи и вернуться к вам в строй.

F2 Звено

После выбора пункта [F2] «Звено» в меню радиопереговоров, вам необходимо выбрать подменю. Список типов сообщений:

F1 Навигация...

F4 Маневр...

F5 Строй

F6 Возврат в строй

F11 Предыдущее меню

F12 Выход

F1 Навигация...

Опции подменю «Навигация» позволяют вам отдавать указания, связанные с изменением маршрута звена.

F1 Оставайся здесь

F2 Возврат на точку

F11 Предыдущее меню

F12 Выход

Эти команды такие же, как и для ведомого, но адресованы всем самолетам звена.

F4 Маневр...

Команды аналогичны командам для ведомого, но относятся ко всем самолетам звена

F1 Отворот вправо.

F2 Отворот влево.

F3 Отворот вверх.

F4 Отворот вниз.

F7 Осмотр ЗПС разворотом вправо.

F8 Осмотр ЗПС разворотом влево.

F9 Отворот.

F11 Возврат к предыдущему меню

F5 Построение

В меню «Построение» вы можете назначить боевой порядок звена.

F1 Порядок Фронт

F2 Порядок Колонна

F3 Порядок Колонна пар

F4 Порядок Правый пеленг

F5 Порядок Левый пеленг

F6 Порядок Клин

F7 Порядок Фронт пар

F8. Увеличить строй. Увеличить расстояние между каждым самолетом в текущем формировании.

F9 Сомкнутый порядок. Уменьшите расстояние между каждым самолетом в текущем формировании.

F11 Возврат к предыдущему меню

F12 Выход

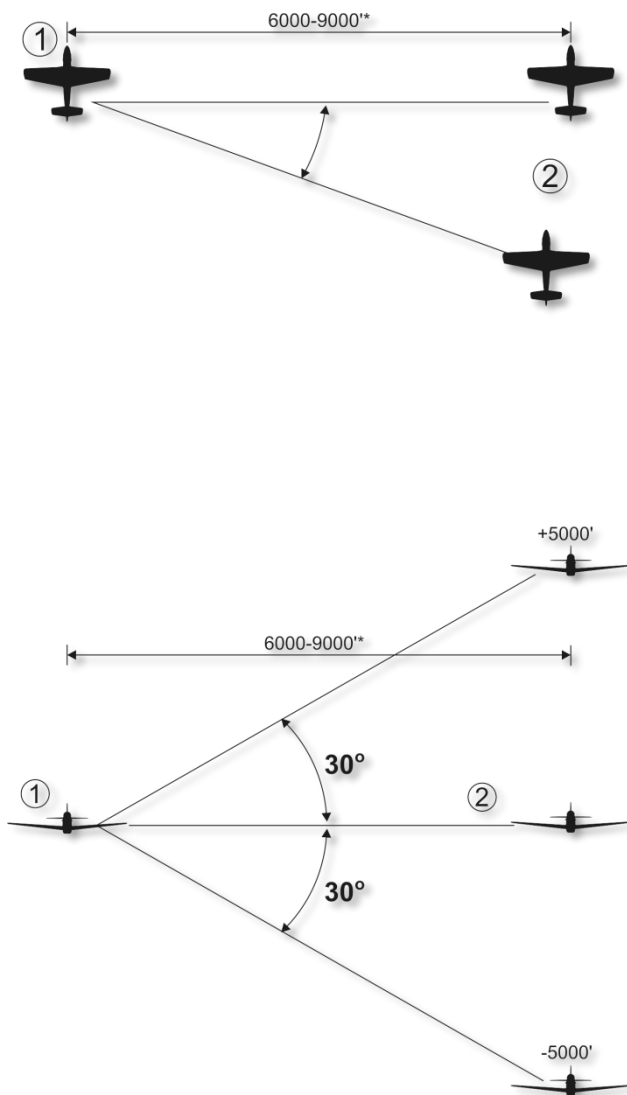


Рисунок 77. Порядок построения Фронт.

