

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

МиГ-15бис

модуль для *DCS World*



РУКОВОДСТВО ПИЛОТА



THE FIGHTER COLLECTION



Eagle Dynamics



ОГЛАВЛЕНИЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ	1
Прочти!.....	9
1. ИСТОРИЯ САМОЛЁТА	11
2. ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ.....	13
2.1. ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЁТА	13
2.2. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ МИГ-15БИС	13
3. КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ	17
3.1. САМОЛЁТ. ОБЩАЯ КОМПОНОВКА	17
3.1.1. Фюзеляж	17
3.1.2. Фонарь кабины.....	20
3.1.3. Крыло	22
Элероны	23
Щитки-закрылки	24
3.1.4. Тормозные щитки (воздушный тормоз)	25
3.1.5. Хвостовое оперение	26
3.1.6. Шасси	28
Аварийный выпуск шасси	32
3.2. ДВИГАТЕЛЬ И СВЯЗАННЫЕ СИСТЕМЫ	34
3.2.1. Общая компоновка и описание	34
3.2.2. Маслосистема двигателя	34
3.2.3. Работа двигателя	35
3.2.4. Управление двигателем	37
Топливная автоматика двигателя ВК-1.....	38
4. КАБИНА.....	43
4.1. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ И ДВИГАТЕЛЕМ	44
4.1.1. Ручка управления самолётом	45
4.1.2. Педали	47
4.1.3. Рычаг управления двигателем (РУД)	48
4.1.4. Управление щитками-закрылками	48
4.1.5. Управление тормозными щитками	48

4.2.	ПРИБОРНАЯ ПАНЕЛЬ.....	49
4.2.1.	Высотомер ВД-17.....	50
4.2.2.	Указатель скорости КУС-1200.....	51
4.2.3.	Сигнальная лампа пролёта маркерного радиомаяка.....	52
4.2.4.	Сигнальная лампа о выпуске шасси.....	52
4.2.5.	Часы АЧХО.....	53
4.2.6.	Авиагоризонт АГК-47Б.....	54
4.2.7.	Сигнальная лампа отключения генератора.....	57
4.2.8.	Вариометр ВАР-75.....	58
4.2.9.	Сигнальная лампа работы фотоконтрольного прибора.....	58
4.2.10.	Сигнальная лампа с надписью "300 литров".....	59
4.2.11.	Сигнальная лампа выключения зажигания после запуска в воздухе.....	59
4.2.12.	Указатель радиокомпаса АРК-5 СУП 7.....	60
4.2.13.	Указатель гиромагнитного компаса ДГМК-3.....	61
4.2.14.	Электрический тахометр ТЭ-15.....	65
4.2.15.	Термометр выходящих газов ТГЗ-47.....	66
4.2.16.	Вольтамперметр ВА-340.....	67
4.2.17.	Указатель высоты и перепада давления в кабине УВПД-3.....	68
4.2.18.	Электрический дистанционный манометр топлива ЭМ-10.....	69
4.2.19.	Кнопка быстрого согласования курса.....	70
4.2.20.	Трёхстрелочный индикатор ЭМИ-ЗР.....	71
4.2.21.	Сигнальная лампа с надписью "2-й бак".....	72
4.2.22.	Сигнальная лампа запрещения запуска.....	72
4.2.23.	Керосиномер КЭС-857.....	73
4.2.24.	Указатель числа Маха.....	73
4.2.25.	Указатель радиовысотомера ПРВ-46.....	75
4.2.26.	Гидравлический кран управления шасси.....	76
4.2.27.	Сигнальный щиток положения шасси.....	76
4.2.28.	Манометр кислорода МК-12.....	77
4.2.29.	Выключатель фары В-45.....	77
4.2.30.	Индикатор кислорода ИК-14.....	78
4.3.	ЛЕВЫЙ БОРТ.....	78
	Колонка управления.....	83
4.4.	ПАНЕЛЬ ВООРУЖЕНИЯ.....	86
4.5.	ПРИЦЕЛ АСП-ЗН.....	88

4.6.	ПРАВЫЙ БОРТ	88
	Горизонтальная панель правого борта	92
4.7.	ЗАДНЯЯ СТЕНКА КАБИНЫ ЛЁТЧИКА.....	93
5.	СИСТЕМЫ	96
5.1.	СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ	96
5.1.1.	<i>Руль высоты в системе управления (управление по тангажу)</i>	<i>97</i>
5.1.2.	<i>Элероны в системе управления (управление по крену)</i>	<i>98</i>
5.1.3.	<i>Руль направления в системе управления (управление по направлению или рысканию)</i>	<i>99</i>
5.1.4.	<i>Управление щитками-закрылками</i>	<i>100</i>
	Особенности управления выпуском щитков-закрылков	101
5.1.5.	<i>Управление тормозными щитками</i>	<i>102</i>
5.2.	СИСТЕМА ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ	103
5.3.	ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	106
	Работа	107
	Порядок выработки топлива	108
	Система подвесных баков.....	108
5.4.	ОБЩАЯ ГИДРОСИСТЕМА.....	109
5.4.1.	<i>Описание элементов общей гидросистемы</i>	<i>111</i>
	Система управления шасси	111
	Система управления щитками-закрылками	111
	Система управления тормозными щитками	111
	Краны гидросистемы	111
	Автоматический разгрузочный клапан	111
	Гидроаккумулятор.....	112
5.4.2.	<i>Работа гидросистемы</i>	<i>112</i>
5.5.	ГИДРОСИСТЕМА ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ	113
	Работа гидросистемы гидроусилителя.....	114
5.6.	СИСТЕМА ПИТАНИЯ И ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ	114
	Объекты кабины, связанные с системой питания и вентиляции:	116
	Работа системы питания герметической кабины	116
	Работа регулятора перепада давления РД-2И-220.....	117
	Управление краном питания кабины.....	117
	Система дополнительной вентиляции кабины.....	118
5.7.	ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА	120
5.7.1.	<i>Предназначение, состав и работа основной воздушной системы</i>	<i>121</i>

Объекты кабины, связанные с основной воздушной системой:	122
Работа основной воздушной системы	123
Тормозная система. Описание	124
Управление тормозами	124
5.7.2. <i>Предназначение, состав и работа аварийной</i>	
 <i>воздушной системы</i>	125
Объекты кабины, связанные с аварийной воздушной системой:	125
Аварийный выпуск шасси (с пояснениями).....	126
Аварийный выпуск щитков-закрылков.....	127
5.8. СИСТЕМА ВООРУЖЕНИЯ МИГ-15БИС	127
Объекты кабины, связанные с системой вооружения:	129
5.8.1. <i>Стрелково-пушечное вооружение (СПВ)</i>	130
Предназначение и состав СПВ	130
23-мм пушки НР-23. Технические характеристики.	131
37-мм пушка Н-37Д. Технические характеристики.	132
Лафет пушечного вооружения.....	133
Электроцепи стрельбы и управления перезарядкой	133
Система перезарядки пушек	134
5.8.2. <i>Бомбовое вооружение</i>	135
5.8.3. <i>Прицел АСП-3Н</i>	138
Общее описание прицела	140
Принцип работы "вычислителя" прицела АСП-3Н.....	141
Общее описание работы лётчика во время прицеливания	141
Порядок работы с прицелом и СПВ при стрельбе по воздушным целям	144
5.8.4. <i>Фотокинопулемёт С-13</i>	147
5.8.5. <i>Броневая защита лётчика</i>	149
5.8.6. <i>Ракетница (кассета сигнальных ракет)</i>	150
5.9. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ (ПРОТИВОПОЖАРНОЕ УСТРОЙСТВО)	150
Действия при возникновении пожара	151
5.10. СИСТЕМА КИСЛОРОДНОГО ПИТАНИЯ (КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ)	152
Объекты кабины, связанные с системой кислородного питания:	153
Работа системы кислородного питания	154
5.11. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА	156
5.11.1. <i>Осветительное оборудование кабины лётчика</i>	156
Описание объектов кабины, связанных с осветительным	
оборудованием кабины лётчика.....	158
Особенность эксплуатации ламп АРУФОШ	160
5.11.2. <i>Внешнее светотехническое оборудование</i>	160
Описание объектов кабины, связанных с внешним светотехническим	
оборудованием	161

6.	СВЯЗНОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	163
6.1.	СВЯЗНОЕ РАДИООБОРУДОВАНИЕ.....	164
6.1.1.	<i>Передатчик РСИ-6К</i>	<i>164</i>
6.1.2.	<i>Приёмник РСИ-6М1</i>	<i>167</i>
6.1.3.	<i>Использование радиостанции РСИ-6К в игре</i>	<i>170</i>
	Включение и настройка радиостанции РСИ-6К.....	170
6.2.	РАДИОПЕРЕГОВОРЫ	173
6.3.	РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	173
6.3.1.	<i>Автоматический радиокompас АРК-5.....</i>	<i>173</i>
	Объекты кабины, связанные с АРК-5	174
	Пульт управления радиокompасом	175
	Включение и настройка радиокompаса АРК-5	179
	Питание и особенности работы АРК-5	182
6.3.2.	<i>Маркерный радиоприёмник МРП-48П</i>	<i>182</i>
	Включение МРП-48П.....	183
6.3.3.	<i>Радиовысотомер типа РВ-2</i>	<i>184</i>
	Включение и настройка радиовысотомера.....	185
7.	ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА	187
7.1.	ЗАПУСК, ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ, КОНТРОЛЬ СИСТЕМ САМОЛЁТА, ВЫРУЛИВАНИЕ.....	187
7.1.1.	<i>Проверка оборудования кабины</i>	<i>187</i>
7.1.2.	<i>*Проверка системы кислородного питания</i>	<i>188</i>
7.1.3.	<i>Подготовка оборудования к запуску</i>	<i>190</i>
7.1.4.	<i>Запуск двигателя</i>	<i>191</i>
7.1.5.	<i>Действия лётчика при неудачном запуске двигателя</i>	<i>194</i>
7.1.6.	<i>*Проверка работы двигателя.....</i>	<i>194</i>
7.1.7.	<i>*Проверка работы гидросистемы</i>	<i>196</i>
7.1.8.	<i>Действия лётчика перед выруливанием</i>	<i>198</i>
7.2.	ВЗЛЁТ И НАБОР ВЫСОТЫ	199
7.2.1.	<i>Силы и моменты, действующие на самолёт при взлёте и наборе высоты.....</i>	<i>202</i>
	Разбег.....	202
	Отрыв и выдерживание.....	202
	Режим набора высоты	203
7.2.2.	<i>Исправление отклонений на взлёте</i>	<i>203</i>
	Несохранение направления в начале разбега	203
	Отрыв переднего колеса самолёта на скорости, меньше заданной.....	204

7.3.	Заход на посадку и посадка.....	204
7.3.1.	<i>Заход на посадку</i>	<i>204</i>
7.3.2.	<i>Исправление расчёта на посадку и уход на второй круг</i>	<i>206</i>
	Исправление расчёта	206
	Действия при уходе на второй круг	207
7.3.3.	<i>Силы и моменты, действующие на самолёт при посадке ..</i>	<i>207</i>
	Выравнивание	207
	Приземление и первая половина пробега	208
	Вторая половина пробега	208
7.4.	РАБОТА ЛЁТЧИКА С ОБОРУДОВАНИЕМ КАБИНЫ ПРИ ПОЛЁТЕ С ПОДВЕСНЫМИ ТОПЛИВНЫМИ БАКАМИ	209
7.4.1.	<i>Перед взлётом.....</i>	<i>209</i>
7.4.2.	<i>Во время полёта</i>	<i>210</i>
7.4.3.	<i>При сбросе баков</i>	<i>210</i>
7.5.	ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ	211
8.	ЛЕТНЫЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	213
8.1.1.	<i>Основные ограничения</i>	<i>213</i>
8.1.2.	<i>Ограничения по максимальной скорости и числу М</i>	<i>213</i>
8.1.3.	<i>Ограничения по минимальной скорости</i>	<i>214</i>
9.	АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЁТА.....	217
9.1.1.	<i>Скороподъёмность.....</i>	<i>217</i>
9.1.2.	<i>Взлётно-посадочные характеристики</i>	<i>217</i>
	Основные скорости самолёта при взлёте и посадке	217
	Другие особенности	217
9.1.3.	<i>Управляемость самолёта</i>	<i>218</i>
	Условия продольной балансировки самолёта	219
9.1.4.	<i>Реакция самолёта на отклонение руля направления.....</i>	<i>219</i>
9.1.5.	<i>Самопроизвольное кренение (валёжка) самолёта</i>	<i>219</i>
9.1.6.	<i>Сваливание и штопор</i>	<i>221</i>
	Вывод из сваливания	222
	Вывод из штопора	222
9.1.7.	<i>Другие аэродинамические особенности</i>	<i>222</i>
10.	БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ	225
10.1.	Особенность использования дальномерного устройства прицела АСП-ЗН.....	225
10.1.1.	<i>Общие особенности</i>	<i>225</i>

	Ключ для нахождения диапазона дальностей точной работы прицела.....	226
10.1.2.	Особенности стрельбы по воздушной цели	227
10.1.3.	Особенности стрельбы по наземной цели	227
10.2.	ПРИЦЕЛИВАНИЕ ПРИ БОМБОМЕТАНИИ.....	228
	Порядок прицеливания и сброса бомб	228
	Ошибки при бомбометании	230
11.	ОПИСАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ МОДУЛЯ МИГ-15БИС	232
12.	ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА	244
12.1.	САМОВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ.....	245
12.2.	ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ	246
12.3.	ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА	247
12.4.	ПАДЕНИЕ ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ	247
12.5.	ПОМПАЖ ДВИГАТЕЛЯ.....	247
12.6.	ПОЖАР В ЗОНЕ ДВИГАТЕЛЯ	247
12.7.	ЗАПОТЕВАНИЕ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ (WIP).....	248
12.8.	ВЫХОД ИЗ СТРОЯ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЁТА.....	248
12.9.	РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ В СТРАТОСФЕРЕ	248
12.10.	ОТКАЗ ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ ЭЛЕРОНОВ	249
12.11.	ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА	249
12.12.	ОТКАЗ РАДИОСВЯЗИ	250
12.13.	ОТКАЗ СВЕТОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЁТА В НОЧНЫХ условиях	250
	Отказ пилотажно-навигационных приборов при полёте в сложных условиях	251
12.14.	ОТКАЗ АВИАГОРИЗОНТА.....	251
12.15.	ПРИ ОТКАЗЕ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ, ВЫСОТОМЕРА И ВАРИОМЕТРА:	251
12.16.	ПРИ ОТКАЗЕ РАДИОКОМПАСА:	251
12.17.	ПРИ ОТКАЗЕ ГИРОМАГНИТНОГО КОМПАСА:.....	252
12.18.	АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ И ЩИТКОВ-ЗАКРЫЛКОВ.....	252
12.19.	ПОСАДКА С НЕВЫПУЩЕННОЙ НОСОВОЙ СТОЙКОЙ ШАССИ	253
12.20.	ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА	253
13.	КАК ИГРАТЬ	255
13.1.	ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ	255
	Возможности игрока по действиям в кабине	256
13.2.	ЗАПУСК ВСТРОЕННЫХ МИССИЙ	256
	Порядок действий пользователя при запуске встроенной миссии:	257

13.3.	УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ И ОБЪЕКТАМИ КАБИНЫ В ИГРЕ	259
13.3.1.	<i>Управление самолётом с помощью джойстика</i>	<i>260</i>
13.3.2.	<i>Управление самолётом с клавиатуры</i>	<i>261</i>
13.3.3.	<i>Управление объектами кабины с помощью мыши</i>	<i>261</i>
13.4.	УПРАВЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЕМ ГОЛОВЫ ВИРТУАЛЬНОГО ПИЛОТА И ВИДАМИ В КАБИНЕ 6DOF.....	262
13.4.1.	<i>Управление положением головы виртуального пилота в кабине 6DOF</i>	<i>262</i>
	Действия клавиатурой и мышью для перемещения головы, её поворотов и зуммирования изображения	263
13.4.2.	<i>Управление видами в кабине 6DOF</i>	<i>266</i>
13.5.	ОСОБЫЕ НАСТРОЙКИ ИГРЫ	267
13.6.	ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОМОЩЬ ИГРОКУ	268
13.6.1.	<i>Кабинный помощник</i>	<i>268</i>
13.6.2.	<i>Наколенный планшет</i>	<i>269</i>
14.	АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНЫ	272
15.	КОНВЕРТИРОВАНИЕ ВЕЛИЧИН, КОЭФФИЦИЕНТЫ	276
15.1.1.	<i>Конвертирование величин метрической системы в имперскую</i>	<i>276</i>
15.1.2.	<i>Приблизительные коэффициенты для конвертации величин</i>	<i>277</i>
16.	РАЗРАБОТЧИКИ	280
	БЕЛСИМТЕК	280
	УПРАВЛЕНИЕ	280
	ПРОГРАММИРОВАНИЕ	280
	3D-МОДЕЛИРОВАНИЕ.....	280
	НАУЧНАЯ ПОДДЕРЖКА	281
	КОМАНДА ТЕСТЕРОВ	281
	IT И ТЕХНИЧЕСКАЯ ПОДДЕРЖКА МИССИИ И КАМПАНИИ.....	281
	ОБУЧЕНИЕ.....	281
	ОТДЕЛЬНОЕ СПАСИБО	282
17.	БИБЛИОГРАФИЯ И ЛИТЕРАТУРНЫЕ ИСТОЧНИКИ	284

Прочти!

Настоящее описание включает в себя краткое описание элементов конструкции самолёта и его систем, а также органы управления системами и оборудованием из кабины лётчика. Поэтому сложные объекты самолёта описаны как элементы конструкции или систем в одном месте настоящего руководства, а органы управления и особенности эксплуатации систем и оборудования – в другом. Такой подход (когда исчерпывающая информация не содержится в одном месте) обусловлен наличием множественных перекрёстных связей между объектами (элементами) самолёта. Исходя из этого, сложный объект (система) рассмотрены сначала как элемент конструкции, а затем как объект управления из кабины лётчика. В любом случае, для желающих глубоко понять устройство и особенности эксплуатации нашей модели самолёта МиГ-15бис рекомендуется изучить все упоминания о той или иной системе, оборудовании или элементе конструкции самолёта.

Мелким шрифтом отражены пояснения для пользователей, желающих более глубоко изучить особенности работы механизма, системы или оборудования.

Для удобства изучения самолёта в документ включены [перекрёстные](#) и [гиперссылки](#), которые связывают упоминания об одном и том же объекте в разных местах документа, или, когда необходимо рассмотреть работу одного объекта (системы) во взаимосвязи с другим. Для перехода по гиперссылке необходимо кликнуть мышью на таком элементе, удерживая клавишу Ctrl. Для возврата можно использовать |Alt + <←| (стрелка ВЛЕВО) или |Alt + >→| (стрелка ВПРАВО).

Если игрок **ВПЕРВЫЕ** знакомится с миром DCS World или модулем, рекомендуется перейти в раздел [КАК ИГРАТЬ](#).



1

ИСТОРИЯ САМОЛЁТА

1. ИСТОРИЯ САМОЛЁТА

Модуль DCS: MiG-15bis является моделью самолёта МиГ-15 – одного из самых массовых истребителей реактивной авиации. МиГ-15бис – советский реактивный истребитель со стреловидным крылом, разработанный ОКБ Микояна и Гуревича в конце 1940-х годов. Принят на вооружение в 1949 г. Принимал участие в нескольких войнах и конфликтах (война в Корее – 1950-1953 гг., арабо-израильские войны и др. конфликты). Благодаря высокой надёжности, весьма выдающимся для своего времени лётно-тактическим характеристикам, а также простоте обучения пилотированию и эксплуатации состоял на вооружении в СССР около 20 лет, а в мире – до 2006 г. (ВВС Албании¹)! Кроме истребительных модификаций применялся как самолёт-разведчик, самолёт-цель, а также и как прототип для испытаний систем и оружия, модификации: МиГ-15, МиГ-15С, МиГ-15ПБ, МиГ-15бис, МиГ-15Рбис(СР), МиГ-15СбИС (СД-УПБ), МиГ-15УТМ, МиГ-15П УТИ, МиГ-15М. Выпущено более 15000 экземпляров (почти в два раза больше, чем его аналога – американского "Сейбра").

В представленной игре смоделирована модификация МиГ-15бис, которая отличается от обычного МиГ-15 установкой более мощного двигателя советского производства ВК-1 вместо английского Роллс-Ройс Нин I (II) (Rolls Royce Nene-I (II)).

¹ Согласно <https://ru.wikipedia.org/wiki/МиГ-15>



2

ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ И ТТХ

2. ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ

2.1. Предназначение самолёта

Основное предназначение самолёта – завоевание господства в воздухе (в дневных условиях), ограниченно может применяться в качестве ударного самолёта.

Самолёт имеет стреловидное крыло, один двигатель, трёхстоечное шасси с передней опорой (Рис. 2.1). В отличие от F-86F у самолёта МиГ-15бис гидроусилитель используется только в канале крена. Имеет мощное трёхпушечное вооружение: две пушки 23 мм и одна 37 мм!