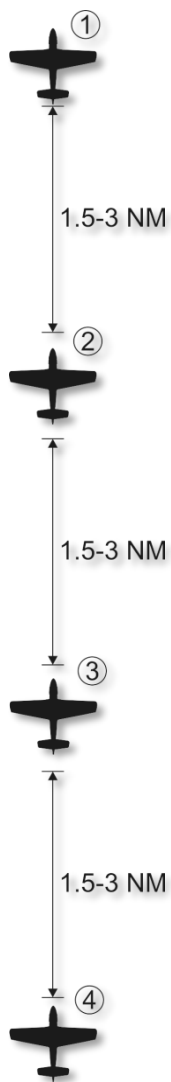


Рисунок 78. Порядок построения Колонна.

Позиции могут меняться на усмотрение ведущего в пределах 1500–4000 м.

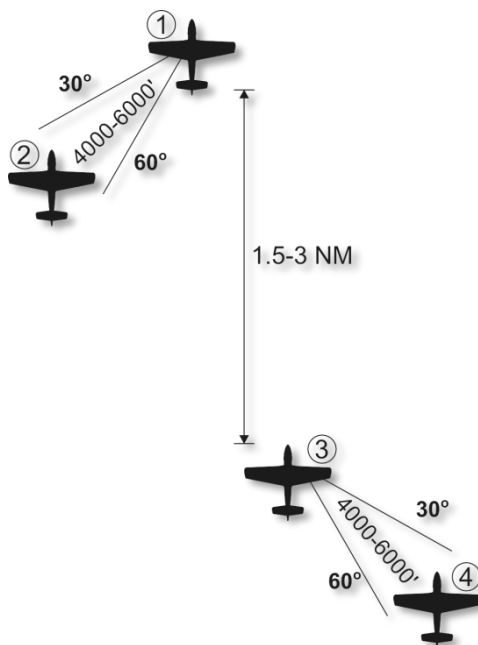


Рисунок 79. Порядок построения Колонна пар.

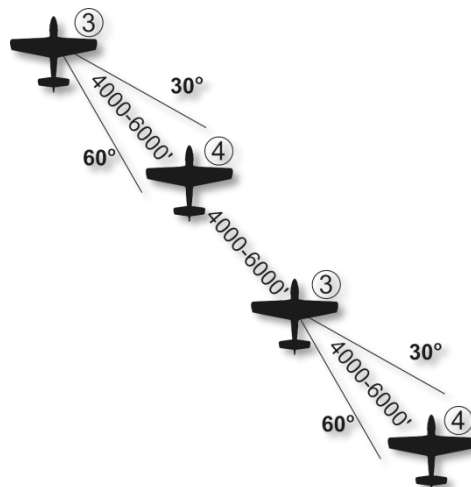


Рисунок 80. Порядок построения Правый пеленг.

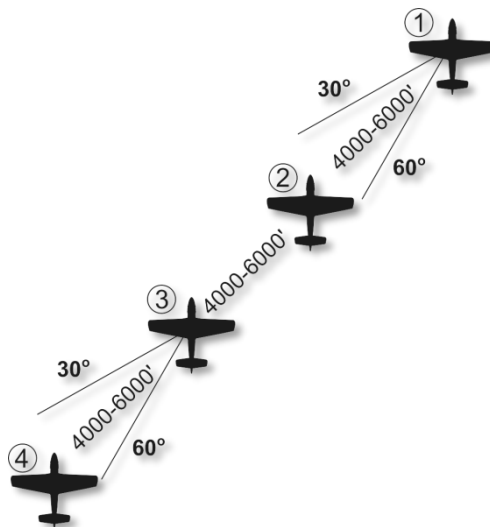


Рисунок 81. Порядок построения Левый пеленг.

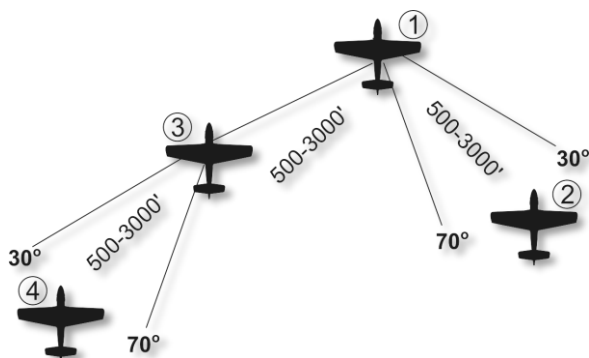


Рисунок 82. Порядок построения Клин.