2.2. Основные данные МиГ-15бис

Таблица 2.1

Характеристика	Единицы	МиГ-15бис
Экипаж		1
Тактические характеристики		
Максимальный взлётный вес	кг	6105
Вес пустого	кг	3580
Полезная нагрузка (в т.ч. пилот 100 кг)	кг	1353
Нормальный взлётный вес	кг	5044
Объём внутренних топливных баков (плотность топлива 0,83 кг/л)	кг / л	1172 / 1412
Крейсерская скорость полёта (на высоте 10000 м, полётный вес 4600-4900 кг)	приборная скорость км/ч	450-470
Интенсивность расхода топлива (дежурство на 10000 м, приборная скорость 350 км/ч, полётный вес 4600-4900 кг, плотность топлива 0,83 кг/л)	кг/ч	664
Максимальная скорость на уровне моря (истинная)	км/ч	1076
Максимальная скорость на высоте 10000 м	истинная скорость, км/ч	990
Практический потолок (для взлётного веса 5044 кг)	м	15500
Скоропоъёмность до высоты 5000 м (обороты 11560, истинная скорость 710 км/ч)	минут	около 2

Характеристика	Единицы	МиГ-15бис
Максимальная скороподъёмность (обороты 11560): на высоте 1000 м на высоте 5000 м	м/сек	46,5 35
Максимальная дальность (без доп. баков), высота 10000 м, 450-470 км/ч приборной скорости	км	1200
Максимальная дальность (с дополн. баками 2 x 300 л), высота 10000 м, 450-470 км/ч приборной скорости	км	1749
Максимальная дальность (с дополн. баками 2 x 600 л), высота 10000 м, 450-470 км/ч приборной скорости	км	2220
Максимальная продолжительность полёта: высота 10000 м, 330-350 км/ч приборной скорости; высота 5000 м, 330-350 км/ч приборной скорости	ч.мин	2.05 1.45
Максимальная эксплуатационная перегрузка	g	8
Разрушающая перегрузка	g	12
Размеры		
Длина	м	10,04
Размах крыльев	м	10,08
Высота с хвостом	м	3,7
Стреловидность крыла (wing sweep, °)	градусов	35
Колея шасси	м	3,81
База шасси	м	3,18
Вооружение		
Пушки 23-мм калибра	кол. пушек x кол. снарядов	2 x 80
Пушка 37-мм калибра	кол. пушек x кол. снарядов	1 x 40
Бомбы	кол. x калибр	2 x 100 кг или 2 x 50 кг

Геометрические размеры самолёта показаны на Рис. 2.1.

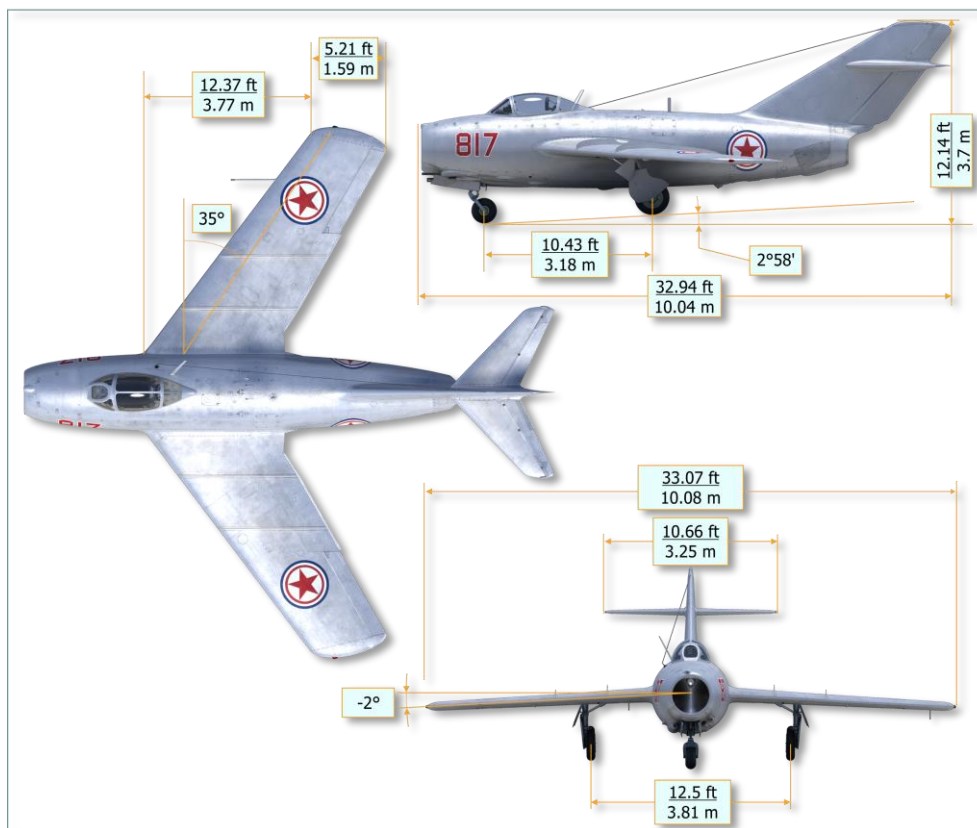


Рис. 2.1. Геометрические размеры самолёта МиГ-15бис



3

**КОМПОНОВКА
И КОНСТРУКЦИЯ**

3. КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ

3.1. Самолёт. Общая компоновка

Самолёт МиГ-15бис – одноместный истребитель, на котором установлен двигатель ВК-1 со статической тягой 2700 кг, а также введён ряд конструктивных изменений, улучшивших эксплуатацию самолёта. По схеме самолёт представляет собой свободнонесущий среднеплан цельнометаллической конструкции со стреловидными крылом и оперением. Турбореактивный двигатель ВК-1 смонтирован на самолёте в хвостовой части фюзеляжа за крылом. В носовой части фюзеляжа имеется канал-заборник для подвода воздуха к двигателю. На самолёте установлено трёхколёсное шасси. Основные колёса убираются в крыло, носовое колесо убирается в фюзеляж.

При описании систем и компоновки в русской версии настоящего руководства по возможности сохранены оригинальные стиль и названия оборудования и приборов.

3.1.1. Фюзеляж

ФЮЗЕЛЯЖ – полумонокок, металлический, состоит из двух частей. Хвостовая часть фюзеляжа крепится к носовой части в плоскости главных стыковых узлов крыла. В носовой части фюзеляжа расположена герметическая кабина лётчика. Под кабиной лётчика имеется люк для опускающегося лафета пушечной установки.

В НОСОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА находятся: передний керосиновый бак, носовая стойка шасси с колесом в убранном положении, герметическая кабина лётчика, лафет с пушками и различное оборудование, включая аккумулятор, кислородные баллоны и др.

В ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА находятся: двигатель ВК-1 со всем вспомогательным оборудованием и выходным устройством (соплом), задний керосиновый бак, тяги управления рулями и воздушные тормозные щитки.

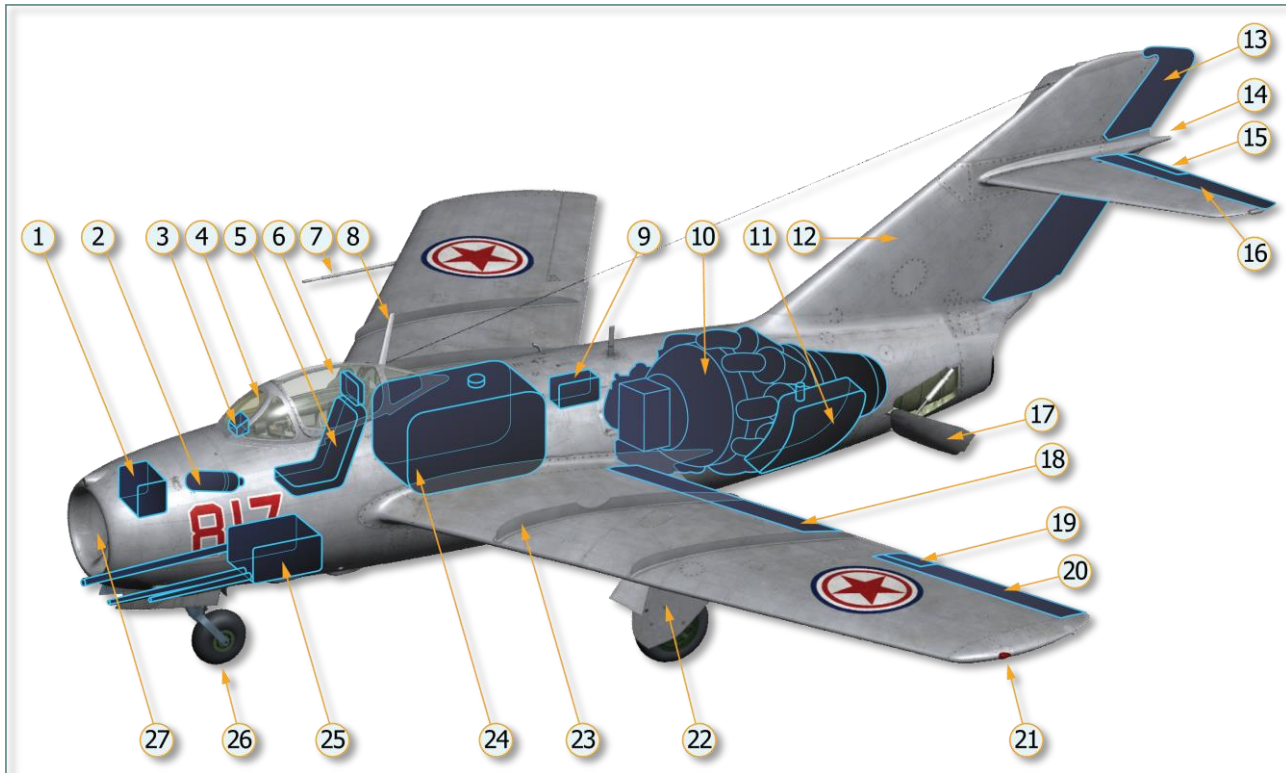


Рис. 3.1. Общая компоновка самолёта МиГ-15бис

1. Аккумулятор
2. Кислородные баллоны
3. Прицелы АСП-ЗН
4. Бронестекло
5. Катапультируемое сиденье лётчика
6. Сдвижная часть фонаря
7. Приёмник воздушных давлений (ГТВД)
8. Радиоантенна
9. Гидробачок
10. Двигатель ВК-1 с коробкой приводов
11. Задний топливный бак
12. Киль
13. Руль поворота (направления)
14. Хвостовой АНО
15. Триммер руля высоты
16. Руль высоты
17. Тормозной щиток
18. Щиток-закрылок
19. Триммер элерона
20. Элерон
21. Левый БАНО
22. Основная стойка шасси
23. Аэродинамический гребень
24. Передний керосиновый бак
25. Лафет оружия
26. Носовая стойка шасси
27. Носовой кок с фарой в середине

Механизмы (шасси, закрылки, щитки) самолёта работают при помощи гидросистемы (5.4), состоящей из гидронасоса, бачка с гидросмесью, воздушного аккумулятора и разгрузочного автомата. Основные баки с горючим расположены в фюзеляже за кабиной лётчика (см. 5.3).

Под крылья самолёта подвешиваются два подвесных бака ёмкостью 300, 400 или 600 л каждый. Баки можно сбрасывать в воздухе. Вместо баков могут быть подвешены две 100-килограммовые бомбы. В системе управления элеронами установлен гидроусилитель типа БУ-1, смонтированный в правом крыле. Гидроусилитель работает от собственной гидросистемы (5.5). В конце фюзеляжа установлены воздушные тормозные щитки, которые открываются против потока воздуха гидравлическими цилиндрами, управляемыми электромагнитным краном из кабины лётчика.

ВООРУЖЕНИЕ самолёта (5.8) состоит из одной 37-миллиметровой пушки Н-37 и двух 23-миллиметровых пушек НР-23. Пушки расположены в носовой части фюзеляжа: слева – две пушки НР-23 и справа – пушка Н-37. Вся пушечная установка смонтирована на опускающемся лафете. В кабине установлен автоматический прицел АСП-ЗН.

БРОНЕЗАЩИТА самолёта состоит из бронестекла на козырьке фонаря, двух бронеплит толщиной 10 мм, установленных перед кабиной и патронными ящиками, и бронезаголовника на сиденье лётчика.

На самолёте установлены также приёмно-передающая коротковолновая радиотелефонная станция РСИ-6К и комплект радиоэлектронного оборудования слепой посадки.

3.1.2. Фонарь кабины

Фонарь служит для герметического закрывания кабины. При открывании кабины фонарь сдвигается назад. Фонарь состоит из козырька и подвижной части, скользящей на роликах по трём рельсам. Неподвижную часть фонаря составляет козырёк с плоским передним бронестеклом толщиной 64 мм.



Рис. 3.2. Вид закрытого и открытого положения фонаря кабины

Подвижная часть фонаря имеет двойное остекление: толщина наружного стекла – 8 мм, внутреннего – 4 мм. Межстекольное пространство заполнено сухим воздухом. Неподвижную часть фонаря составляет козырёк с плоским передним бронестеклом толщиной 64 мм. Снаружи фонарь открывается с левого борта ручкой, имеющейся на оси левого замка фонаря.

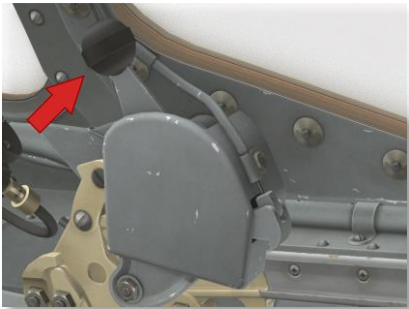
Заккрытие фонаря осуществляется после открывания заднего замка



верхней ручкой

|LCtrl + C|.

Открытие – правой или левой ручками:



Фонарь оборудован механизмом аварийного сброса, который взаимодействует с управлением системы катапультирования сиденья. Аварийный сброс фонаря может быть произведён только при его закрытом положении, независимо от того, загерметизирована кабина или нет. Управление аварийным сбросом фонаря механическое.

Механизм сброса состоит из ручки аварийного сброса, расположенной на правом поручне сиденья, двух колонок с качалками, передаточного механизма, двух тяг и трёх замков аварийного сброса фонаря.



Рис. 3.3. Ручка аварийного сброса фонаря кабины

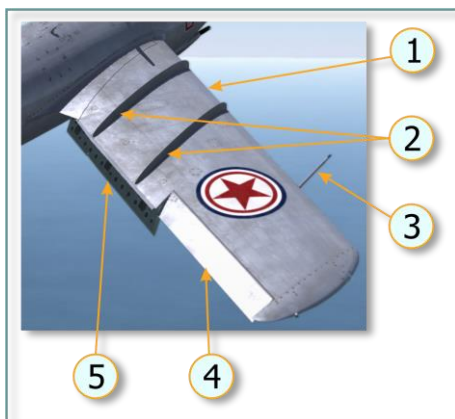
Для сбрасывания фонаря необходимо ручку аварийного сброса отдать от себя **[RCtrl + J]**.

Кабина снабжена катапультным сиденьем. Катапультирование сиденья производится нажатием ручки аварийного сброса, расположенной на поручне сиденья **[LCtrl + E]**, три раза. Катапультирование сиденья может быть произведено только после сброса фонаря.

3.1.3. Крыло

Крыло самолёта состоит из двух отъёмных консолей (левое и правое полукрыло) с дюралюминиевым каркасом и обшивкой. Стреловидность крыла 35° , V крыла -2° . На крыле установлены аэродинамические гребни¹ (2). Крыло снабжено элеронами (4) с внутренней аэродинамической компенсацией и щитками-закрылками (5). Щитки-закрылки при выпуске их сдвигаются назад и одновременно отклоняются вниз.

¹ Аэродинамические гребни крыла препятствуют перетеканию воздушного потока (пограничного слоя) от фюзеляжа к концевым сечениям крыла, тем самым отдаляя на больший угол атаки срыв потока с крыла.



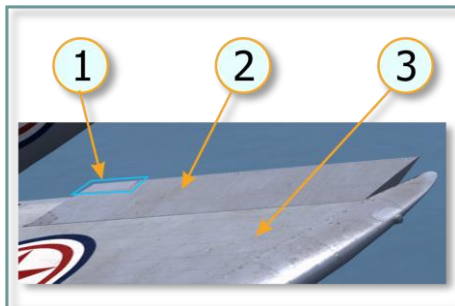
1. Правое полукрыло
2. Аэродинамические гребни
3. Трубка ПВД
4. Элерон
5. Щиток-закрылок

Рис. 3.4. Крыло самолёта МиГ-15бис

Элероны

Длина элерона равна 1,8 м. Хорда элерона составляет 18,75 % от хорды крыла. Общая площадь элеронов (без компенсации) 1,01 м², что составляет 4,92 % площади крыла.

Ось вращения элерона проходит на расстоянии 18 % хорды от задней кромки крыла. Угол отклонения элеронов при выполнении манёвров $\pm 15^\circ$. Передняя кромка элерона в средней своей части имеет плоский выступ, служащий аэродинамической компенсацией элерона. На конце выступа закреплены две стальные пластинки, служащие весовой компенсацией элерона.



1. Триммер элерона
2. Левый элерон
3. Левое полукрыло

Рис. 3.5. Элероны самолёта МиГ-15бис

Каждый элерон подвешивается к крылу в двух точках и управляется при помощи рычага, который при отклонении не выступает из контура крыла. Рычаг отклоняется штоком гидроусилителя при отклонении РУС по крену (см. [гидросистему гидроусилителя](#)).

Элероны имеют управляемый триммер (1).

Триммер элерона – небольшой участок поверхности на левом элероне, который имеет возможность отклоняться относительно плоскости элерона, тем самым создавая небольшую аэродинамическую силу, которая служит для удержания заданного угла отклонения элерона без прикладывания дополнительных усилий на РУС от пилота. За счёт наличия жёсткой связи между элеронами для удержания поверхностей элеронов на нужном балансирующем угле достаточно одного триммера на поверхности левого элерона.

Работа элеронов в системе управления самолётом описана [здесь](#).

Щитки-закрылки

Щитки-закрылки (Рис. 3.6) устанавливаются на консолях крыла между элеронами и фюзеляжем и отклоняются при посадке на 55°. При взлёте щиток-закрылок устанавливается в промежуточном (взлётном) положении на 20°.



Рис. 3.6. Щитки-закрылки МиГ-15бис

Размах щитка-закрылка – 2,65 м, хорда – 0,481 м. При отклонении щиток-закрылок сдвигается по направлению к задней кромке консоли крыла. Максимальный угол отклонения щитка-закрылка равен 55°, при этом он сдвигается назад на 0,2 м, т.е. на 41 % своей хорды. Щитки-закрылки имеют скользящую ось вращения. Отклонение щитка-закрылка происходит при одновременном смещении его назад.

Выпуск щитков-закрылков осуществляется двумя гидравлическими цилиндрами, установленными в крыле самолёта. Поступательное движение штока цилиндра передаётся управляющему сектору. Вращение секторов при помощи системы рычагов и тяг передаётся щиткам-закрылкам, которые, скользя по направляющим кареткам, отодвигаются назад и одновременно отклоняются вниз.

В убранном положении щитки-закрылки удерживаются тремя замками, связанными между собой тросами и тягами. Открываются замки при помощи специальных гидравлических цилиндров, включённых последовательно в [гидравлическую систему](#) основного цилиндра щитков-закрылков.

Щитки-закрылки могут быть выпущены аварийно при помощи аварийной воздушной системы (см. [5.7](#)).

Работа щитков-закрылков в системе управления самолётом описана [здесь](#).

3.1.4. Тормозные щитки (воздушный тормоз)

Тормозные щитки установлены с обеих сторон задней части фюзеляжа (Рис. 3.7). В хвостовой части фюзеляжа установлен электромагнитный кран управления тормозными щитками.

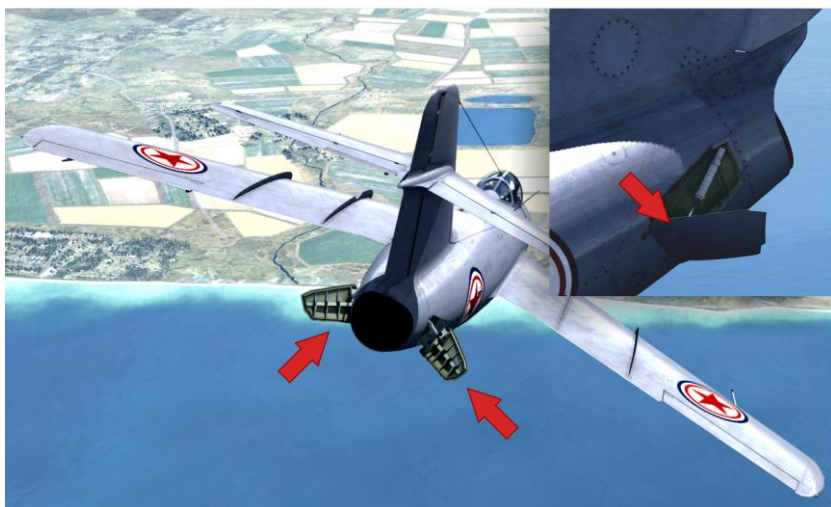


Рис. 3.7. Тормозные щитки выпущены

Выпуск и уборка щитков осуществляются двумя гидравлическими цилиндрами, работающими от [основной гидросистемы](#), управление осуществляется из кабины пилота кнопкой на РУС или выключателем на левой боковой панели. Для синхронизации углов открытия щитков установлена соединительная труба с системой рычагов. Угол открытия щитков составляет 55° от исходного положения.

При этом, надо учитывать, что полный выпуск щитков осуществляется примерно за 3 секунды, а уборка – примерно за 4 секунды.

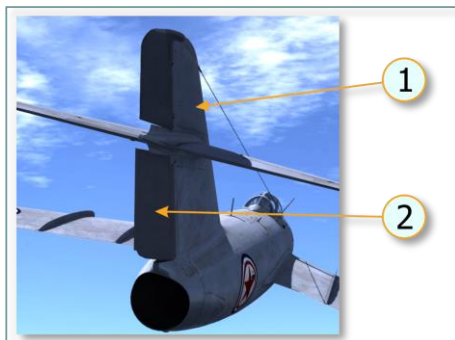
В нашей модели стоят щитки увеличенной площади – $0,8 \text{ м}^2$. Работа тормозных щитков в системе управления описана [здесь](#).

3.1.5. Хвостовое оперение

Хвостовое оперение – однокилевое, стреловидной формы. Стреловидность горизонтального оперения – 40° , вертикального – $54^\circ 50'$. Профиль горизонтального и вертикального оперения симметричен. Угол установки стабилизатора – параллельно СГФ.

Однако передний узел крепления к фюзеляжу имеет гребёнку, позволяющую изменять установочный угол на земле от -2° до $+2^\circ$.

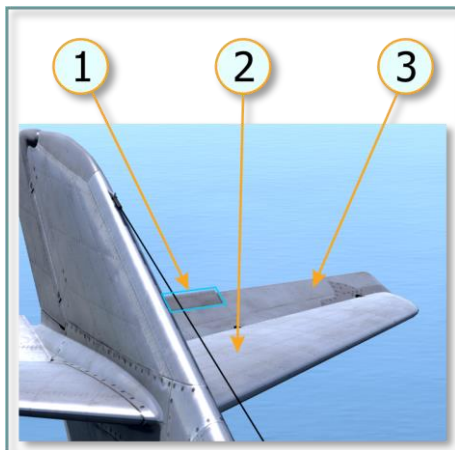
ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ состоит из киля и руля поворота ([руля направления](#)) как элемента системы управления. Руль поворота не имеет триммера. Руль поворота отклоняется вправо и влево на угол 20° .



1. Киль
2. Руль поворота (руль направления)

Рис. 3.8. Вертикальное оперение

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ включает стабилизатор и [руль высоты](#) как элемент системы управления.



1. Триммер руля высоты
2. Стабилизатор
3. Руль высоты

Рис. 3.9. Горизонтальное оперение

Управление всеми рулевыми поверхностями – жёсткое (без гидроусилителей). Предельный угол отклонения руля высоты вверх равен 32° , вниз – 16° . На руле высоты имеется триммер (1).

Триммер руля высоты – небольшой участок поверхности (1) на руле высоты (3), который имеет возможность отклоняться относительно плоскости руля высоты, тем самым создавая

небольшую аэродинамическую силу, которая, в свою очередь, служит для удержания заданного угла отклонения самой поверхности руля высоты без прикладывания дополнительных усилий на РУС от пилота.

3.1.6. Шасси

Самолёт имеет трёхстоечное шасси.



Рис. 3.10. Шасси самолёта МиГ-15

Управление выпуском и уборкой шасси гидравлическое, от [общей гидросистемы](#).

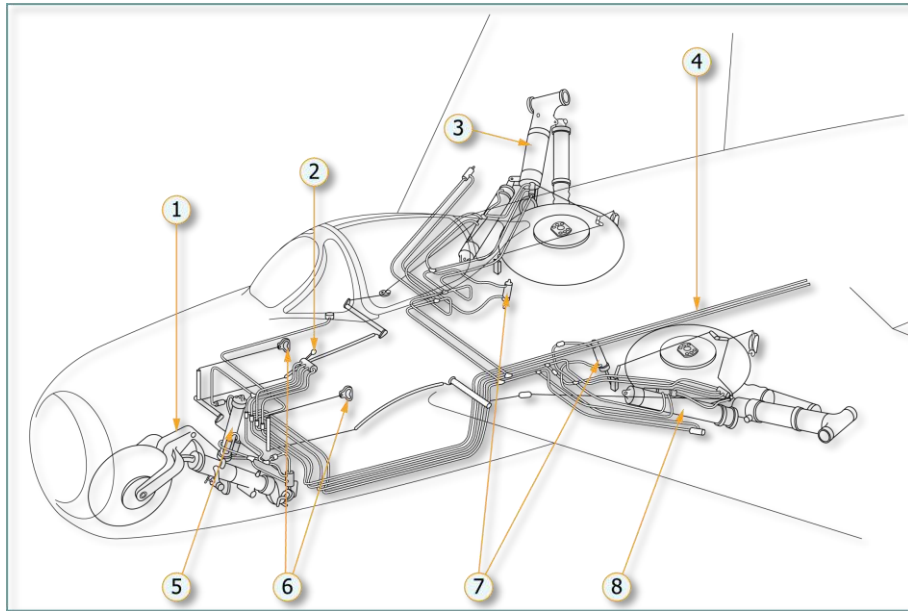


Рис. 3.11. Принципиальная схема управления шасси

- | | |
|----------------------------------|---|
| 1. Стойка носового колеса | 6. Ручки аварийного открытия замков шасси |
| 2. Кран шасси | 7. Цилиндр щитка шасси |
| 3. Стойка основного шасси | 8. Цилиндр уборки основной стойки шасси |
| 4. Трубопровод к гидробачку | |
| 5. Цилиндр уборки носовой стойки | |

Выпуск и уборка шасси осуществляются краном (2) ([Рис. 3.12](#)) уборки/выпуска. Кран шасси расположен на приборной панели ([4.2.26](#)).

[Аварийный выпуск](#) шасси производится воздухом.



1. Механический стопор нейтрального положения крана шасси (необходим для исключения непреднамеренной уборки шасси на земле)
2. Кран выпуска/уборки шасси
3. Лампы сигнализации убранного положения шасси
4. Лампы сигнализации выпущенного положения шасси

Рис. 3.12. Кран шасси и сигнализация уборки/выпуска

Выпуск/уборка контролируются электрической (лампы зелёного (4) и красного (3) цветов, Рис. 3.12) и механической (снаружи) (Рис. 3.13) сигнализацией.



Рис. 3.13. Механические индикаторы полного выпуска стоек шасси: левой, передней, правой

Основные стойки шасси со щитками, установленными на крыле, убираются в крыло к фюзеляжу.



Вырез под шасси закрывается двумя щитками, связанными со стойкой, и одним щитком на крыле. Щитки также работают от [общей гидросистемы](#), но для работы используются отдельные гидроцилиндры: т.е. на стойки одни, на щитки – другие. В выпущенном положении стойки удерживаются цилиндрами уборки/выпуска, в убранном положении – замками подвески бомбового типа.

Уборка шасси производится гидравлическим цилиндром с открытием гидрозамка, запирающего шток в выпущенном положении (т.е. в случае отказа гидросистемы после выпуска шасси стойки уже не уберутся самопроизвольно). В убранном положении нога запирается гидромеханическим замком. Внутренний объём основной стойки используется под воздух для аварийного выпуска шасси.

Уборка и выпуск шасси производятся лётчиком из кабины переводом вверх или вниз ручки крана, расположенной с левой стороны приборной доски. Колёса основных ног шасси тормозные. Тормоза колёс воздушные, колодочного типа.

Переднее колесо самоориентирующееся, не тормозное.

Стойка носового колеса убирается вперёд в нишу носовой части фюзеляжа.



После уборки колеса ниша закрывается двумя створками.

Для установки стойки в нейтральное положение при уборке на ней смонтирован механизм разворота носового колеса.

Основные колёса при уборке шасси автоматически тормозятся (чтобы избежать "борьбы" с гироскопическим моментом), когда кран установлен в положении УБРАНО. Тормозные колодки остаются прижатыми, пока рычаг не будет установлен в среднее положение.

Следует помнить, что пока колодки прижаты (т.е. пока кран шасси не находится в среднем положении), воздух из тормозной системы постепенно стравливается из-за потерь.

Аварийный выпуск шасси

Для обеспечения надёжной работы шасси их выпуск дублируется аварийной воздушной системой выпуска. В случае неисправности гидравлической системы шасси выпускается путём открытия воздушного вентиля, от которого проложен самостоятельный трубопровод к аварийному клапану системы выпуска шасси.



Рис. 3.14. Манометр и кран аварийного выпуска шасси на правой панели

Для аварийного выпуска шасси необходимо:

1. Открыть замки подвески шасси механическим способом (за тросовую проводку), **|LShift + Space|**, **|RShift + Space|**.



2. Перевести кран шасси в положение "Шасси выпущено", **|G|**.

3. Открыть вентиль (колесом мыши) аварийного выпуска шасси (Рис. 3.14), **|RAlt + RShift + G|**. При этом положении крана шасси гидросмесь из противоположной полости цилиндра уборки сольётся в гидробак.

3.2. Двигатель и связанные системы

3.2.1. Общая компоновка и описание

На самолёте МиГ-15бис, в отличие от модификации МиГ-15, установлен двигатель ВК-1 взамен ранее устанавливаемого двигателя английской разработки Роллс-Ройс Нин I (II) Rolls Royce Nene-I (II).

ВК-1 ("Владимир Климов-1") хотя и сделан по "образу и подобию", но всё же является полностью спроектированным и изготовленным советским ОКБ под руководством конструктора В. Климова. Установлен в хвостовой части фюзеляжа. К сопловой части двигателя при помощи специального подвижного соединения присоединена удлинительная труба, а к ней – реактивный насадок. Забор воздуха для двигателя осуществляется через входное устройство (воздухозаборник) в носовой части фюзеляжа.

ВК-1 – одновальный турбореактивный двигатель с одноступенчатым центробежным двухсторонним компрессором, девятью индивидуальными трубчатыми камерами сгорания, размещёнными равномерно на внешней части корпуса компрессора, и одноступенчатой турбиной. Работа двигателя обеспечивается топливной системой, системой топливной автоматики, маслосистемой и противопожарной системой. Основные характеристики двигателя приведены в Таблица 3.1.

Таблица 3.1

Характеристика	Значение
Тяга на максимале, кг	2700
Удельный расход, кг/кгс.ч	1,07
Расход воздуха, кг/с	48,2
Степень повышения давления, раз	4,2-4,5
T _г макс, °K	1170
Длина, мм	2640
Диаметр, мм	1270
Сухая масса, кг	870
Ресурс, ч	200

3.2.2. Маслосистема двигателя

Маслосистема двигателя полностью смонтирована на двигателе и не имеет каких-либо элементов на самолёте. Маслосистема не требует радиатора.

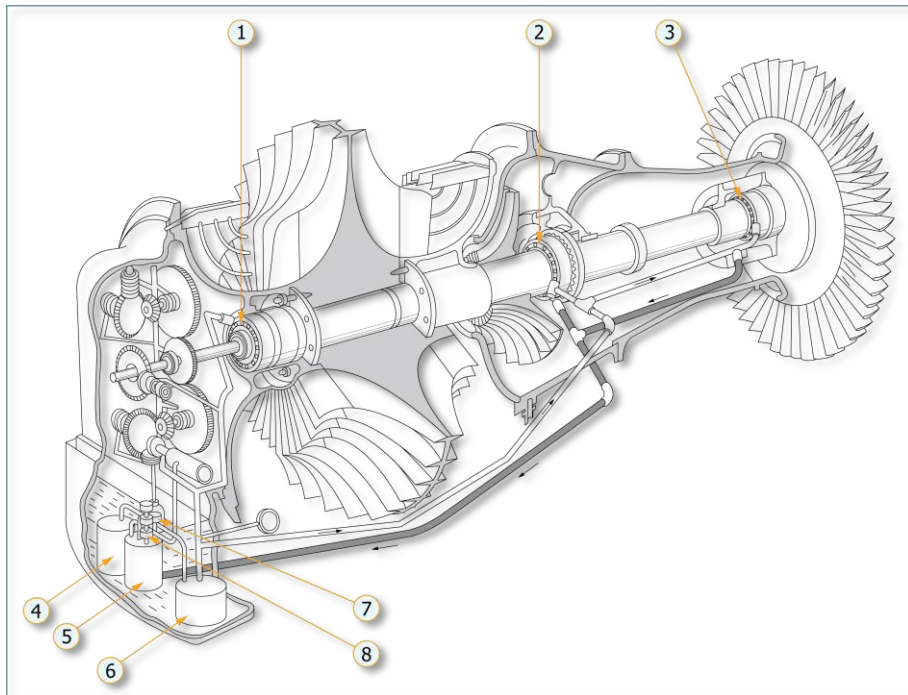


Рис. 3.15. Маслосистема двигателя ВК-1

- | | |
|---|--|
| 1. Передний подшипник | 5. Масляный фильтр на входе в откачивающий насос |
| 2. Средний подшипник | 6. Масляный фильтр высокого давления |
| 3. Подшипник турбины | 7. Масляный насос откачивающий |
| 4. Масляный фильтр на входе в нагнетающий насос | 8. Масляный насос нагнетающий |

В качестве смазочного масла применяется трансформаторное масло ГОСТ 382-43 с добавлением 0,05–0,1 % стеариновой кислоты.

Резервуаром для масла, вмещающим примерно 7 л, служит коробка масляных насосов, прикреплённая к нижнему фланцу коробки приводов. В этой же коробке расположены два масляных насоса, три фильтра и редукционный клапан.

3.2.3. Работа двигателя

В носовой части фюзеляжа самолёта расположен воздухозаборник. По нему и поступает воздух к двигателю по двум каналам, слева и справа от кабины пилота. Далее воздух направляется в центробежный компрессор,

Рис. 3.16 (2), где и сжимается за счёт центробежных сил в 4,2-4,5 раза. Затем сжатый воздух как бы "снимается" с внешней части рабочего колеса компрессора и подаётся в каждую из девяти индивидуальных камер сгорания (3), смешиваясь с распылённым топливом.

Сгорание этой смеси происходит непрерывно во время работы двигателя после запуска. Выходя из камеры сгорания, горячие газы тратят часть энергии на вращение турбины (4), которая конструктивно находится на одном валу с компрессором, и попадают в выходной аппарат (сопло) в виде расширяющейся трубы (7). Там происходит разгон горячих газов и формирование реактивной струи (реактивной тяги).

Турбина вращается от энергии проходящих через неё горячих газов, механически передавая вращение на компрессор и агрегаты коробки приводов.

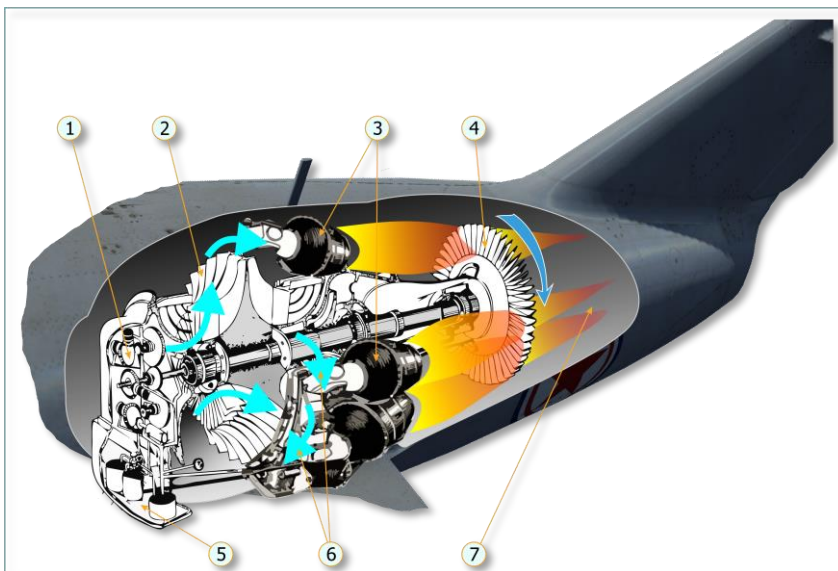
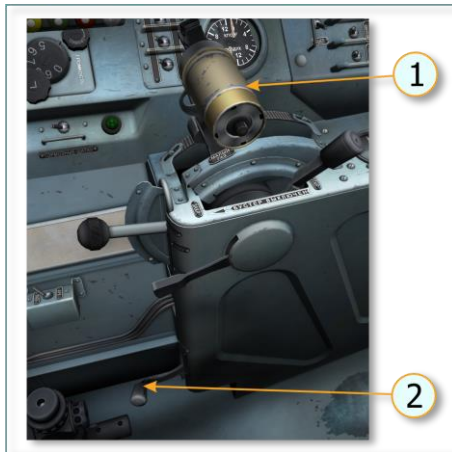


Рис. 3.16. Принципиальная схема работы двигателя ВК-1 самолёта МиГ-15бис

1. Коробка приводов самолётных агрегатов
2. Центробежный компрессор
3. Девять индивидуальных трубчатых камер сгорания
4. Турбина компрессора
5. Элементы маслосистемы двигателя
6. Сжатый воздух, подаваемый в камеры сгорания
7. Место для реактивной трубы и сопла (не показаны)

3.2.4. Управление двигателем

Система управления двигателем состоит из *РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ (РУД)* и *РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ СТОП-КРАНОМ* (в дальнейшем стоп-крана). Оба рычага размещены на [колонке управления](#) левого борта кабины лётчика.



1. РУД
2. Стоп-кран (перекрывной кран)
Остальные элементы рисунка см. в разделе [Колонка управления](#)

РУД связан системой жёстких тяг с рычагом дросселя на правой стороне двигателя. Рычаг дросселя имеет два положения: для запуска двигателя на земле и для запуска в воздухе.

Стоп-кран служит для выключения подачи топлива в случае остановки двигателя или пожара в двигательном отсеке.

Сам стоп-кран, который непосредственно на двигателе выполняет функцию открытия/закрытия топливной магистрали, установлен на левой стороне двигателя.

Управление двигателем осуществляется РУДом из кабины пилота.

Перемещая РУД (например, вперёд), лётчик воздействует на подачу топлива в камеру сгорания двигателя. За счёт сгорания большего количества топлива повышается энергия выходящих газов, таким образом повышаются обороты турбины компрессора, повышается расход (подача) воздуха, и камера сгорания "готова" принять ещё больше топлива. Именно "готовность" камеры сгорания к приёму определённого количества топлива, исходя из минимально возможного количества воздуха для устойчивого горения, и определяет необходимость плавной

работы РУДом. Происходит разгон ротора двигателя, который продолжается до определённого момента. Этот момент напрямую связан с положением дозирующей иглы насоса-регулятора, а её положение, в свою очередь – с текущим положением РУД. Аналогично происходит работа элементов двигателя и органов управления при движении РУДа в обратную сторону. В любом случае РУД нельзя двигать резко (быстрее, чем 1,5 сек на полный ход).

Однако на режим работы двигателя кроме самого лётчика влияют также скорость и высота полёта.

При росте скорости условия сжатия воздуха перед компрессором могут как ухудшаться, так и улучшаться (зависит от текущих значений скорости и высоты полёта и связано с потерями в канале тока воздуха). Это либо помогает компрессору сжимать воздух, либо мешает, и потому требует изменения подачи топлива для достижения необходимой степени сжатия воздуха.

С ростом высоты уменьшается плотность воздуха, и компрессору необходимо больше энергии (части массы сгоревшего топлива) для достижения необходимой степени сжатия воздуха.

И скорость, и высота, в конечном итоге, влияют на давление воздуха перед компрессором. Поэтому при их изменении необходима "подстройка" количества подаваемого топлива в двигатель.

Функция постоянной "подстройки" количества подаваемого топлива в камеры сгорания при изменении скорости и высоты полёта возложена на систему *ТОПЛИВНОЙ АВТОМАТИКИ ДВИГАТЕЛЯ*.

Топливная автоматика двигателя ВК-1

Топливная автоматика обеспечивает подачу в камеры сгорания хорошо распылённого топлива в количестве, необходимом для нормальной работы двигателя. Подача топлива осуществляется насосами и устанавливается лётчиком через перемещение РУДа, а точное дозирование подаваемого топлива в двигатель – регуляторами. Взаимосвязь различных узлов топливной автоматики показана на схеме, Рис. 3.17.

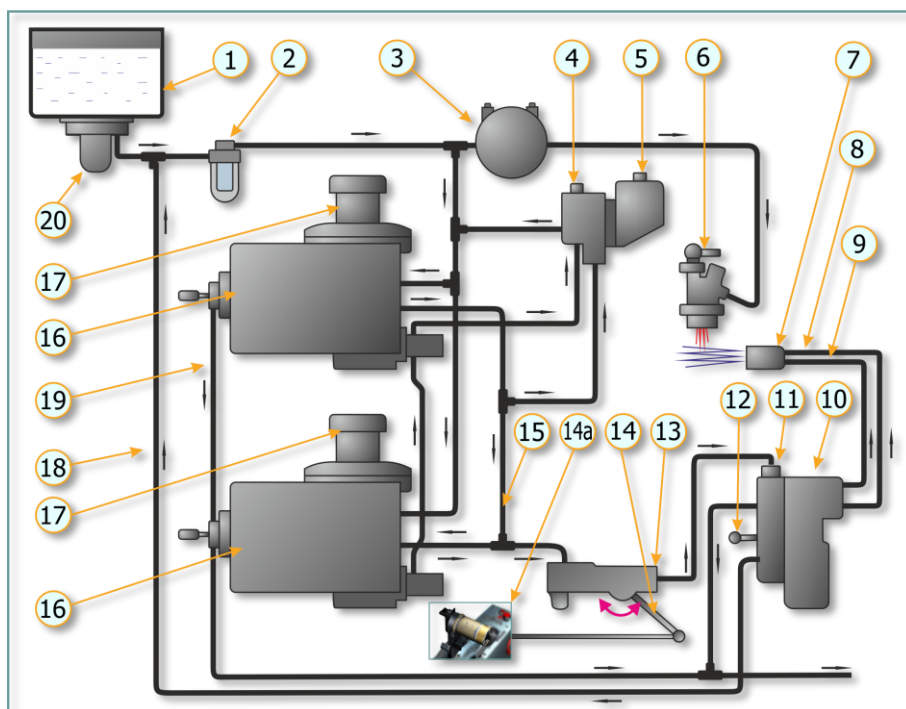


Рис. 3.17. Схема топливной автоматики двигателя ВК-1

- | | |
|---|--|
| 1. Топливный бак | 12. Рычаг стоп-крана |
| 2. Фильтр | 13. Дроссельный кран |
| 3. Пусковой насос | 14. Рычаг дроссельного крана |
| 4. Изолирующий (селекторный) клапан баростата (сервомеханизм) | 14а. РУД |
| 5. Баростатический регулятор | 15. Магистраль высокого давления |
| 6. Воспламенитель | 16. Насос высокого давления |
| 7. Рабочие форсунки | 17. Регулятор максимального числа оборотов |
| 8. Основной топливный коллектор | 18. Магистраль перепуска топлива |
| 9. Вспомогательный топливный коллектор | 19. Магистраль дренажа |
| 10. Распределительный клапан | 20. Подкачивающий насос (в 1-м баке) |
| 11. Стоп-кран | |

Топливо из бака (1) подкачивающим насосом (20) через фильтр (2) подаётся по магистрали низкого давления к двум насосам высокого давления (16), которые работают параллельно (привод от коробки приводов). Из насосов (16) топливо по магистрали высокого давления

(15) подаётся через дроссельный кран (13) и стоп-кран (11) к распределительному клапану (10), а затем по основному (8) и вспомогательному (9) трубопроводам (коллекторам) поступает к двухканальным рабочим форсункам (7). Следует отметить, что количество топлива, подаваемое насосами (16), заведомо больше, чем необходимо двигателю на текущих оборотах, поэтому регуляторы топливной автоматики практически сразу после запуска частично открывают магистраль слива, обеспечивая устойчивость работы двигателя.