Позиции могут меняться на усмотрение ведущего в пределах 1500–4000 м.



Рисунок 83. Фронт пар.

Позиции могут меняться на усмотрение ведущего в пределах 1500–4000 м.

F6 Возрат в строй

Данная команда заставит ваше звено собраться и вернуться к вам.

F3 Вторая пара

После выбора подменю [F3] «Вторая пара» в меню радиопереговоров, необходимо выбрать тип сообщения, которое хотите послать. Вторая пара состоит из самолетов 3 и 4, самолет с номером 3 является ведущим второй пары. Получив команду, оба самолета второй пары выполняют ее совместно. Список команд:

F1 Навигация...

F4 Маневры...**F5 Вернуться в строй****F11 Предыдущее меню****F12 Выход****F1 Навигация...**

Опции подменю «Навигация» позволяют вам отдавать указания, связанные с изменением маршрута второй пары.

F1 Оставайся здесь**F2 Возврат на точку****F11 Предыдущее меню****F12 Выход**

Эти команды такие же, как и для ведомого, но адресованы самолетам второй пары.

F4 Маневр...

Хотя вторая пара умеет грамотно маневрировать, может возникнуть необходимость дать определенный приказ о совершении того или иного маневра. Необходимость в таком приказе может появиться при атаке пары средствами ПВО или истребителями противника.

F1 Отворот вправо.**F2 Отворот влево.****F3 Отворот вверх.****F4 Отворот вниз.****F7 Осмотр ЗПС разворотом вправо.****F8 Осмотр ЗПС разворотом влево.****F9 Отворот.****F11 Возврат к предыдущему меню**

Эти команды такие же, как и для ведомого, но адресованы юнитам второй пары.

F5 Вернуться в строй

Использование этой команды заставит самолеты второй пары прервать выполнение текущего задания и присоединиться к вам

Ответы самолетов звена

После отправки радиосообщения любому из самолетов вашего звена вы получите один из двух вариантов ответа:

(Порядковый номер), принял/выполняю. Если самолет может выполнить приказ, он назовет свой номер, затем добавит: «принял»/«выполняю»

(Порядковый номер), не могу/выполнить не могу. Если самолет не может выполнить приказ, он назовет свой номер и добавит «не могу». Например: «Второй, не могу».

F5 Руководитель полетов

Группа радиосообщений, относящаяся к взаимодействию с руководителем полетов (РП), включает в себя меню запросов на выполнение запуска двигателей, руления, взлета и возврата на аэродром.

Группа сообщений-запросов к руководителю полетов вызывается последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F5] РП...

Система управления воздушным движением, реализованная в симуляторе, имеет привязку к месту расположения самолета: на стоянке, взлетно-посадочной полосе или в воздухе. Необходимым условием функционирования РП является наличие определенных наземных объектов, ассоциированных с ней. Например, для ответа на запросы игрока к РП, на аэродроме должна быть неповрежденная вышка контрольно-диспетчерского пункта.

Для ведения двухсторонней радиосвязи между игроком и абонентом, частота, на которой радиостанция абонента ведет передачу, должна совпадать с частотой выбранного канала радиостанции игрока. Радиоканалы авиационных радиостанций устанавливаются в редакторе миссии и должны быть доступны в брифинге.

Диспетчерская башня каждого аэродрома имеет несколько радиостанций, работающих в разных частотных диапазонах для связи с самолетами различных классов. Частоты РП для каждого аэродрома можно посмотреть в редакторе миссии или на карте ([F10]), выбрав интересующий аэродром.

Старт со стоянки

Перед запуском двигателя необходимо запросить соответствующее разрешение у РП, для этого: убедитесь, что радиостанция включена, далее нажмите [N] или [Alt - N] для вызова меню радиопереговоров и выберите [F1] «Разрешите запуск».

Если у вас есть ведомые, они также начнут процедуру запуска двигателя.

После запуска и проверки систем самолета выберите [F1] «Разрешите руление». Получив разрешение, вы можете начать движение по рулежной дорожке к ВПП, но не выезжайте на ВПП.

Ведомые также начнут двигаться за вами.

Остановитесь у края ВПП, нажмите [↵] или [RAlt - ↵] и запросите [F1] «Разрешите взлет». После получения разрешения можете вырливать на ВПП и взлетать.

Старт в воздухе и посадка

Если вы стартовали в воздухе, можете также связаться с руководителем полетов через меню радиопереговоров, нажав [↵] или [RAlt - ↵]. Далее выберите пункт [F5] «РП».

Если вы используете режим «Упрощенные переговоры», нет необходимости в выборе радиоканалов; в списке РП вы найдете каналы и частоты ближайших аэродромов. Просто выберите РП того аэродрома, с которым хотите связаться. Если режим упрощенных переговоров не используется, вам необходимо самостоятельно переключиться на канал, назначенный на частоту РП аэродрома с которым вы хотите связаться.

После выбора РП аэродрома, сообщите ему: «Возврат на точку».

В ответ РП предоставит вам следующую информацию:

- курс на точку начала глиссады,
- дальность до точки,
- местное атмосферное давление,
- указание на какую ВПП приземляться.

При подходе к точке начала глиссады с рубежа 5 км, РП сообщит: «(ваш позывной), работайте с посадкой», после чего необходимо запросить разрешения на посадку: «Разрешите посадку».

Либо: «Отмена посадки», если вы не планируете приземляться.

В случае, если полоса свободна, РП дает разрешение и сообщает посадочный курс, а также направление и скорость ветра у земли. Если полоса занята, РП запрещает посадку и дает указание уходить на второй круг.

«Прибой» – запрос навигационной помощи.

Запрос «прибой» подается автоматическому радиопеленгатору аэродрома при потере ориентировки в полете.

В реальности запрос «прибой» подается в случае потери ориентировки в полете при отказе навигационного оборудования, сложных метеоусловиях или ночью. Запрос принимается автоматическим радиопеленгатором (АРП) на аэродроме, после чего оператор АРП сообщает прямой курс на аэродром.

В игре, в случае потери ориентировки игрок может запросить «прибой». После запроса ему будет сообщен «прибой» – прямой курс на ближайший аэродром. Для выхода на аэродром требуется направить самолет по указанному курсу.

Если вы выбрали посадку и находитесь на глиссаде, сделайте повторный запрос посадки – если взлетно-посадочная полоса будет свободна, контрольная башня даст разрешение и сообщит направление и скорость ветра.

После приземления заруливайте на стоянку и останавливайте самолет.

F8 Наземный персонал

После посадки на дружественный аэродром у вас появляется возможность связаться с наземным обслуживающим персоналом. Нажмите [F8] для входа в меню «Наземный персонал».

Группа команд, относящаяся к наземному персоналу, включает в себя меню подвески вооружения и заправки топливом, а также выбор источника электроснабжения.

- [F1] Запрос на перевооружение и дозаправку.
- [F2] Запрос на подключение наземного источника электропитания
- [F3] Запрос ремонта
- [F4] Тормозные колодки