Стоп-кран двигателя ВК-1 выполнен в одном узле с распределительным клапаном и управляется рычагом (12). Для работы двигателя стоп-кран должен быть открыт, тогда топливо имеет свободный доступ к распределительному клапану и к рабочим форсункам. Для остановки двигателя стоп-кран закрывается, и доступ топлива к рабочим форсункам прекращается. Одновременно с этим стоп-кран связывает магистраль высокого давления (15) через магистраль перепуска (18) с магистралью низкого давления, а распределительный клапан и топливные коллекторы (8) и (9) – с дренажной магистралью (19), по которой оставшееся в них топливо отводится в атмосферу. Через дренажную магистраль (19) отводится также топливо, просочившееся через сальниковые уплотнения приводных валиков насосов (16).

С помощью РУДа (14а) через систему тяг лётчик воздействует на рычаг (14) *ДРОССЕЛЬНОГО КРАНА* (13), изменяется количество подаваемого топлива к форсункам (7), и этим устанавливается тот или иной режим работы двигателя. Для сглаживания резкого изменения расхода топлива в магистрали при перемещении РУД и снижения вероятности помпажа за дроссельным краном установлен автомат приёмистости (гидрозамедлитель), это отдельный агрегат, на схеме не показан.

У каждого насоса (16) установлены также регуляторы максимального числа оборотов (17).

Для обеспечения запуска двигателя в системе применяются воспламенители (6), которые состоят из пусковой форсунки и электросвечи. При запуске двигателя пусковой насос (3) с приводом от электромотора подаёт топливо к пусковым форсункам, которое с помощью электросвечи поджигается. Образующийся при этом факел пламени поджигает топливо, поступающее из основных рабочих форсунок (7). В дальнейшем, после разгорания факелов основного

топлива в камерах сгорания, участие электросвечи в процессе поддержания горения уже не требуется.

РАБОТА БАРОСТАТИЧЕСКОГО РЕГУЛЯТОРА. Как упоминалось выше, при изменении высоты или скорости полёта давление воздуха перед компрессором также изменяется. Для учёта этих изменений используется баростатический регулятор (5). Анероид баростата (чувствительный элемент) расположен на входе в компрессор и находится под действием полного давления воздуха, а сервомеханизм, выполняющий непосредственное регулирование, включён в топливную магистраль высокого давления. Мембрана баростата под действием давления воздуха перемещает рычаг исполнительного элемента, который в конечном итоге приводит в действие сервопоршень изолирующего клапана (4). Этот поршень, в свою очередь, уменьшает или увеличивает количество топлива, идущего на слив из магистрали высокого давления (15) в магистраль низкого давления. Таким образом, за счёт автоматического регулирования давления топлива осуществляется постоянное поддержание оптимального соотношения топлива и воздуха в камерах сгорания. При этом регулятор расхода топлива является статическим, так как изменение положения его регулирующего органа (наклонной шайбы) связано с соответствующим изменением регулируемого параметра (давления топлива). Регулятор расхода обладает статической ошибкой регулирования.

В случае обнаружения неправильной работы баростатического регулятора предусмотрено его отключение из системы управления автоматическим регулированием. Это осуществляется соленоидом (электромагнитом), работающим от напряжения 27 В постоянного тока. Отключение баростата выполняется включением АЗСа ИЗОЛИР. КЛАПАН на левом электрощитке, о работе соленоида (отключении баростата) сигнализирует лампа, Рис. 3.18. Кроме того, при включении изолирующего клапана отключается автомат приёмности топливной автоматики.

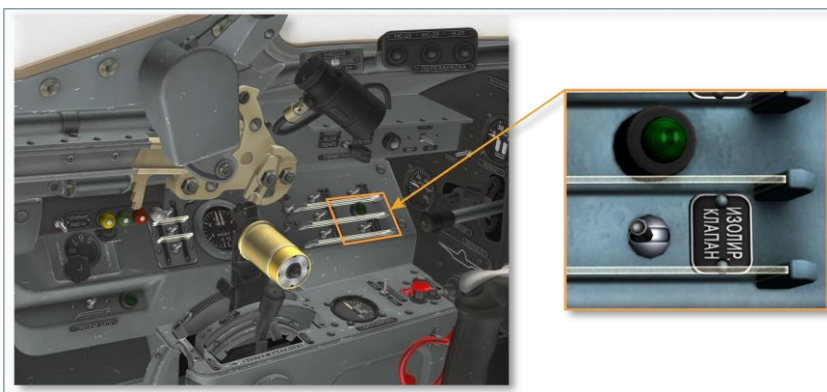


Рис. 3.18. Расположение АЗС и сигнальной лампы изолирующего клапана



4

КАБИНА

4. КАБИНА

Кабина включает в себя органы управления самолётом и двигателем, приборную панель, левый борт (с приборами и оборудованием), панель вооружения, прицел, правый борт (с приборами и оборудованием). Кроме того, часть оборудования установлена на задней стенке кабины лётчика.

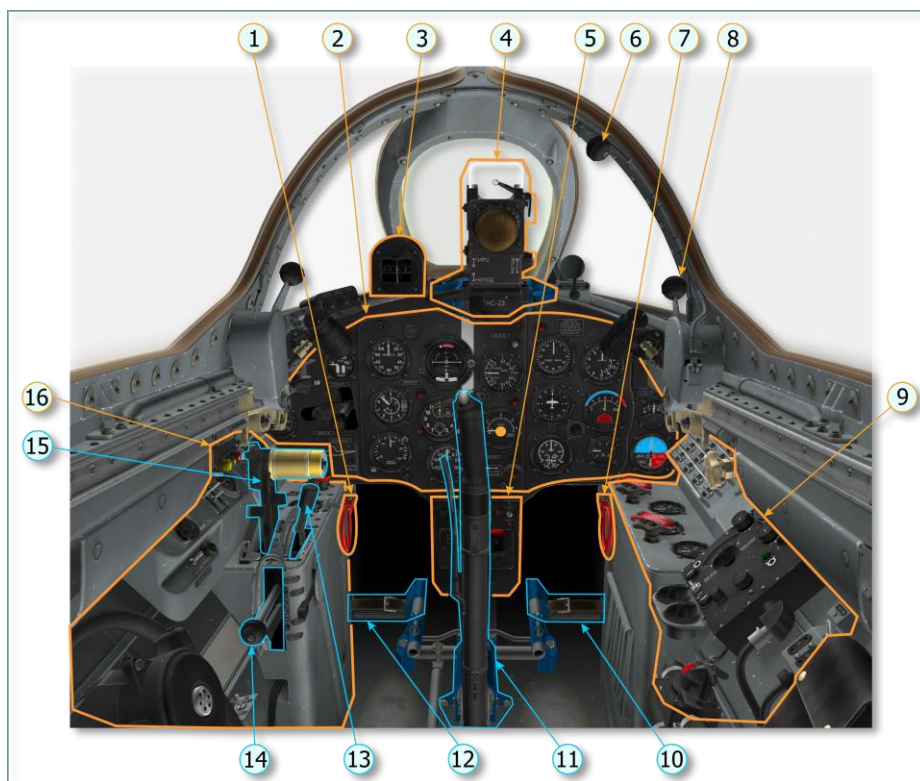


Рис. 4.1. Кабина самолёта МиГ-15бис

- | | |
|--|---|
| 1. Ручка аварийного открытия замка
левой стойки шасси | 10. Правая педаль руля направления |
| 2. Приборная панель | 11. РУС |
| 3. Компас КИ-11 | 12. Левая педаль руля направления |
| 4. Прицел АСП-3Н | 13. Ручка отключения/включения
гидроусилителя элеронов |

5. Панель вооружения
6. Ручка закрытия фонаря кабины
7. Ручка аварийного открытия замков правой и носовой стоек шасси
8. Ручка открытия фонаря кабины
9. Правый борт кабины (пульт с приборами и выключателями)
14. Кран выпуска/уборки щитков-закрылков
15. [РУД](#)
16. Левый борт кабины (пульт с приборами и выключателями)

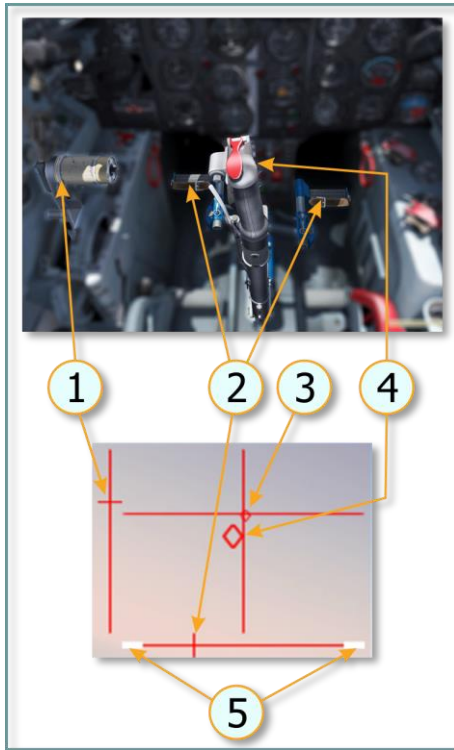
4.1. Органы управления самолётом и двигателем

В 50-е годы существовала отличная от нынешнего периода система деления элементов самолёта на группы или системы. Поэтому к управлению самолётом кроме РУС, РУД, педалей и триммеров тогда относили также и органы управления, которые управляли щитками-закрылками и тормозными щитками.

Органы управления самолётом являются частью [системы управления](#). На самолёте МиГ-15бис органы управления самолётом включают в себя *РУЧНОЕ И НОЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ, УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ РУЛЯ ВЫСОТЫ И ЭЛЕРОНА, А ТАКЖЕ УПРАВЛЕНИЕ ЩИТКАМИ-ЗАКРЫЛКАМИ И ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ.*

В кабине лётчика на полу смонтирован центральный узел ножного и ручного управления, на котором закреплены: ручка управления самолётом (РУС), педали, привод к тормозной системе и качалка управления элеронами.

Места выхода тяг из кабины загерметизированы.



Расположение в кабине и индикация отклонения:

1. Стоп-кран (левая часть) и РУД (правая часть)
2. Педалей
3. Индикация положения триммеров
4. РУС
5. Индикация силы торможения колёс

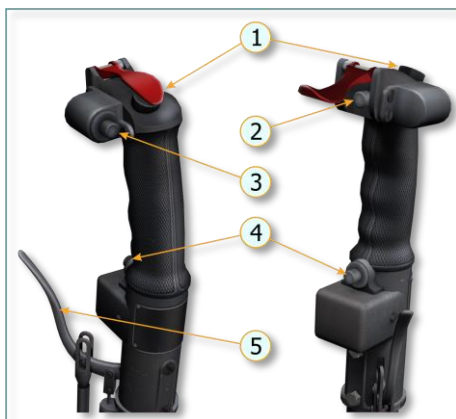
К главе " Как играть", [13.3.1](#)

Рис. 4.2. Основные органы управления самолётом и их индикация на экране во время игры

4.1.1. Ручка управления самолётом

Ручка управления самолётом представлена на Рис. 4.3.

Кроме управления самолётом на ручке имеются ряд кнопок и рычагов, предназначенных для управления другими системами и оборудованием.



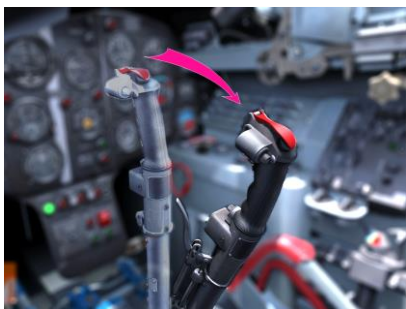
1. Кнопка стрельбы из пушки Н-37Д под предохранительной скобой
2. Кнопка стрельбы из пушки НР-23
3. Кнопка выпуска тормозных щитков
4. Кнопка тактического сброса бомб и подвесных баков
5. Рычаг управления тормозами

Рис. 4.3. Ручка управления самолётом

Во время пилотирования из кабины игрок может включить индикатор положения органов управления, используя сочетание клавиш **[RCtrl + Enter]**, чтобы видеть положение органов управления самолётом.

Ручное управление осуществляется перемещением РУС от себя, на себя, влево и вправо и, соответственно, отклоняются руль высоты и элероны; ножное – перемещением педалей, отклоняется руль направления.

УПРАВЛЕНИЕ РУЛЁМ ВЫСОТЫ (по тангажу) осуществляется отклонением РУС "от себя" и "на себя" (на примере РУС отклонён "на себя"):



См. конструкцию [здесь](#).

Работа в системе управления [здесь](#).

УПРАВЛЕНИЕ ЭЛРОНАМИ (по крену) осуществляется отклонением РУС вправо и влево (на примере РУС отклонён ВЛЕВО):



См. конструкцию [здесь](#).

Работа в системе управления [здесь](#).

4.1.2. Педали

УПРАВЛЕНИЕ РУЛЁМ НАПРАВЛЕНИЯ (поворота) осуществляется отклонением педалей влево и вправо (на примере левая педаль отклонена вперёд):

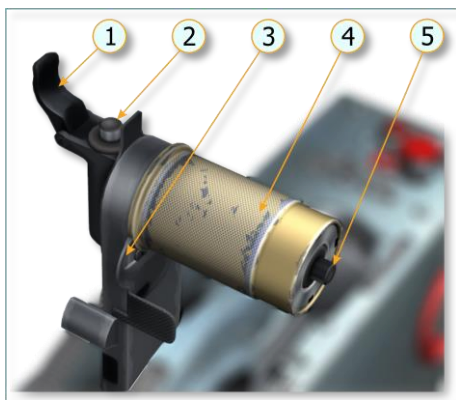


См. конструкцию [здесь](#).

Устройство и особенности работы системы управления рассмотрены в разделе [5.1](#).

4.1.3. Рычаг управления двигателем (РУД)

Рычаг управления двигателем (в некоторых источниках – рычаг управления дросселем) является элементом [системы управления двигателем](#) и расположен слева от пилота на [колонке управления](#). Предназначен для управления тягой реактивного двигателя ВК-1.



1. Предохранительный колпачок кнопки запуска двигателя
2. Кнопка запуска двигателя
3. Стопор для стопорения ручки ввода дальности до цели прицела АСП-3Н
4. Вращающаяся ручка ввода дальности до цели прицела АСП-3Н
5. Кнопка включения радиопередатчика РСИ-6К

Рис. 4.4. Рычаг управления двигателем (РУД)

УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ осуществляется перемещением РУД вперёд (тяга больше) и назад (тяга меньше). Для отключения двигателя или для открытия свободного доступа топлива к распределительному клапану и к рабочим форсункам служит [стоп-кран](#) двигателя, который также расположен на колонке управления.

Устройство и особенности работы двигателя рассмотрены в разделе [3.2.4.](#)

4.1.4. Управление щитками-закрылками

Конструкцию см. [здесь](#).

Работу в системе управления см. [здесь](#).

4.1.5. Управление тормозными щитками

Конструкцию см. [здесь](#).

Работу в системе управления см. [здесь](#).

4.2. Приборная панель



Рис. 4.5. Приборная панель самолёта МиГ-15бис

- | | |
|---|--|
| 1. Сигнальная лампа выпуска закрылков на 55° | 16. Термометр выходящих газов ТГЗ-47 |
| 2. Высотомер ВД-17 | 17. Вольтамперметр ВА-340 |
| 3. Указатель скорости КУС-1200 | 18. Указатель высоты и перепада давления в кабине УВГД-3 |
| 4. Сигнальная лампа маркерного радиомаяка | 19. Электрический дистанционный манометр топлива ЭМ-10 |
| 5. Сигнальная лампа предупреждения о выпуске шасси | 20. Кн. быстрого согласования курса |
| 6. Часы АЧХО | 21. Трёхстрелочный индикатор ЭМИ-3Р |
| 7. Авиагоризонт АГИ-1 | 22. Сигнальная лампа "2 бак" |
| 8. Сигнальная лампа отключения генератора от бортовой сети | 23. Сигнальная лампа запрещения запуска |
| 9. Вариометр ВАР-75 | 24. Керосиномер КЭС-857 |
| 10. Сигнальная лампа работы фотоконтрольного прибора | 25. Указатель числа М, М=0,95 |
| 11. Сигнальная лампа "300 литров" | 26. Указатель радиовысотомера ПРВ-46 |
| 12. Сигнальная лампа выключения зажигания после запуска в воздухе | 27. Гидравлический кран шасси |
| 13. Указатель радиокompаса АРК-5 СУП-7 | 28. Сигнальный щиток положения шасси |
| 14. Указатель гироманнитного компаса ДГМК-3 | 29. Манометр кислорода МК-12 |
| 15. Электрический тахометр ТЭ-15 | 30. Выключатель фары В-45 |
| | 31. Индикатор кислорода ИК-14 |

4.2.1. Высотомер ВД-17

Высотомер ВД-17 служит для определения барометрической высоты полёта в диапазоне 0–17000 м.



1. Ручка вращения кремальеры (4)
2. Большая стрелка, указывающая сотни метров на шкале (6)
3. Шкала высот 10–17 км (показания считываются по малой стрелке)

4. Кремальера со шкалой давления, мм рт.ст.
5. Маленькая стрелка, указывающая километры на шкале (6) и (3)
6. Шкала 0–10 км

Цена одного деления внешней шкалы – 10 м, внутренней – 1 км. Маленькая стрелка показывает высоту в километрах, большая – в метрах. На приборе имеется шкала давления, связанная со стрелками и кремальерой. Давление на приборе устанавливается по давлению аэродрома вращением ручки (1). Вращение ручки в игре осуществляется либо от клавиатуры, либо колесом мыши после наведения её курсора на ручку (1). [Приборная панель](#).

4.2.2. Указатель скорости КУС-1200

Комбинированный указатель скорости предназначен для одновременной индикации приборной скорости от 100 до 1200 км/час и истинной воздушной скорости в диапазонах от 400 до 1200 км/час на высотах от 0 до 15000 м. В полёте истинную воздушную скорость отсчитывают по отклонению узкой стрелки.



Действие прибора основано на измерении разности между полным и статическим давлением в полёте, т. е. скоростного напора, с введением методической поправки на плотность воздушной среды с помощью анероида.

Воздушная скорость (почти тоже самое, что и "индикаторная" или "приборная" скорость) прямо пропорциональна давлению скоростного напора в трубке ПВД (на правом крыле). А истинная скорость – это скорость самолёта относительно неподвижных молекул воздуха. С подъёмом на высоту плотность уменьшается, и поэтому для создания одного и того же давления в трубке ПВД (показаний одной и той же воздушной скорости) необходима **большая** скорость. Чтобы лётчик в полёте не затруднялся с пересчётом воздушной скорости в истинную, в приборе смонтирован блок анероидных коробок с управляющими секторами. В конечном итоге тонкая стрелка показывает результат учёта подъёма на высоту вместе с разницей полного и статического давления как истинную воздушную скорость. [Приборная панель.](#)

4.2.3. Сигнальная лампа пролёта маркерного радиомаяка

Предназначен для сигнализации момента пролёта "воронки" над маркерным радиомаяком. Сигнал на лампу подаётся аппаратурой [МРП-48П](#) (одновременно подаётся звуковой сигнал – "звоночек").



4.2.4. Сигнальная лампа о выпуске шасси

Загорается при условии выпуска щитков-закрылков без выпуска шасси.

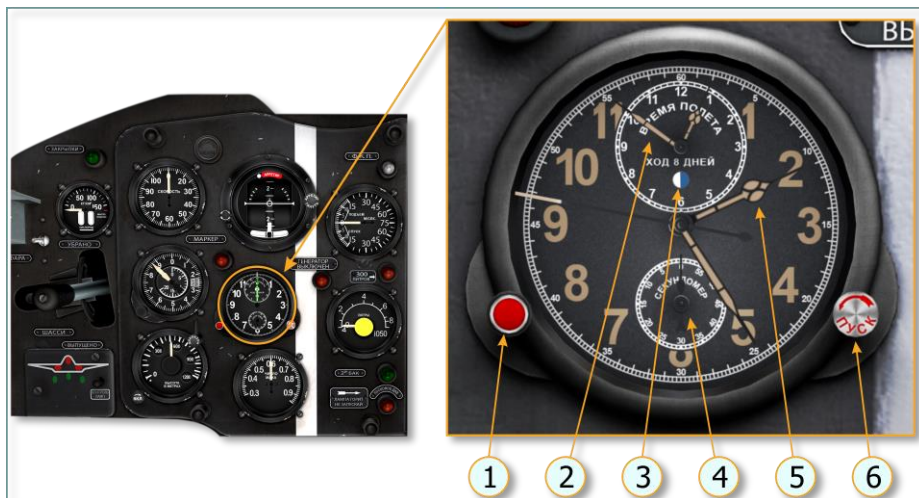


4.2.5. Часы АЧХО

Часы АЧХО (авиационные часы-хронометр с электрообогревом) предназначены для показания текущего времени в часах, минутах и секундах; измерения времени полёта в часах и минутах; измерения в минутах и секундах коротких промежутков времени до одного часа.

Часы установлены на приборной панели и состоят из трёх механизмов:

- a) механизма обычных часов для отсчёта текущего времени суток;
- b) механизма времени полёта для показания времени нахождения самолёта в пути;
- c) секундомера для замера и отсчёта коротких промежутков времени.



1. Головка установки времени суток на механизме обычных часов или пуска отсчёта времени полёта
2. Циферблат отсчёта времени полёта
3. Сигнальный индикатор работы механизма учёта времени полёта (сейчас время полёта остановлено)
4. Циферблат секундомера
5. Циферблат (внешний) и стрелки механизма обычных часов
6. Головка пуска часов или включения секундомера

Механизм суточных часов работает непрерывно. Механизм времени полёта может включаться и выключаться с помощью нажатия левой

головки (1) |RAlt + RCtrl + RShift + C|. Механизм секундомера может включаться и выключаться с помощью нажатия правой головки (6) |RAlt + RShift + C|.

Для установки стрелок на точное время необходимо в момент прохождения секундной стрелкой цифры 12 повернуть правую головку (6) по часовой стрелке |RCtrl + RShift + .|, при этом стрелки часов останутся. Затем вытянуть левую головку (1) на себя до упора правой кнопкой мыши |RShift + M| и, вращая её колесом мыши, перевести стрелки на текущее время |LAlt + .|, |LAlt + .|.

При подаче сигнала точного времени необходимо правую головку (6) повернуть против часовой стрелки |RCtrl + RShift + .|.

Показания времени полёта отсчитываются на верхней шкале циферблата часов (2).

Работа механизма времени полёта определяется тремя положениями сигнального индикатора, покрытого красным (серо-голубым, синим) и белым покрытием. Пуск механизма времени полёта осуществляется нажатием на левую головку |RAlt + RCtrl + RShift + C|; на индикаторе появится красный (серо-голубой, синий) цвет, и стрелки часов начнут перемещаться. Остановка механизма времени полёта производится вторым нажатием левой головки (1); при этом на индикаторе появится сочетание красного (серо-голубого, синего) и белого цветов (как на примере). Возврат стрелок в нулевое положение осуществляется третьим нажатием левой головки.

Показания секундомера отсчитываются на нижней шкале циферблата часов (4), механизм которого управляется правой головкой (6). При первом нажатии на правую головку механизм секундомера приходит в действие, остановка механизма производится вторичным нажатием на ту же головку. Возврат стрелок в нулевое положение, когда они остановлены, осуществляется третьим нажатием на правую головку (6).

Реальные часы заводят вращением левой головки против хода часовой стрелки до отказа. Полный завод пружины обеспечивает работу механизма в течение двух суток.

4.2.6. Авиагоризонт АГК-47Б

Авиагоризонт АГК-47Б (АвиаГоризонт Комбинированный) представляет собой комбинацию трёх приборов в одном корпусе:

- a) авиагоризонта, состоящего из гироскопа с тремя степенями свободы, с электрическим гиромотором и электромагнитным коррекционным устройством;
- b) указателя поворота, состоящего из гироскопа с двумя степенями свободы с электрическим гиромотором и пневматическим демпфером;
- c) указателя скольжения.

В авиагоризонте АГК-47Б применена индикация положения самолёта по крену типа "вид с земли на самолёт", в отличие от авиагоризонта самолёта F-86F, где применена индикация типа "вид с самолёта на землю".



- | | |
|---|--------------------------------------|
| 1. Ручка вращения для установки линии искусственного горизонта (ИГ) | 5. Индекс указателя поворота |
| 2. Линия ИГ | 6. Подвижная сфера со шкалой тангажа |
| 3. Индекс самолёта – для снятия показаний крена | 7. Флажок арретира |
| 4. Указатель скольжения, "шарик" | 8. Шкала крена |
| | 9. Ручка арретира |

(4) УКАЗАТЕЛЬ СКОЛЬЖЕНИЯ, "ШАРИК" служит для индикации лётчику наличия и величины скольжения самолёта (когда обтекание фюзеляжа

происходит несимметрично относительно вертикальной плоскости): при отклонении шарика влево – указывает на полёт "правым бортом на поток". При отклонении шарика вправо – указывает на полёт "левым бортом на поток". Чем большее отклонение шарика от центра, тем с большим углом "скользит" самолёт.

(5) *ИНДЕКС УКАЗАТЕЛЯ ПОВОРОТА*. Указывает наличие угловой скорости разворота. Отклонение на одну "лопатку" индикатора соответствует крену примерно 10° на скорости 500 км/ч. При достижении самолётом угловой скорости разворота значения 4 гр/сек индикатор ("лопатка")



займёт крайнее положение , и при дальнейшем увеличении угловой скорости разворота индикация не изменится.

(6) *ПОДВИЖНАЯ СФЕРА СО ШКАЛОЙ ТАНГАЖА*. Сфера прибора во время манёвров самолёта остаётся неподвижной относительно Земли вплоть до углов тангажа $\pm 85^\circ$. При выполнении петли Нестерова по достижении тангажа $+85^\circ$ сфера перестанет поворачиваться относительно самолёта, а при пересечении значения тангажа более $+95^\circ$ – возобновится движение сферы, но после переворота по крену (см. ограничения прибора, [Таблица 4.1](#)). Для снятия показаний тангажа шкала имеет оцифровку "2", "4", "6", "8" и деления через 10° между этими цифрами.

(7) *ФЛАЖОК АРРЕТИРА*. Указывает, что авиагоризонт заарретирован.

(9) *РУЧКА АРРЕТИРА*. Ручка арретирования служит для приведения в действие механического арретирующего устройства, которое служит для уменьшения времени начальной выставки оси собственного вращения гироскопа в вертикальное положение. При вытягивании ручки арретира на себя дополнительная следящая рама устанавливается в нулевое положение (ровно в горизонтальной плоскости самолёта). На ручке имеется надпись АРРЕТИР ТЯНУТЬ.

Питание авиагоризонта АГК-47Б осуществляется от преобразователя типа ПАГ-1Ф (из комплекта ДГМК-3) трёхфазного тока (36 В, 400 Гц).

Недостатком АГК-47Б является "уплывание" самолётника внутрь прибора при значениях тангажа более $\pm 40^\circ$, что усложняет контроль крена в таких ситуациях.

Основные данные прибора представлены в Таблица 4.1.

Таблица 4.1

Характеристика	Значение
Время готовности, мин	3
Точность показаний тангажа и крена в режиме горизонтального полёта, °	±1
Погрешность в показаниях прибора после виража с креном 15°, не более, °	3
Погрешность в показаниях прибора после выполнения фигур высшего пилотажа, не более, °	5
Предел измерения крена, °	±95
Предел измерения тангажа, °	±85
Температурный интервал работы, °С	от -60 до +50
Электропитание	Переменный трёхфазный ток 36 В, 400 Гц, 0,6 А
Вес, кг	2,2

4.2.7. Сигнальная лампа отключения генератора

Загорается при отсутствии ЭДС на клеммах генератора или уменьшении оборотов двигателя до менее 4000. Несмотря на горение сигнальной лампы, генератор к сети всё равно подключён, но выдаёт неполное напряжение, поэтому многие потребители автоматически отключаются от сети.



4.2.8. Вариометр ВАР-75

Вариометр ВАР-75 показывает вертикальную составляющую скорости подъёма или снижения самолёта. Вариометр помогает лётчику выбрать наилучшие условия набора высоты и снижения, а также облегчает сохранение постоянства режима полёта на высоте. Включается в статическую проводку ПВД. Принцип прибора основан на запаздывании увеличения/уменьшения статического давления в условно открытой коробке анероида прибора (установлен жиклёр) при изменении высоты полёта.



Прибор ВАР-75 показывает вертикальную составляющую скорости подъёма или снижения самолёта в диапазоне от 0 до 75 м/сек. Для диапазона индикации 0–15 м/сек цена деления 1 м/сек, для 15–75 м/сек – цена деления 5 м/сек.

4.2.9. Сигнальная лампа работы фотоконтрольного прибора

Предназначена для индикации работы фотоконтрольного прибора. Минимальное напряжение работы фотокинопулемёта 17 В.



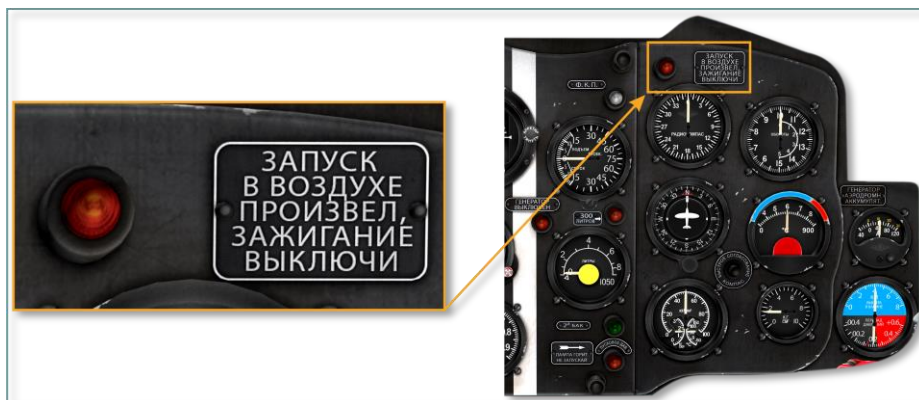
4.2.10. Сигнальная лампа с надписью "300 литров"



Загорается при достижении уровня топлива в основном баке 300 л и менее. Сигнал подаётся от поплавкового клапана [керосиномера](#) основного бака.

4.2.11. Сигнальная лампа выключения зажигания после запуска в воздухе

Предназначена для напоминания лётчику о необходимости отключения зажигания после запуска в воздухе.



Загорается после установки выключателя зажигания на левом электрощитке в положение "Запуск в воздухе" или при нажатии кнопки ЗАПУСК на РУД. При этом ток от самолётной сети поступает на агрегаты системы зажигания, и загорается сигнальная лампа "Запуск в воздухе произвёл, зажигание выключи" (красный цвет), расположенная на приборной доске. При нажатии на кнопку ЗАПУСК система зажигания работает 30 сек и отключается. При включении выключателя ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ система зажигания работает до его отключения или пока не сгорит; в течение 10 сек работает пусковая система зажигания, и в пусковых форсунках двигателя происходит зажигание топливоздушной смеси. Т.е. пока подаётся напряжение на пусковую систему зажигания (свечи поджига), до тех пор лампа будет гореть. В случае невыполнения требований отключить зажигание после запуска возможно перегорание свечей зажигания, и последующий запуск двигателя станет невозможным.

Отключается выключателем зажигания на левом электрощитке (установить положение ВЫКЛ). Минимальное напряжение сети для работы системы зажигания 15 В.

4.2.12. Указатель радиокompаса АРК-5 СУП 7

Является элементом радиокompаса АРК-5. Показывает направление на радиостанцию при положении КОМПАС переключателя режимов АРК-5, а также направление ручного отклонения рамки АРК-5 при работе в положении РАМКА. Минимальное напряжение сети для работы прибора 18,2 В.



4.2.13. Указатель гироманитного компаса ДГМК-3

Предназначен для индикации компасного курса самолёта (с учётом девиационной ошибки равен магнитному курсу). Является элементом Дистанционного Гироманитного Компаса типа ДГМК-3.



1. Подвижная шкала для задания курса (выполняется ручной установкой шкалы под неподвижный индекс)
2. Стрелка компаса

3. Ручка вращения шкалы
4. Неподвижный индекс для отсчёта заданного курса

Минимальная цена деления шкалы прибора – 2° . Девиационная ошибка – не более 2° .

Особенности работы.

В ДГМК-3 шкала (1) вращается ручкой (3) под задатчик курса (4) (или "курсозадатчик", КЗ), т.е. КЗ неподвижен и находится ровно сверху прибора.

Действия лётчика при изменении курса должны быть следующими, Рис. 4.6:

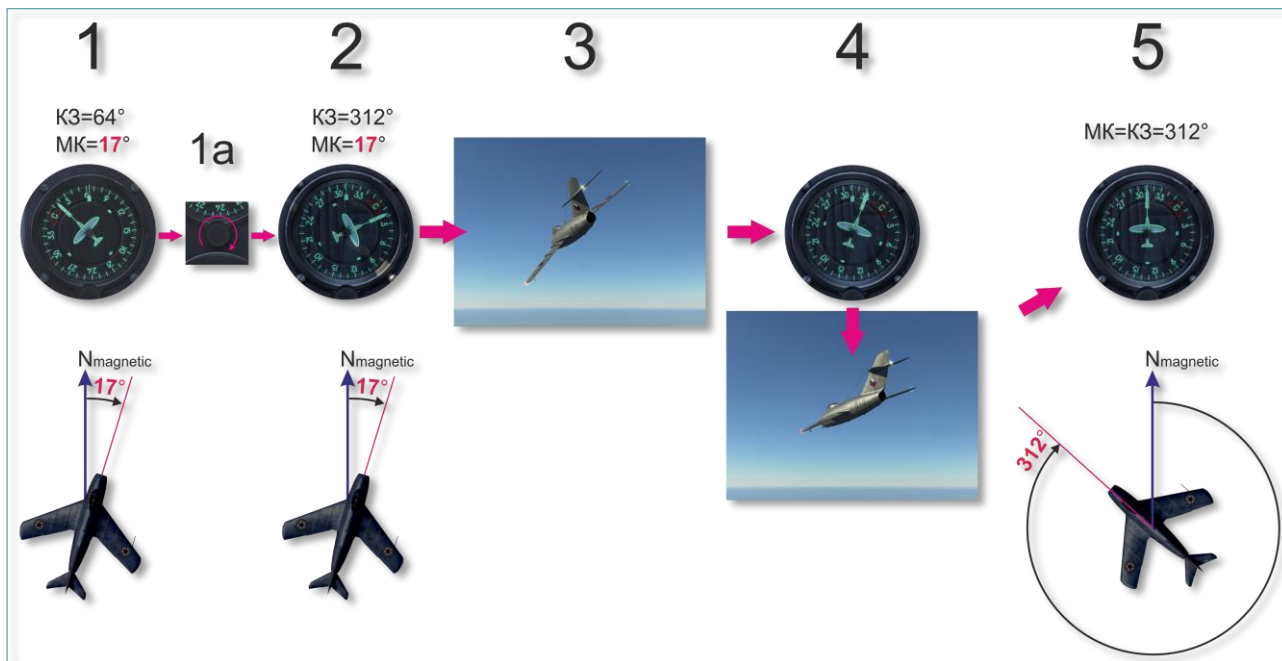


Рис. 4.6. Схема, поясняющая использование ДГМК-3

Поз. 1. Исходное положение. Текущий курс (МК) = 17° , задатчик курса (КЗ) находится над значением 64° .

Поз. 1а–поз. 2: лётчик вращает кремальеру (КЗ) до нового значения (в нашем примере = 312°), а самолёт при этом будет следовать за шкалой (т.е. как показывал значение 312 , так и будет. Если, конечно, в это время не выполняется энергичного разворота).

Поз. 3. Лётчик левым креном (в данном случае наиболее короткий путь) выполняет доворот на новый курс.

Поз. 4. Промежуточное положение. По мере приближения положения МК текущего (сейчас 332°) к МК заданному (КЗ = 312°) лётчик уменьшает крен.

Поз. 5. Самолёт лёг на новый курс: МК = КЗ = 312° .

В состав компаса кроме указателя также входят (основные элементы): магнитный датчик, гироагрегат, преобразователь тока, кнопка согласования.

Принцип действия ДГМК-3 основан на свойстве свободно подвешенного магнита ориентироваться в плоскости магнитного меридиана и потенциометрическом принципе дистанционной передачи текущего положения индукционного датчика (катушки) на гироагрегат. Гироагрегат необходим для фильтрации магнитного поля Земли от его вертикальной составляющей при манёврах (изменении крена и тангажа). Положение гироагрегата постоянно корректируется в соответствии с положением индукционного датчика, при этом, независимо от положения самолёта, снимаются показания только горизонтальной составляющей магнитного поля Земли. Кроме того, гироагрегат также обеспечивает плавность согласования положений потенциометров магнитного датчика и гироагрегата, обеспечивая отсутствие "дёрганий" стрелки компаса от трясок самолёта.

При выполнении фигур пилотажа может наступить достаточно большое рассогласование положений датчика и гироагрегата ($3\text{--}4^\circ$ за одну минуту маневрирования). С течением времени согласование всё-таки произойдёт, но для быстрого согласования (со скоростью $17\text{--}20^\circ/\text{сек}$) после манёвров служит кнопка КОМПАС БЫСТРОЕ СОГЛАСОВАНИЕ (4.2.19) на приборной доске. Этой же кнопкой необходимо согласовывать прибор также и после запуска двигателя самолёта.

Для самолётовождения в аварийных случаях, при отказе ДГМК-3 или всех бортовых источников электроэнергии, на самолётах установлен магнитный компас КИ-11, который находится в кабине лётчика слева от прицела над приборной доской (Рис. 4.1 (3)). Минимальное напряжение сети для работы прибора $19,1\text{ В}$.

4.2.14. Электрический тахометр ТЭ-15



Указатель тахометра ТЭ-15 предназначен для непрерывного показания числа оборотов в минуту вала компрессора двигателя. Диапазон измеряемых оборотов 0–15000 об/мин. Для считывания показаний от 0 до 5000 оборотов необходимо пользоваться внутренней шкалой (0–5).

Положение стрелки при индикации (см. положение красной метки):

600 и 10600 об/мин –  ;

4000 и 14000 об/мин –  .

Датчиком тахометра является генератор трёхфазного переменного тока, указателем – магнитоиндукционный агрегат (взаимозаменяемы). Поэтому прибор не нуждается в подключении к электросети самолёта.

4.2.15. Термометр выходящих газов ТГЗ-47



Термометр выходящих газов ТГЗ-47 предназначен для измерения температуры выходящих газов за турбиной. Прибор показывает температуру в диапазоне 0–900 градусов Цельсия. Цена деления – 20 град. Работает за счёт термо-ЭДС, поэтому не нуждается в подключении к электросети самолёта.

4.2.16. Вольтамперметр ВА-340



Предназначен для измерения напряжения и силы тока в электросети самолёта. Верхняя шкала 0–30 (жёлтая) для измерения напряжения, В. Нижняя шкала -40–0–120 для измерения силы тока, А. Переключение



между режимами измерения осуществляется кнопкой . По умолчанию прибор показывает силу тока. При нажатии на кнопку – напряжение сети.

4.2.17. Указатель высоты и перепада давления в кабине УВПД-3



Указатель "высоты" и перепада давления в кабине УВПД-3 предназначен для измерения "высоты" в герметической кабине, а также разности (перепада) между давлением в кабине и давлением в атмосфере, окружающей самолёт.

Для отсчёта показаний прибор имеет циферблат, на верхней половине которого шкала высотомера от 0 до 8 км с ценой деления 200 м, на нижней половине разградуирована шкала манометра от 0 до 0,04 кг/см² и от 0 до +0,6 кг/см² с ценой деления по шкале вакуума 0,01 кг/см², а по шкале избыточного давления 0,02 кг/см². Все цифры, основные деления и концы стрелок покрыты светящейся массой постоянного действия.

При достижении высоты в кабине более 8 км и избыточного давления более +0,6 кг/см² стрелки прибора доходят до упоров.

4.2.18. Электрический дистанционный манометр топлива ЭМ-10



Предназначен для измерения давления топлива в дополнение к трёхстрелочному индикатору (4.2.20), так как у последнего манометр давления топлива имеет шкалу с ценой деления 2 кг/см², а у прибора ЭМ-10 шкала имеет цену деления 0,4 кг/см², что обеспечивает надёжное наблюдение за работой двигателя при малых давлениях топлива. Это особенно важно при высотных полётах, где давление топлива резко снижается.

Принцип работы датчика основан на изменении положения контакта на реостате за счёт изгиба мембраны от давления топлива. Изменённое напряжение передаётся на указатель, где соответственно изменяет результирующее магнитное поле, отклоняющее постоянный магнит, связанный со стрелкой. Датчик выдерживает давление до 100 кг/см² и установлен в передней части двигателя на одной магистрали с датчиком манометра топлива трёхстрелочного индикатора.

4.2.19. Кнопка быстрого согласования курса



Предназначена для быстрого устранения рассогласования положений магнитного датчика и стрелки указателя ДГМК-3 ([4.2.13](#)) после манёвров самолёта (скорость согласования составит 17–20°/сек).

4.2.20. Трёхстрелочный индикатор ЭМИ-ЗР



Трёхстрелочный индикатор ЭМИ-ЗР предназначен для измерения давления топлива (верхняя шкала от 0 до 100 кг/см²), давления масла (левая нижняя шкала от 0 до 10 кг/см²) и температуры масла (правая нижняя шкала от -50° до +150°). В ЭМИ-ЗР объединены три самостоятельных измерителя. Комплект прибора ЭМИ-ЗР состоит из трёхстрелочного указателя: датчика манометра топлива, датчика манометра масла, приёмника температуры масла.

Так как все три измерителя являются совершенно самостоятельными, то выход из строя одного из них не отражается на работе остальных. Питание всех трёх измерителей осуществляется от бортовой электросети 27–29 В. Цена делений шкал указателей: давления топлива – 2 кг/см²; давления масла – 1 кг/см²; температуры масла – 10°С.

При использовании прибора давления топлива следует учесть, что этот прибор предназначен для контроля высоких значений давления топлива, в отличие от манометра ЭМ-10 ([4.2.18](#)), который измеряет малые значения давления.

4.2.21. Сигнальная лампа с надписью "2-й бак"



Предназначена для сигнализации выработки топлива во втором баке. Загорается при падении давления за перекачивающим насосом ПЦР-1 во втором баке [топливной системы](#) (т.е. сигнализирует о том, что топливо во втором баке закончилось). После чего для сбережения ресурса насоса его необходимо отключить соответствующим АЗС на [панели АЗС левого борта](#). Минимальное напряжение сети для работы насоса 17,3 В.