ДОПОЛНЕНИЕ

Данные аэродромов карты Кавказ,
оборудованные РСБН – 4Н

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

Данные аэродромов карты Кавказ

Аэродром	Расположение ВПП	Частота РП МГц	Частота ДПРС КГц	Частота БПРС КГц
UG23 Гудаута – Бамбора (Абхазия)	15-33° ИВПП=2500x40 м	209.00/130.0 40.20/4.20	---	395 (33°)
UG24 Тбилиси – Соганлуг (Грузия)	14-32° ИВПП=2400x40 м	218.0/139.0 42.0/4.65	---	---
UG27 Вазиани (Грузия)	14-32° ИВПП=2500x40 м	219.0/140.0 42.20/4.70	---	---
UG5X Кобулети (Грузия)	07-25° ИВПП=2400x40 м	212.0/133.0 40.80/4.35	870	490
UGKO Кутаиси - Копитнари (Грузия)	08-26° ИВПП=2500x40 м	213.0/134.0 41.0/4.40	---	477 (08°)
UGKS Сенаки - Колхи (Грузия)	09-27° ИВПП=2400x40 м	211.0/132.0 40.60/4.30	335	688
UGSB Батуми (Грузия)	13-31° ИВПП=2400x40 м	210.0/131.0 40.40/4.25	---	430 (31°)
UGSS Сухуми - Бабушара (Абхазия)	12-30° ИВПП=2500x40 м	208.0/129.0 40.0/4.15	489	995
UGTB Тбилиси - Лочини (Грузия)	13-31° ИВПП=3000x40 м	217.0/138.0 41.80/4.60	342 (13°) 211 (31°)	923 (13°) 435 (31°)
URKA Анапа - Витязево (Россия)	04-22° ИВПП=2900x40 м	200.0/121.0 38.40/3.75	443	215
URKG Геленжик (Россия)	04-22° ИВПП=1800x40 м	205.0/126.0 39.40/4.00	---	1000
URKK Краснодар - Пашковский (Россия)	05-23° ИВПП=3100x40 м	207.0/128.0 39.80/4.10	493	240

URKN Новороссийск (Россия)	04-22° ИВПП=1780х40 м	202.0/123.0 38.80/3.85	---	---
URMM Минеральные Воды (Россия)	12-30° ИВПП=3900х40 м	214.0/135.0 41.20/4.45	583	283
URMN Нальчик (Россия)	06-24° ИВПП=2300х40 м	215.0/136.0 41.40/4.50	718 (24°)	350 (24°)
URMO Беслан (Россия)	10-28° ИВПП=3000х40 м	220.0/141.0 42.40/4.75	1050(10°)	250 (10°)
URSS Сочи - Адлер (Россия)	06-24° ИВПП=3100х40 м	206.0/127.0 39.60/4.05	---	761 (06°)

Eagle Dynamics

Руководство

Nick Grey

Игорь Тишин

Катерина Передерко

Сергей Герасев

Андрей Чиж

Matt «Wags» Wagner

Matthias «Groove» Techmanski

Директор проекта, директор «The Fighter Collection»

Директор «Eagle Dynamics» (Россия)

Директор «Eagle Dynamics» (Россия)

Руководитель проекта

Ассистент по разработке & QA менеджер, продюсер, техническая документация

Продюсер, игровая и техническая документация, гейм-дизайн

Руководство локализацияй

Программисты

Александр Ойкин

Роман "Made Dragon" Денискин

Дмитрий "Yo-Yo" Москаленко

Максим Зеленский

Дмитрий Байков

Старший программист

Настройка ЛА, авиасистемы, ФМ

Математическая модель динамики, систем, баллистики

Самолеты, ИИ самолеты, ФМ, ДМ

Система, мультимедиа, звуковой движок

Дизайнеры

Павел «DGambo» Сидоров

Евгений «GK» Хижняк

Александр «Skylark» Дранников

Дмитрий «Stealth» Плюта

Ведущий дизайнер

Самолеты, техника

Графический интерфейс, графика, Самолеты

Написание и верстка мануала

Звук

Константин «btd» Кузнецов

Звукорежиссер, композитор

ОТК

Валерий «USSR_Rik» Хоменок Ведущий тестер

Александр «BillyCrusher» Билиевский Тестер

Отдел локализации

Jzan Lo Перевод мануала на английский язык

IT и Клиентская поддержка

Константин «Const» Боровик Системный и сетевой администратор,
WEB, форум

Андрей Филин Системный и сетевой администратор,
Клиентская поддержка

Константин «MotorEAST» Харин Клиентская поддержка

Отдельная благодарность всем бета-тестерам.

При поддержке Фонда Содействия Инновациям – www.fasie.ru

EAGLE DYNAMICS ©
2018