4.2.22. Сигнальная лампа запрещения запуска

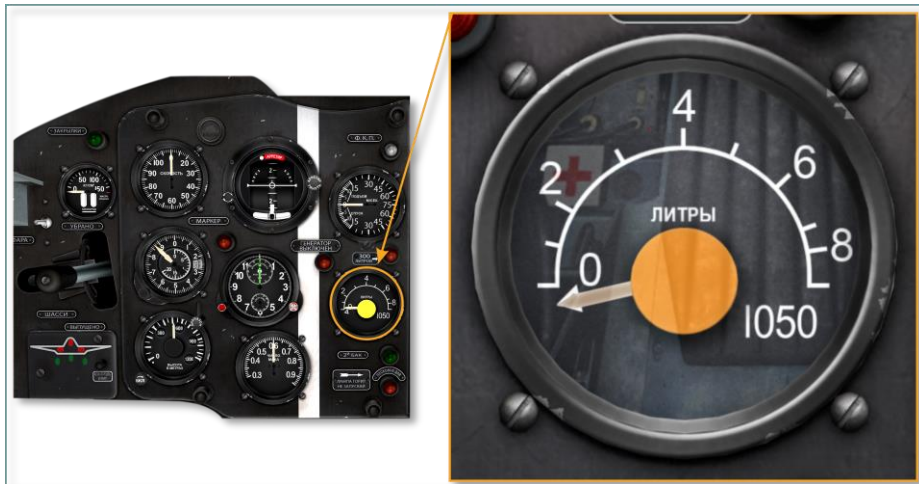


Предназначена для индикации **неготовности** магистрали пускового топлива к запуску. Т.е. погасание лампы сигнализирует лётчику о

готовности топливной части системы запуска к запуску двигателя. Лампа загорается после включения АЗС "ПОМПА 2го БАКА СИГНАЛ ПОМПЫ" и гаснет при достижении оптимального давления от электронасоса системы запуска (т.е. погасание лампы указывает на нормальную работу электронасоса подкачки топлива в системе запуска).

Лампа загорается после включения АЗС "ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ" и гаснет после включения АЗС "ПОМПА 2-го БАКА СИГНАЛ ПОМПЫ" при достижении оптимального давления от электронасоса системы запуска (т.е. погасание лампы указывает на нормальную работу электронасоса подкачки топлива в системе запуска).

4.2.23. Керсиномер КЭС-857



Керсиномер КЭС-857 предназначен для дистанционного измерения количества керосина в баках самолёта и является элементом [топливной системы самолёта](#). Цена деления 100 л. Датчик находится в первом баке и имеет устройство для сигнализации аварийного остатка топлива (300 л).

4.2.24. Указатель числа Маха

Принцип действия прибора основан на использовании упругих свойств чувствительных элементов (манометрической и aneroidной коробок). Изменение положений мембран этих коробок в конечном итоге изменяет

передаточное отношение с учётом инструментальных поправок (на температуру и плотность воздуха) на ось вращения стрелки прибора. Прибор показывает число Маха в диапазоне от 0,3 до 0,95 при полётах на высотах от 0 до 17 км. Цена деления 0,01 Маха. Число Маха представляет собой отношение истинной воздушной скорости к скорости звука для данной плотности воздуха (высоты полёта).



4.2.25. Указатель радиовысотомера ПРВ-46



1. Ручка включения прибора ПРВ-46
2. Индикация выбранного диапазона измерения высоты

3. Ручка переключения диапазонов

Является элементом радиовысотомера [РВ-2](#). Указывает высоту над земной поверхностью в метрах. Имеет два диапазона измерения: 0–120 м и 100–1200 м, переключение диапазонов осуществляется ручкой (3). Минимальное значение напряжения сети для работы прибора 20 В.



Индикация диапазона 0–120 м



Индикация диапазона 100–1200 м

4.2.26. Гидравлический кран управления шасси



Предназначен для управления выпуском и уборкой [шасси](#) самолёта.

4.2.27. Сигнальный щиток положения шасси



Предназначен для индикации положения передней, левой и правой стоек шасси. На примере показана индикация выпущенного положения стоек шасси.

4.2.28. Манометр кислорода МК-12



Предназначен для индикации давления кислорода в кислородной системе самолёта. Цена деления прибора 10 кг/см².

4.2.29. Выключатель фары В-45



Предназначен для включения/выключения посадочной фары.



4.2.30. Индикатор кислорода ИК-14



Предназначен для индикации тока кислорода при дыхании.

4.3. Левый борт

Левый борт включает в себя оборудование, размещённое слева от кресла пилота на левом борту, а также колонку управления со своим оборудованием, Рис. 4.7.

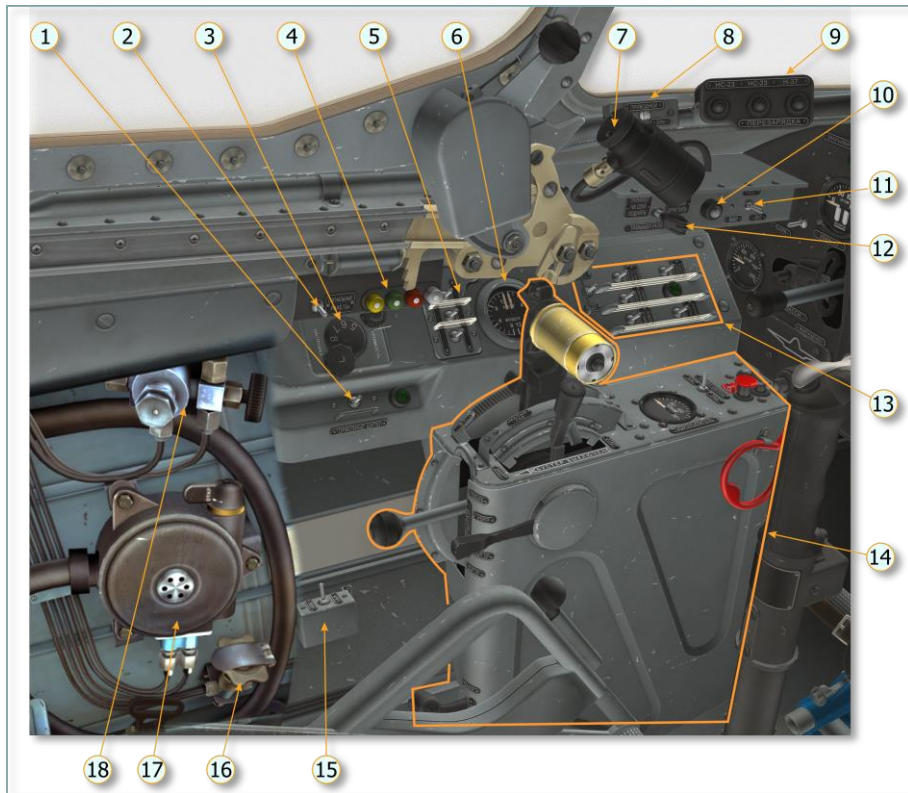


Рис. 4.7. Левый борт самолёта МиГ-15бис

- | | |
|--|---|
| 1. Выключатель выпуска тормозных щитков с сигнальной лампой | 9. Пульт перезарядки оружия |
| 2. Выключатель готовности щитка сигнальных ракет | 10. Сигнальная лампа нейтрального положения триммера руля высоты (РВ) |
| 3. Пульт управления приёмником радиостанции РСИ-6К | 11. Выключатель АНО |
| 4. Кнопки отстрела сигнальных ракет | 12. Нажимной переключатель управления триммером (РВ) |
| 5. Щиток переключения диапазонов ближнего привода АРК-5 | 13. Левый электрощиток |
| 6. Двухстрелочный тормозной манометр | 14. Колонка управления |
| 7. Кабинная лампа АРУФОШ | 15. Переключатель телефонного выхода РСИ-АРК |
| 8. Щиток переключателя приёмника АРК-5 ПРИВОДНОЙ БЛИЖН-ДАЛЬН | 16. Вентиль кислородной системы |
| | 17. Кислородный прибор КП-14 |
| | 18. Кислородный редуктор КР-14 с краном аварийной подачи кислорода |

(1) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ВЫПУСКА ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ (ТЩ) с сигнальной*



лампой выпущенного положения. Для выпуска/уборки ТЩ на относительно длительное время, когда удерживать кнопку выпуска ТЩ на РУС нецелесообразно. Сигнальная лампа загорается в любом положении ТЩ отличном от положения УБРАНО. Срабатывает от концевого выключателя, расположенного на правом щитке.

(2) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ГОТОВНОСТИ ЩИТКА СИГНАЛЬНЫХ РАКЕТ –*



при включённом положении делает возможным отстрел сигнальных ракет от кнопок (4) соответствующего цвета. Минимальное напряжение сети для работы сигнальных ракет 15 В.

(3) *ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЁМНИКОМ РАДИОСТАНЦИИ РСИ-6К служит*



для управления [радиостанцией РСИ-6К](#).

(5) *ЩИТК ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ ДИАПАЗОНОВ БЛИЖНЕГО ПРИВОДА АРК-5.* Позволяет переключать диапазоны "ближней" радиостанции (т.е. переключает частотные диапазоны АРК, которые работают при положении переключателя (8) БЛИЖН).

(6) *ДВУХСТРЕЛОЧНЫЙ ТОРМОЗНОЙ МАНОМЕТР* указывает давление в тормозах колёс основных стоек шасси.

(7) *КАБИННАЯ ЛАМПА АРУФОШ* служит для подсвета левой и центральной части приборной доски.

(8) *ЩИТК ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ ПРИЁМНИКА АРК-5 ПРИВОДНОЙ БЛИЖН–ДАЛЬН* для переключения приёмника АРК-5 с дальней на ближнюю



приводную радиостанцию
частотам.

по преднастроенным

(9) ПУЛЬТ ПЕРЕЗАРЯДКИ ОРУЖИЯ. При нажатии одной из кнопок осуществляется перезарядка соответствующей пушки воздухом от



воздушной системы.

После перезарядки готовность оружия подтверждается загоранием ламп-сигнализаторов красного цвета на [панели вооружения](#). Минимальное напряжение сети для перезарядки 22 В.

(10) СИГНАЛЬНАЯ ЛАМПА НЕЙТРАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ТРИММЕРА РУЛЯ ВЫСОТЫ. Загорается при занятии [триммером руля высоты](#) *(12)*



нейтрального положения.
напряжение сети для работы триммеров 15 В.

Минимальное

(11) ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ АНО. Включает/отключает бортовые аэронавигационные огни.

(13) ЛЕВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК. Предназначен для включения оборудования, обслуживающего агрегаты двигателя, топливной системы, гидроусилителя (см. Рис. 4.8). Горящая лампа на левом электрощитке сигнализирует о включении изолирующего клапана топливной автоматики двигателя. При включении АЗС "ИЗОЛИР. КЛАПАН"

отключается автомат приёмыности и баростатический регулятор топливной автоматики.

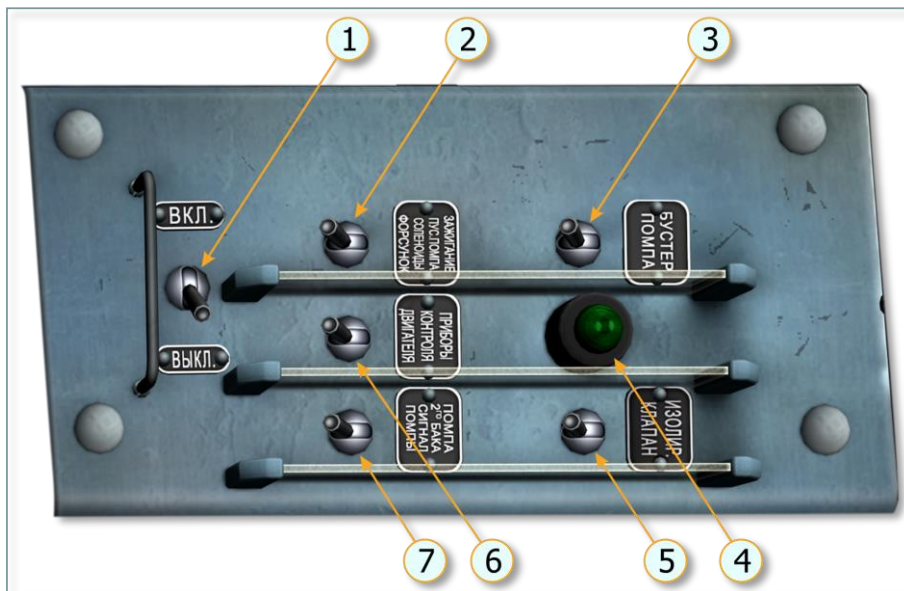


Рис. 4.8. Левый электрощиток

- | | |
|--|---------------------------------------|
| 1. АЗС "ЗАЖИГАНИЕ В ВОЗДУХЕ" | 5. АЗС "ИЗОЛИР. КЛАПАН" |
| 2. АЗС "ЗАЖИГАНИЕ: ПУС. ПОМПА, СОЛЕНОИДЫ ФОРСУНОК" | 6. АЗС "ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ" |
| 3. АЗС "БУСТЕР ПОМПА" | 7. АЗС "ПОМПА 2-го БАКА СИГНАЛ ПОМПЫ" |
| 4. Лампа-сигнализатор включения изолирующего клапана | |

(14) Колонка управления – объект кабины, с размещёнными на нём органами управления различными системами и оборудованием, [Рис. 4.9](#).

(15) Переключатель телефонного выхода РСИ–АРК.



Предназначен для переключения наушников в режим прослушивания позывных наземной приводной радиостанции (АРК) **совместно** с приёмником РСИ-6 или **только приёмника** радиостанции РСИ-6 (ПРИЁМ)

(16) ВЕНТИЛЬ БОРТОВОЙ КИСЛОРОДНОЙ СЕТИ. Является частью системы кислородного питания. Предназначен для открытия доступа кислорода из баллонов к кислородному редуктору КР-14.

(17) КИСЛОРОДНЫЙ ПРИБОР КР-14. Является частью системы кислородного питания. Предназначен для смешивания кабинного воздуха с чистым кислородом по определённому закону и подачи полученной смеси в кислородную маску лётчика.

(18) КИСЛОРОДНЫЙ РЕДУКТОР КР-14. Является частью системы кислородного питания. Предназначен для понижения давления кислорода перед КР-14. Имеет кран аварийной подачи кислорода.

Колонка управления

Колонка управления включает в себя элементы управления двигателем, щитками-закрылками, гидроусилителем, противопожарным оборудованием, триммером элеронов и др. оборудованием, Рис. 4.9.

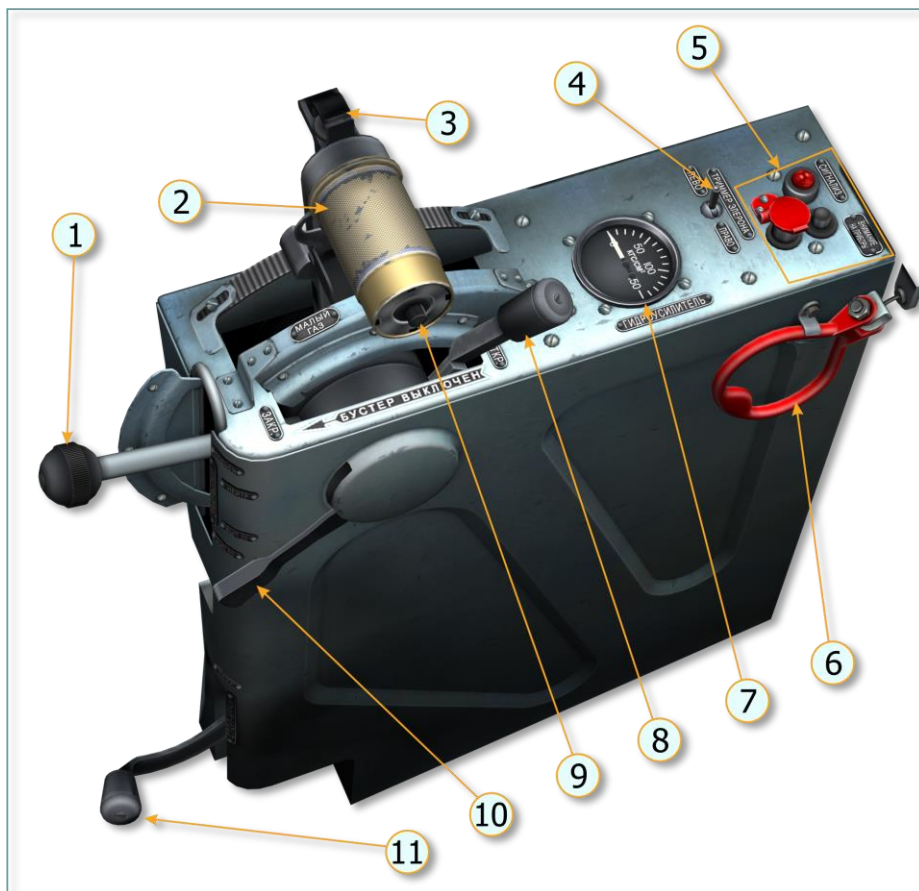


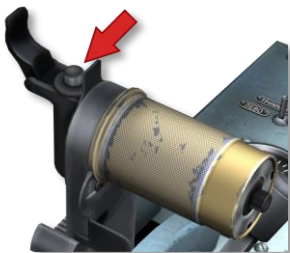
Рис. 4.9. Колонка управления

- | | |
|--|---|
| 1. Кран управления щитками-закрылками | 6. Ручка аварийного открытия замка левой стойки шасси |
| 2. РУД с вращающейся ручкой ввода дальности до цели в прицеле АСП-ЗН | 7. Манометр гидросистемы гидроусилителя элеронов |
| 3. Кнопка запуска двигателя под предохранительной скобой | 8. Ручка включения/отключения гидроусилителя элеронов |
| 4. Нажимной переключатель триммера элерона | 9. Кнопка включения радио РСИ-БК на передачу |
| 5. Пульт управления противопожарным устройством | 10. Рычаг затяжки рычага управления дросселем (не моделируется) |
| | 11. Рычаг управления стоп-краном (перекрывным краном) двигателя |

(1) *КРАН УПРАВЛЕНИЯ ЩИТКАМИ-ЗАКРЫЛКАМИ (ЩЗ)*. Предназначен для выпуска (на 20° или 55°) или уборки ЩЗ. См. [щитки-закрылки](#) в системе управления.

(2) *РУД С ВРАЩАЮЩЕЙСЯ РУЧКОЙ* ввода дальности до цели в прицеле АСП-ЗН. Перемещением РУД от себя/на себя изменяется режим работы двигателя. Вращением ручки через систему приводов регулируется дальность до цели в прицеле АСП-ЗН.

(3) *КНОПКА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ* под предохранительной скобой.



(4) *НАЖИМНОЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ТРИММЕРА ЭЛЕРОНА*. Управляет положением [триммерной поверхности](#) на элероне.

(5) *ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРОТИВОПОЖАРНЫМ УСТРОЙСТВОМ*



Предназначен для контроля цепи сигнализации о пожаре в двигателе, а также управления подачей туда огнегасящей смеси, см. [5.9](#).

(6) *РУЧКА РУЧНОГО (АВАРИЙНОГО) ОТКРЫТИЯ ЗАМКА* левой стойки шасси. Механически открывает замок левой стойки шасси в случае её аварийного выпуска.

(7) *МАНОМЕТР ГИДРОСИСТЕМЫ ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ* элеронов показывает давление в гидросистеме гидроусилителя.

(8) *РУЧКА ВКЛЮЧЕНИЯ/ОТКЛЮЧЕНИЯ ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ* элеронов отключает гидроусилитель перемещением ручки на себя,



после чего в канале крена лётчик полностью воспринимает аэродинамические усилия от элеронов. Возникающие усилия, в зависимости от приборной скорости, в игре реализованы как замедление движения РУС по крену, а с определённой скорости (при достижении максимального усилия) – как ограничение хода РУС.

(9) *КНОПКА ВКЛЮЧЕНИЯ РАДИО РСИ-6К НА ПЕРЕДАЧУ.* При нажатой кнопке схема РСИ-6К работает на излучение (на передачу) |RAlt + \|.

(10) *РЫЧАГ ЗАТЯЖКИ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ ДРОССЕЛЕМ (двигателем)* – служит для регулировки усилия, которое необходимо для перемещения РУД. Не моделируется.

(11) *РЫЧАГ УПРАВЛЕНИЯ СТОП-КРАНОМ (ПЕРЕКРЫВНЫМ КРАНОМ) ДВИГАТЕЛЯ.* [Орган управления](#) двигателем. Предназначен (при движении вверх) для переключения топливной магистрали высокого давления на слив и одновременного перекрытия доступа топлива к форсункам двигателя.

4.4. Панель вооружения

Панель вооружения расположена под приборной панелью и предназначена для индикации состояния и управления оружием. Является элементом системы вооружения самолёта.

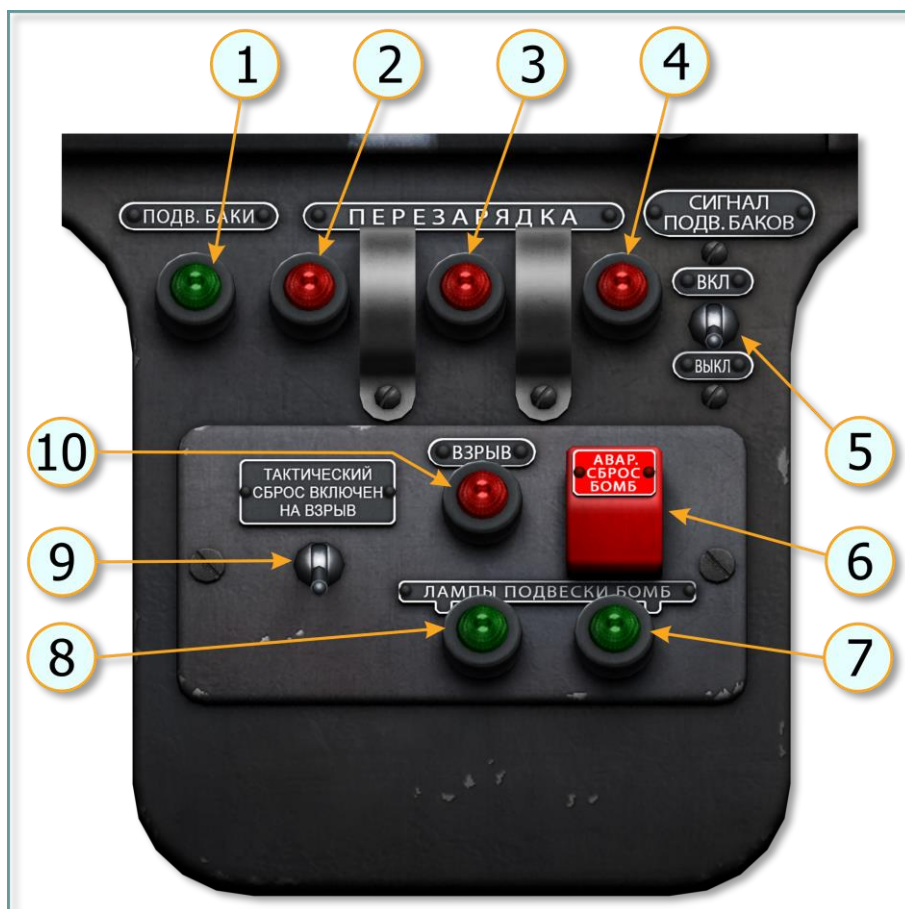


Рис. 4.10. Панель вооружения самолёта МиГ-15бис

- | | |
|---|--|
| <p>1. Лампа сигнализации выработки топлива из подвесных баков</p> <p>2–4. Лампы-сигнализаторы готовности пушек к стрельбе</p> <p>5. Выключатель сигнализации подвесных баков</p> <p>6. Кнопка аварийного подвесок (под предохранительным колпачком)</p> | <p>7. Лампа-сигнализатор наличия бомбы на правом пилоне</p> <p>8. Лампа-сигнализатор наличия бомбы на левом пилоне</p> <p>9. Выключатель цепи взрыва</p> <p>10. Лампа-сигнализатор включения цепи взрыва</p> |
|---|--|

(1) ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА ИЗ ПОДВЕСНЫХ БАКОВ загорается при выработке топлива из подвесных баков или на оборотах двигателя менее 6000 (из-за недостаточного поддавливания в баках). Гаснет при отключении выключателя (5).

(2), (3), (4) ЛАМПЫ-СИГНАЛИЗАТОРЫ ГОТОВНОСТИ ПУШЕК К СТРЕЛЬБЕ. Загораются после выполнения [перезарядки](#) (досылания снаряда из ленты в ствол), см. также [5.8.1](#). Минимальное напряжение сети для перезарядки пушек 22 В.

(5) ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ СИГНАЛИЗАЦИИ ПОДВЕСНЫХ БАКОВ. При выключении лампа-сигнализатор (1) гаснет.

(6) КНОПКА АВАРИЙНОГО СБРОСА БОМБ И ПОДВЕСНЫХ БАКОВ (под предохранительным колпачком). После открытия колпачка нажимается выключатель, и бомбы (баки) сбрасываются от аварийной цепи.

(7), (8) ЛАМПЫ-СИГНАЛИЗАТОРЫ НАЛИЧИЯ БОМБ на правом и левом пилонах, соответственно. Гаснут, если бомбы (баки) освободили держатели.

(9) ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ЦЕПИ ВЗРЫВА. В положении ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ВКЛЮЧЕН НА ВЗРЫВ и тактический, и аварийный сброс бомб будут на ВЗРЫВ. В выключенном положении (внизу) бомбы сбросятся на НЕВЗРЫВ в любом случае.

(10) ЛАМПА-СИГНАЛИЗАТОР ВКЛЮЧЕНИЯ ЦЕПИ ВЗРЫВА. Загорается при положении ВКЛ выключателя (9). Минимальное напряжение сети для срабатывания 18 В.

См. также [5.8.2](#).

4.5. Прицел АСП-3Н

Гироскопический автоматический прицел АСП-3Н предназначен для прицеливания при стрельбе. Рассмотрен в [5.8.3](#).

4.6. Правый борт

Правый борт включает в себя оборудование, размещённое справа от кресла пилота, Рис. 4.11.

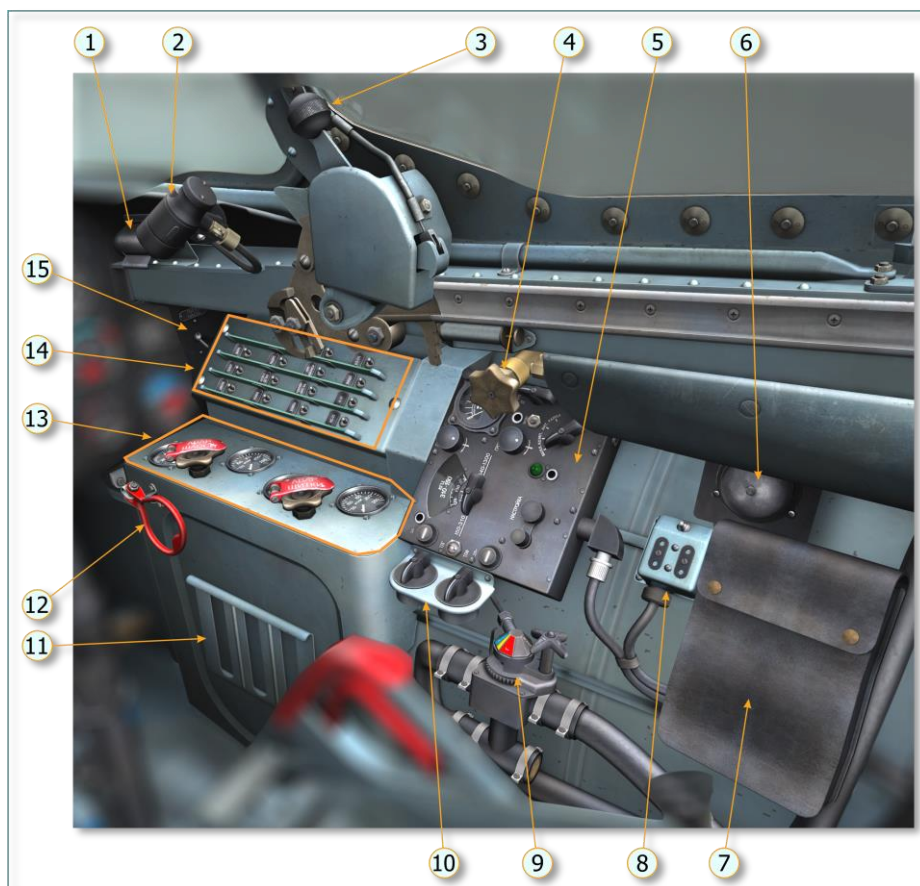


Рис. 4.11. Правый борт кабины МиГ-15бис

- | | |
|--|---|
| 1. Кабинная лампа КЛС-39 | 10. Реостаты ламп ультрафиолетового облучения РУФО-45 |
| 2. Лампа АРУФОШ (правая) | 11. Картодержатель |
| 3. Ручка открытия фонаря кабины | 12. Ручка аварийного открытия замков правой и носовой стоек шасси |
| 4. Кран зарядки аварийных баллонов | 13. Горизонтальная панель правого борта |
| 5. Панель управления АРК-5 | 14. Правый электрощиток |
| 6. Звонок системы МРП-48П | 15. Выключатель обогрева ПВД-часов |
| 7. Сумка для кислородной маски | |
| 8. Микротелефонный щиток | |
| 9. Кран питания кабины и наполнения шланга герметизации фонаря | |

- (1) *КАБИННАЯ ЛАМПА КЛС-39*. Предназначена для освещения правой электрощитка и горизонтальной панели правого борта.
- (2) *ЛАМПА АРУФОШ*. Предназначена для ультрафиолетовой подсветки приборной доски (на стрелки приборов нанесена специальная краска, которая светится от УФ-лучей).
- (3) *РУЧКА ОТКРЫТИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ* – для открытия фонаря (можно открыть фонарь как правой, так и левой ручкой).
- (4) *КРАН ЗАРЯДКИ АВАРИЙНЫХ БАЛЛОНОВ* предназначен для зарядки аварийных баллонов воздушной системы от наземной установки (работа с установкой не моделируется).
- (5) *ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ АРК-5* служит для управления автоматическим радиоконпасом АРК-5.
- (6) *ЗВОНОК СИСТЕМЫ МРП-48П* предназначен для сигнализации момента пролёта "воронки" над маркерным радиомаяком. Сигнал на звонок подаётся аппаратурой [МРП-48П](#) (одновременно загорается сигнальная лампа на приборной доске).
- (7) *СУМКА ДЛЯ КИСЛОРОДНОЙ МАСКИ* предназначена для хранения кислородной маски лётчика (извлечение и укладка маски не анимированы).
- (8) *МИКРОТЕЛЕФОННЫЙ ЩИТОК* предназначен для подключения шлемофона лётчика к проводной сети радиооборудования самолёта.
- (9) *КРАН ПИТАНИЯ КАБИНЫ И НАПОЛНЕНИЯ ШЛАНГА ГЕРМЕТИЗАЦИИ ФОНАРЯ*. Кран питания связан с двумя системами самолёта и состоит из двух частей: пробкового крана, служащего для регулирования подачи воздуха в кабину (из системы питания и вентиляции кабины), и золотникового клапана, который открывает подачу воздуха в шланг герметизации фонаря (из воздушной системы).
- (10) *РЕОСТАТЫ ЛАМП УЛЬТРАФИОЛЕТОВОГО ОБЛУЧЕНИЯ РУФО-45* предназначены для изменения интенсивности свечения ламп АРУФОШ.
- (11) *КАРТОДЕРЖАТЕЛЬ*. Использование не моделируется.
- (12) *РУЧКА АВАРИЙНОГО ОТКРЫТИЯ ЗАМКОВ ПРАВОЙ И НОСОВОЙ СТОЕК ШАССИ* – механически открывает замки передней и правой стоек шасси в случае их аварийного выпуска.

(13) **ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ ПАНЕЛЬ ПРАВОГО БОРТА** входит в состав оборудования, установленного на правом борту, [Рис. 4.13](#).

(14) **ПРАВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК**. Предназначен для включения фары, агрегатов электросистемы, радиоэлектронного оборудования, триммеров, гирокомпаса и авиагоризонта, объектов системы вооружения, Рис. 4.12.



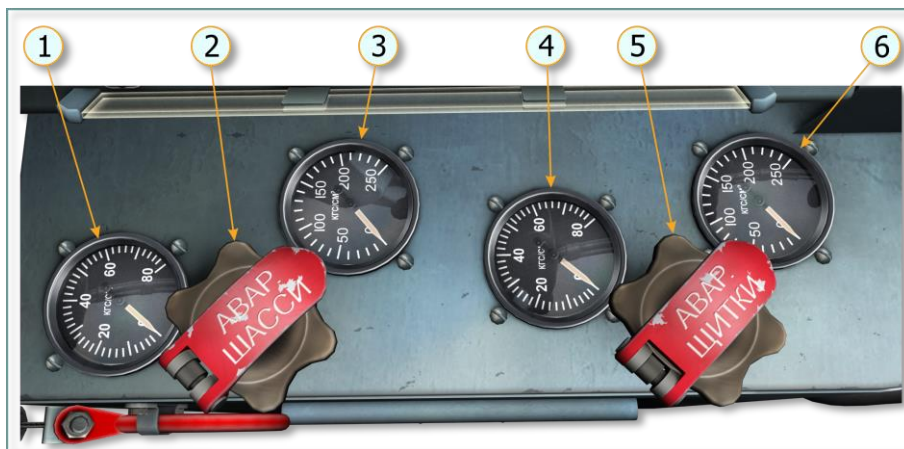
Рис. 4.12. Правый электрощиток

- | | |
|--|---|
| 1. АЗС "ФАРА" | 9. АЗС "АВАРИЙН. СБРОС БАК." (цепь аварийного сброса баков) |
| 2. АЗС "РАДИО" (радиостанция РСИ-6К) | 10. АЗС "БОМБЫ" |
| 3. АЗС "РВ-2" (радиовысотомер) | 11. АЗС "АГБ-47К ДГМК" (цепь авиагоризонта и гирокомпаса) |
| 4. АЗС "АРК МАРКЕР" (радиокомпас и маркерный приёмник) | 12. АЗС "ТРИММ." (электродвигатели триммеров) |
| 5. АЗС "Ф.П.С-13" (фотокинопулемёт) | 13. АЗС "ГЕНЕР." (генератор постоянного тока) |
| 6. АЗС "ПРИЦЕЛ" (АСП-3Н) | 14. АЗС "АККУМ." (аккумулятор) |
| 7. АЗС "Н-37" (пушка 37-мм) | |
| 8. АЗС "НР-23" (обе пушки 23-мм) | |

(15) **ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ОБОГРЕВА ПВД-ЧАСЫ** – для включения обогрева ПВД и часов.

Горизонтальная панель правого борта

(Рис. 4.11, 13)

**Рис. 4.13. Горизонтальная панель правого борта**

- | | |
|--|---|
| <p>1. Манометр на 80 кг/см² давления в воздушных баллонах аварийного выпуска шасси</p> <p>2. Кран аварийного выпуска шасси</p> <p>3. Гидравлический манометр на 250 кг/см² для индикации давления в общей гидросистеме</p> | <p>4. Манометр на 80 кг/см² давления в воздушном баллоне аварийного выпуска закрылков</p> <p>5. Кран аварийного выпуска закрылков</p> <p>6. Манометр на 250 кг/см² для индикации давления в воздушной системе</p> |
|--|---|

(1) **МАНОМЕТР НА 80 КГ/СМ²** давления в воздушных баллонах аварийного выпуска шасси (основные стойки шасси) – указывает давление воздуха в полостях основных стоек шасси, которые служат как ёмкости для хранения воздуха для аварийного выпуска шасси.

(2) **КРАН АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ.** Управляет аварийным выпуском шасси.

(3) **ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ МАНОМЕТР НА 250 КГ/СМ²** для индикации давления в общей гидросистеме, см. схему [Рис. 5.4](#).

(4) **МАНОМЕТР НА 80 КГ/СМ²** давления в воздушном баллоне аварийного выпуска закрылков. Необходим для контроля заправки аварийного баллона.

(5) КРАН АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ предназначен для управления аварийным выпуском закрылков в положение 55°.

(6) МАНОМЕТР НА 250 КГ/СМ² – для индикации давления в воздушной системе, см. схему [Рис. 5.9](#).

4.7. Задняя стенка кабины лётчика

Задняя стенка кабины лётчика включает в себя оборудование, установленное слева и справа позади кресла лётчика, Рис. 4.14.

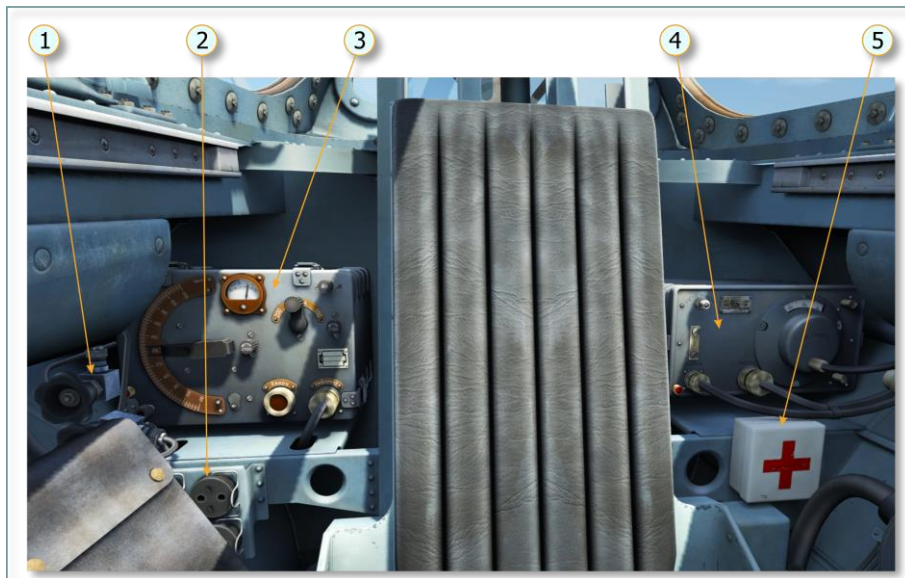


Рис. 4.14. Задняя стенка кабины лётчика

- | | |
|--|--|
| <p>1. Кран сети (Рис. 5.9, 6) и кран наполнения кабины (Рис. 5.9, 7) (воздушная система)</p> <p>2. Розетки переносных ламп</p> | <p>3. Передатчик РСИ-6К радиостанции РСИ-6К</p> <p>4. Приёмник РСИ-6М1 радиостанции РСИ-6К</p> <p>5. Аптечка</p> |
|--|--|

(1) КРАН СЕТИ И КРАН НАПОЛНЕНИЯ КАБИНЫ относятся к [воздушной системе](#).

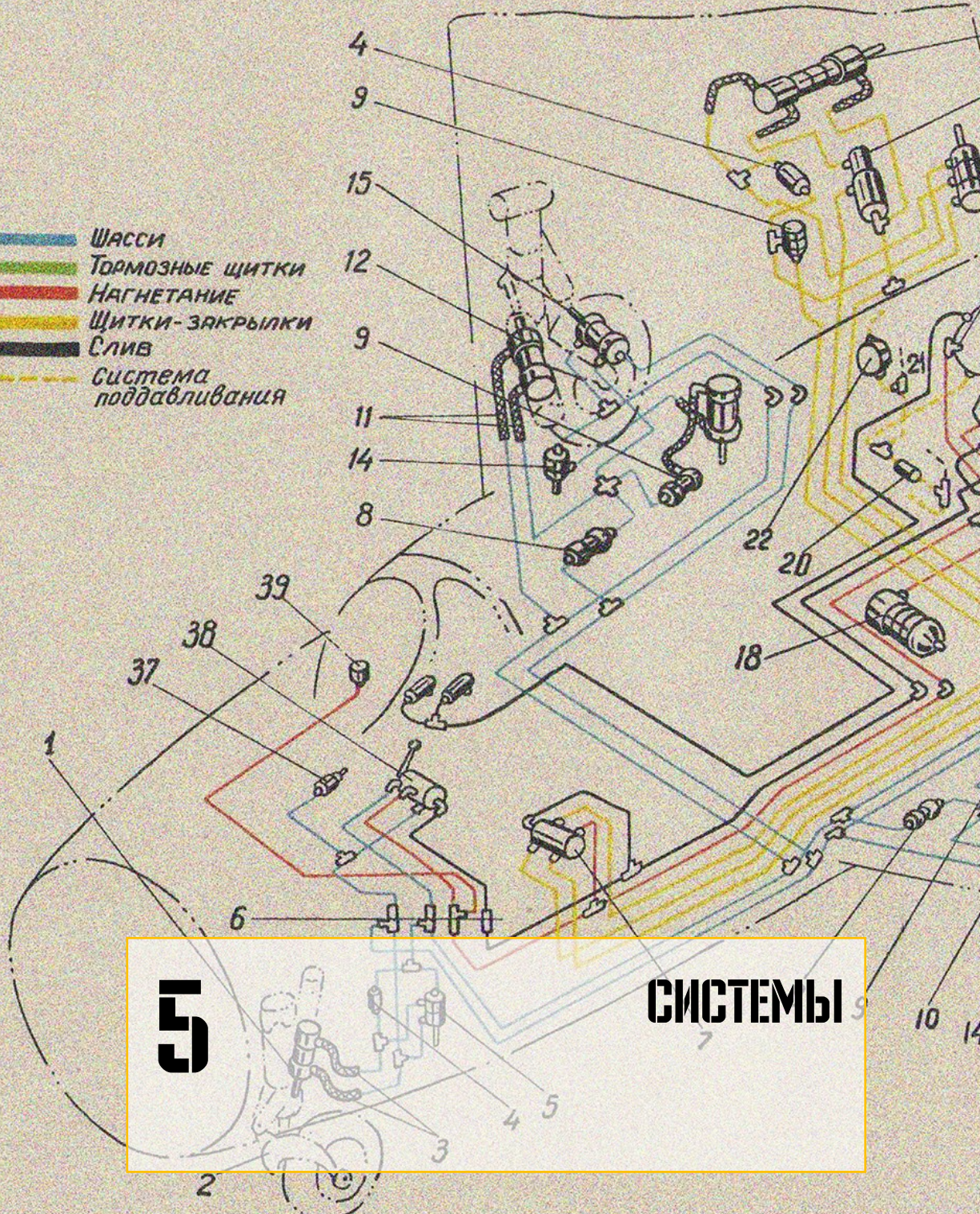
(2) РОЗЕТКИ ПЕРЕНОСНЫХ ЛАМП – не моделируются.

(3) *ПЕРЕДАТЧИК РСИ-6К* – блок, входящий в состав радиостанции РСИ-6К. Предназначен для управления антенной и настройки частоты передатчика радиостанции РСИ-6К, см. [6.1](#).

(4) *ПРИЁМНИК РСИ-6М1* – блок, входящий в состав радиостанции РСИ-6К. Управление блоком осуществляется с пульта управления приёмником, расположенном на левом борту кабины лётчика.

(5) *АПТЕЧКА* – не моделируется.

- ШАССИ
- ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ
- НАГРЕТАНИЕ
- ЩИТКИ-ЗАКРЫЛКИ
- СЛИВ
- - - Система поддавливания



5

СИСТЕМЫ

Фиг. 78. Гидросистема само

1—гидрозамок; 2—носовая стойка; 3—шланги подключения гидрозамка; 4—обратный клапан; 5—цилиндр замка подвески носовой стойки шасси; 6—резервуар в полу кабины; 7—кран

21—обратный клапан; 24—торсионная пружина

5. СИСТЕМЫ

5.1. Система управления самолётом

Система управления включает в себя [органы управления](#) и управляющие поверхности с системой элементов, передающих воздействия лётчика на органы управления, Рис. 5.1.

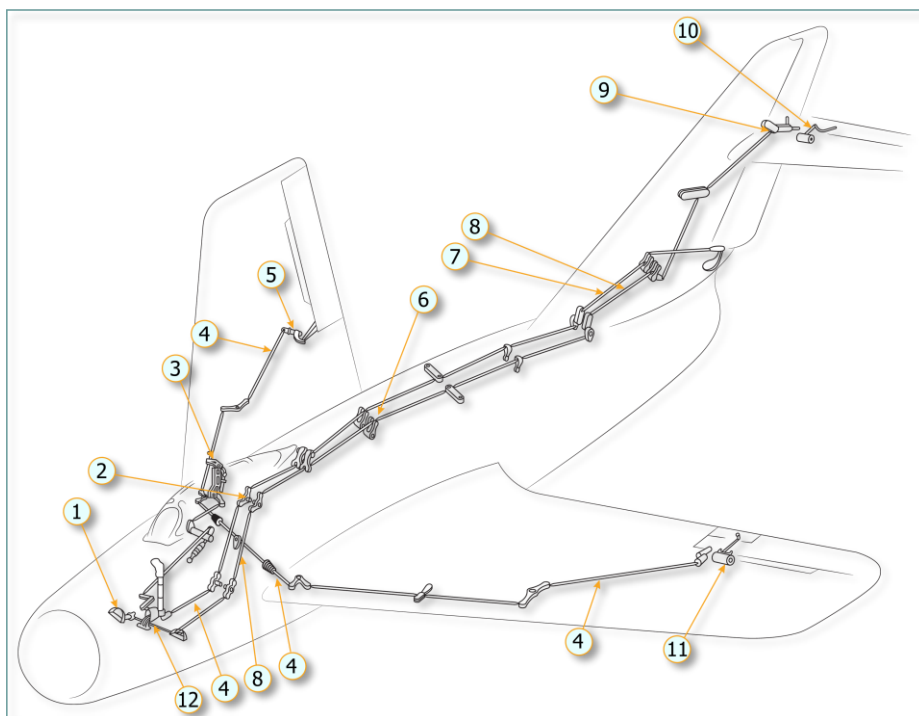


Рис. 5.1. Система управления самолётом

- | | |
|--|--------------------------------------|
| 1. Педаль ножного управления | 7. Тяга руля высоты |
| 2. Вывод управления из кабины | 8. Тяга руля поворота |
| 3. Гидроусилитель | 9. Рычаг управления рулями высоты |
| 4. Тяга управления элеронами | 10. Управление триммером руля высоты |
| 5. Узел управления элероном (рычаги с траверсой) | 11. Управление триммером элерона |
| 6. Соединительная колонка | 12. Центральный узел управления |

Управление самолётом жёсткое. Вся проводка системы управления состоит из жёстких тяг и качалок (это означает, что при полном обесточивании самолёта сохраняется связь органов управления и управляющих поверхностей). Работа управляющих поверхностей во взаимосвязи с органами управления и системой элементов, передающих воздействия лётчика, описаны ниже.

5.1.1. Руль высоты в системе управления (управление по тангажу)

Конструкция руля высоты [здесь](#).

Органы управления [здесь](#).

УПРАВЛЕНИЕ ИЗ КАБИНЫ рулём высоты осуществляется перемещением РУС вперёд (от себя) и назад (на себя). При нейтральном положении руля высоты ручка управления отклонена от вертикали назад на угол $6^{\circ}30'$ (соответствует нейтральному положению джойстика). Предельный угол отклонения руля высоты вверх равен 32° , вниз – 16° . Для отклонения руля высоты вверх на 32° ручку управления надо взять на себя на 26° от нейтрального положения, а для отклонения руля высоты вниз ручку управления надо отдать от себя на угол 14° .

Таким образом, в управление рулём высоты встроена нелинейность отклонения управляющей поверхности при линейном законе отклонения РУС. Для игрока это проявится так: при взятии РУС "на себя" положительная перегрузка вырастет значительно сильнее (коэфф. передачи 1,64), чем при таком же линейном отклонении РУС в направлении "от себя" (коэфф. передачи 1,14) вырастет отрицательная перегрузка.

Чтобы смоделировать усилия на РУС для игрока введена зависимость величины отклонения управляющих поверхностей от аэродинамических сил на них и шарнирных моментов. Поэтому на определённых режимах можно заметить разницу между отклонением джойстика и РУС в кабине. Например, на большой скорости, при быстром и полном движении джойстика "на себя", РУС в кабине будет двигаться вначале быстро, потом немного медленнее и остановится в промежуточном положении. Это будет указывать на достижение максимального возможного усилия, создаваемого пилотом конца 50-х годов.

УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРОМ РУЛЯ ВЫСОТЫ – электродистанционное, осуществляется электромотором, который укреплен на лонжероне стабилизатора.

Поступательное движение от штока редуктора электромотора передаётся через рычаг к тяге, проходящей через отверстие в стенке заднего стрингера стабилизатора, и замыкается в руле высоты карданом с тягой, соединённой с триммером. Ось кардана при нейтральном положении триммера совпадает с осью вращения руля высоты. Электромотор включён в электросеть самолёта через тепловой предохранитель.

Управление электромотором осуществляется от



[нажимного переключателя](#) на левом борту |RCtrl + .| - тангаж вверх, |RCtrl + ;| - тангаж вниз. Отклонение триммера руля высоты от нейтрального положения вверх и вниз $10^{\circ} \pm 1$. Нейтральное положение триммера сигнализируется в кабине загорающей лампой-сигнализатором нейтрального положения, расположенной за переключателем.

При управлении триммером рекомендуется выполнять кратковременные нажатия переключателя от себя/на себя, что обеспечит более точную установку триммерной поверхности относительно руля высоты и за счёт этого требуемое положение самолёта по углу тангажа.

5.1.2. Элероны в системе управления (управление по крену)

Конструкция элеронов [здесь](#).

Органы управления [здесь](#).

УПРАВЛЕНИЕ ИЗ КАБИНЫ осуществляется перемещением РУС вправо и влево. Предельный угол отклонения РУС вправо и влево равен 20° . При таком отклонении ручки элероны отклоняются вниз и вверх на угол 15° . Управление элеронами общее для правого и левого элеронов. Для облегчения отклонения элеронов в системе установлен один гидроусилитель типа БУ-1. Гидроусилитель установлен в правом крыле и имеет собственную [гидросистему гидроусилителя](#).

От центрального узла тяга управления элеронами проходит по правому борту кабины к промежуточной колонке. Колонка через герметический вывод на борту фюзеляжа выходит другим концом в правое крыло, где на ней установлена качалка. От этой качалки тяга идёт к рычагу, связанному с гидроусилителем (3). В левое крыло тяги проходят через герметические выводы на бортах фюзеляжа. Другой конец штока гидроусилителя через промежуточные серьги связан с двуплечим рычагом. От двуплечего рычага движение передаётся на две тяги (4): к правому и левому элеронам, далее – через узел с подшипниками и трубы с двумя рычагами – движение передаётся на траверсу элерона (5).

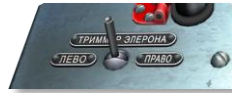
Т.к. гидроусилитель полностью убирает ответные аэродинамические нагрузки, то для увеличения чувствительности управления по крену на малых скоростях служит загрузочный механизм, представляющий собой цилиндр с пружиной.

При неработающем гидроусилителе весь шарнирный момент от элеронов передаётся на ручку управления самолётом, а гидроусилитель работает в системе управления элеронами как один из её жёстких элементов. При этом управление по крену сохраняется, но для игрока это проявится в уменьшении максимальной скорости перемещения РУС по крену (имитация необходимости прикладывания значительных усилий к РУС).

УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРОМ ЭЛЕРОНА также, как и триммером руля высоты, электродистанционное, осуществляется электромотором, установленным на заднем стрингере левого крыла.

Поступательное движение от штока редуктора электромотора передаётся через карданное соединение и промежуточную качалку тяге, соединённой с триммером элерона.

Управление электромотором осуществляется от нажимного



переключателя на [колонке управления](#):

Механизм обеспечивает отклонение триммера на угол $\pm 15^\circ$.

При управлении триммером рекомендуется выполнять кратковременные нажатия переключателя влево/вправо, что обеспечит более точную установку триммерной поверхности относительно элерона и за счёт этого требуемое положение самолёта по углу крена. Лампы-сигнализатора нейтрального положения триммера элерона не предусмотрено.

5.1.3. Руль направления в системе управления (управление по направлению или рысканию)

Конструкция руля направления [здесь](#).

Органы управления [здесь](#).

УПРАВЛЕНИЕ ИЗ КАБИНЫ осуществляется перемещением педалей. Предельный угол отклонения педалей влево и вправо равен 29° от нейтральной. При таком отклонении педалей руль поворота отклоняется вправо и влево на угол 20° . В канале рыскания смоделированы усилия на педали аналогично каналу тангажа.

Тяги управления рулями от центрального узла через ряд узлов и качалок подведены к рычагам рулей. На рычаге руля высоты установлен груз. Привод к рулю поворота осуществлён односторонним рычагом. Руль поворота имеет снизу балансировочный груз.

5.1.4. Управление щитками-закрылками

Конструкция щитков-закрылков описана [здесь](#).

УПРАВЛЕНИЕ ИЗ КАБИНЫ осуществляется ручкой (краном) управления выпуском/уборкой щитков-закрылков, расположенной на [колонке управления](#) левого борта:



Рис. 5.2. Ручка (кран) управления щитками-закрылками

Ручка управления соединена тягами со специальным гидравлическим краном, который, в свою очередь, управляет двумя гидроцилиндрами, смонтированными в крыльях и включёнными в [общую гидросистему](#) самолёта.

Так как между ручкой и краном существует жёсткая механическая связь, то для упрощения понимания ручка управления выпуском/уборкой щитков-закрылков на левом пульте далее будет именоваться как *КРАН ВЫПУСКА ЩИТКОВ-ЗАКРЫЛКОВ*.

При перемещении крана на выпуск гидросмесь поступает сначала в цилиндры замков, а затем в силовой гидроцилиндр щитков-закрылков. В открытом положении щитки-закрылки фиксируются гидрозамком, но только в положении ВВП. 55°, см. описание гидросистемы [здесь](#).

Система управления в правом и левом крыльях аналогична. Секторы левого и правого крыльев соединены между собой двойным тросом для синхронизации работы гидравлических цилиндров.

Щитки-закрылки выпускаются на взлётный угол 20° и посадочный 55°. Гидрокран направляет смесь соответственно положению рычага управления.

Ручка управления гидрокраном имеет фиксированные положения (сверху вниз): ПОДЪЕМ, НЕЙТР, ВЫП. 20° и ВЫП. 55°.

Особенности управления выпуском щитков-закрылков

ВЫПУСК ЩИТКОВ-ЗАКРЫЛКОВ НА 20°. Для выпуска ЩЗ на 20° (взлётный угол) необходимо установить кран в положение ВЫП. 20°. При выпуске на 20° щитки-закрылки удерживаются только давлением в гидросистеме, так как гидрозамок не активируется. Поэтому, если установить ручку крана в положение НЕЙТР из положения ВЫП. 20°, гидрозамок не будет включён в работу (не будет наполнена нужная полость гидрозамка гидросмесью), во всех полостях уборки/выпуска гидроцилиндров давление жидкости будет одинаковым, и потому закрылки под действием аэродинамических сил от потока постепенно займут положение близкое к нейтрالي.

Выпуск щитков-закрылков на 55°. Необходимо сначала выпустить закрылки на 20°, выждать не менее 2 сек, и только затем переводить кран в положение ВЫП. 55°.

Важно: для полного открытия замков убранного положения ЩЗ необходимо задержать кран выпуска в положении ВЫП. 20° на время не менее 1,5–2 сек.

После выпуска щитков-закрылков на 55° ручка управления краном на пульте ставится в положение НЕЙТР, так как в выпущенном положении на 55° щитки-закрылки фиксируются гидрозамком, и нет необходимости продолжать нагнетание (поддавливание) смеси в полость выпуска гидроцилиндров. Для принудительного слива жидкости из полости открытия гидрозамка, а также для нагнетания жидкости в полость "уборки" в гидроцилиндры служит положение ПОДЪЕМ.

Контроль выхода закрылков осуществляется:

в положение 20° – по механическому указателю на левом крыле

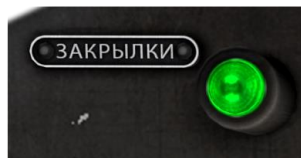


;

в положение 55° – по механическому указателю



и



сигнальной лампе на приборной доске

5.1.5. Управление тормозными щитками

Конструкция тормозных щитков (ТЩ) описана [здесь](#).

Управления ТЩ осуществляется двухпозиционным электромагнитным краном от основной гидросистемы.

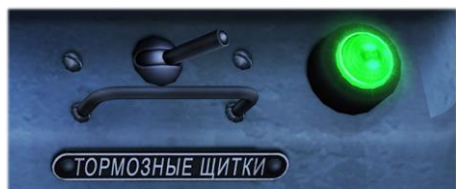
В выпущенном положении ТЩ удерживаются давлением гидросмеси.

УПРАВЛЕНИЕ ИЗ КАБИНЫ. Для кратковременного выпуска ТЩ необходимо включить электромагнит крана тормозных щитков нажатием и удержанием кнопки на ручке управления:



Следует учесть, что сразу после отпускания лётчиком кнопки на РУС, щитки начнут самопроизвольно убираться под действием потока.

При необходимости произвести выпуск тормозных щитков на большее время (например, при длительном снижении) нужно переключить тумблер на левом пульте в положение ВЫПУСК:



Переключатель ВЫПУСК на левой панели и лампа-сигнализатор выпуска на 55°

Угол открытия щитков равен $55^{\circ} \pm 1^{\circ}$. Начало открытия щитков контролируется сигнальной лампочкой в кабине, которая срабатывает от концевого выключателя, расположенного на правом щитке.

Минимальное напряжение сети для работы ТЦ 12 В.

Во избежание перегрева электромагнита, время, в течение которого тормозные щитки находятся в выпущенном положении, должно быть не более 7 мин. При превышении ограничения работы электромагнита, он может сгореть, щитки уберутся, и их выпуск будет невозможен.

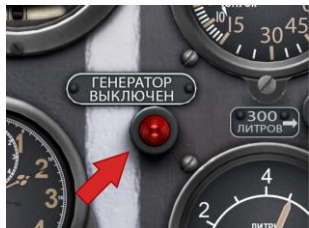
5.2. Система энергоснабжения

На самолёте МиГ-15бис установлена однопроводная система электрооборудования напряжением 28,5 В. Источниками электроэнергии на самолёте являются генератор типа ГСР-3000 мощностью 3,0 кВт и одна аккумуляторная батарея типа 12А-30. Оба источника электроэнергии подключены параллельно на общую шину.

Для подключения к аэродромному источнику электроэнергии имеется специальная вилка запуска, напряжение от которой подаётся к сети самолёта и на пусковую панель для питания стартера СТ-2.

Источником питания для запуска двигателя на земле служит специальная наземная тележка, состоящая из четырёх аккумуляторов общей ёмкостью 200 ампер-часов. Запуск на земле от бортового аккумулятора невозможен.

Для сигнализации отключения генератора ГСР-3000 из бортовой сети на приборной доске установлена лампа-сигнализатор:



Следует отметить, что генератор отключается от сети при значении оборотов двигателя менее 4000 об/мин.

Потребители электроэнергии на самолёте перечислены в Таблица 5.1:

Таблица 5.1

№ п/п	Оборудование или система
1	Агрегаты системы электрического запуска двигателя: электростартер, пусковой насос, пусковая катушка зажигания, два клапана пусковых форсунок, пусковая панель
2	Изолирующий клапан
3	Два керосиновых насоса
4	Агрегаты системы противопожарного устройства: пиропатроны противопожарных баллонов, лампа сигнализации, кнопка проверки лампы сигнализации, термоизвещатель
5	Электроизмерительные приборы: керосиномер с сигнализацией, трёхстрелочный индикатор, манометр давления топлива
6	Авиагоризонт
7	Дистанционный гироманитный компас
8	Радиооборудование
9	Электромеханизмы управления триммерами руля высоты и элерона
10	Оружие
11	Фотопулемёт
12	Прицел
13	Система сбрасывания бомб или подвесных баков
14	Аэронавигационные огни
15	Фара
16	Внутреннее освещение: ультрафиолетовое облучение, кабинные лампы
17	Лампы сигнализации положения шасси и щитков-закрылков
18	Электроракетница
19	Обогрев ПВД и часов

Примечание. Всё перечисленное оборудование и системы при полном обесточивании самолёта перестанут работать.

Вся защита электросети и агрегатов осуществляется биметаллическими автоматическими выключателями защиты. Автоматические выключатели установлены на двух электрощитках, расположенных на левом и правом бортах. На левом электрощитке в основном сосредоточены все автоматы защиты, обслуживающие двигательные устройства, на правом – самолётные.

Ввиду того, что на самолёте не предусмотрена система переменного тока, в схему питания каждого потребителя, использующего переменный ток, включается свой преобразователь (115 В и/или 36 В).

При отказе генератора электроэнергии бортового аккумулятора хватит на полёт днём в облаках в течение 24–26 мин, ночью – на 20–23 мин. Если оставить все потребители включёнными, то аккумулятор обеспечит их работу только в течение 10–14 мин.

5.3. Топливная система

Топливная система предназначена для хранения запаса топлива на борту самолёта и обеспечения его непрерывной подачи к двигателю. Схема топливной системы отображена на Рис. 5.3.

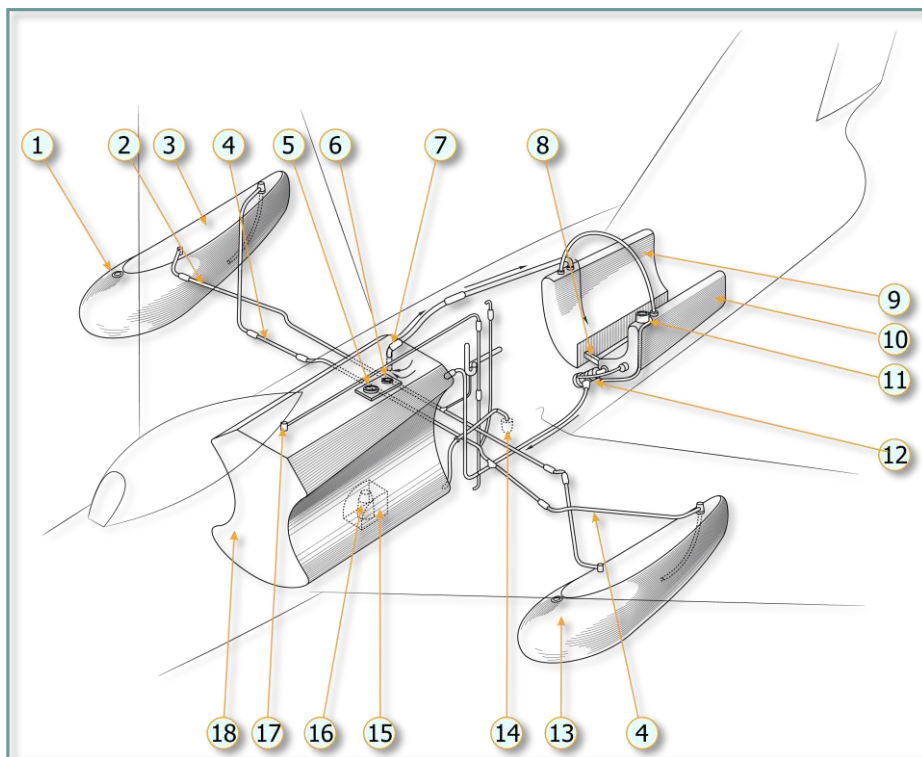


Рис. 5.3. Схема топливной системы самолёта

- | | |
|---------------------------------------|---|
| 1. Заливная горловина подвесного бака | 9. Задний правый фюзеляжный бак |
| 2. Трубопровод поддавливания воздухом | 10. Задний левый фюзеляжный бак |
| 3. Правый подвесной бак | 11. Заливная горловина заднего левого фюзеляжного бака |
| 4. Линия подвода керосина к 1-му баку | 12. Перекачивающий насос ПЦР-1 (из задних баков в передний) |
| 5. Заливная горловина переднего бака | 13. Левый подвесной бак |
| | 14. Фильтр двигателя |
| | 15. Отсек отрицательных перегрузок |
| | 16. Подкачивающий насос ПНВ-2 |

- | | |
|---|-----------------------------|
| 6. Датчик керосиномера (топливомера) | 17. Штуцер дренажа |
| 7. Заборник возврата топлива из первого бака | 18. Передний фюзеляжный бак |
| 8. Соединительная труба между левым и правым задними фюзеляжными баками | |

Топливная система состоит из двух баков общей ёмкостью 1410 л. Передний бак вмещает 1250 л, задний – 160 л. Задний бак изготовлен из двух половин (левой и правой) ёмкостью по 80 л каждая. Количество керосина контролируется (не полностью) [керосиномером](#) (6), расположенным в переднем баке и измеряющим количество топлива от 0 до 1050 л. Керосиномер сигнализирует аварийный остаток топлива 300 л (загорается лампочка, расположенная на приборной доске в кабине).

Работа

Топливо перекачивающим электронасосом ПЦР-1 (12) непрерывно подаётся из левого заднего бака (10) в передний (18), а из верхней части переднего бака через заборник возврата топлива (7) снова подаётся в правый задний бак (9) (это сделано для предотвращения чрезмерного нарастания давления топлива в переднем баке). На дне переднего бака расположен отсек отрицательных перегрузок (15), и топливо из него подкачивающим насосом (16) подаётся к фильтру двигателя (14). Следует отметить, что при обесточивании самолёта и при наличии топлива в переднем баке приток топлива к двигателю тем не менее будет продолжаться за счёт разряжения в топливопроводах, которое будет создаваться от топливных насосов высокого давления, вращение которых осуществляется от коробки приводов.

Насос (12) расположен в двигательном отсеке и крепится за корпус электродвигателя. Возле насоса закреплён датчик сигнализатора работы насоса типа СД-3. Когда насос работает и давление больше $0,3 \text{ кг/см}^2$, лампочка сигнализатора в кабине гаснет. При выработке горючего из бака давление падает ниже $0,3 \text{ кг/см}^2$, и лампочка загорается. После этого насос необходимо выключить.

ОТСЕК ОТРИЦАТЕЛЬНЫХ ПЕРЕГРУЗОК (15) ёмкостью 26 л расположен внизу переднего бака и обеспечивает полёт с отрицательными перегрузками, включая перевёрнутый полёт, в течение 15 сек.

Порядок выработки топлива

Т.к. в переднем баке заборник возврата топлива (7) установлен на определённый уровень, то выработка топлива из баков осуществляется в следующем порядке:

- из переднего бака 345 л;
- из заднего бака;
- остаток из переднего бака.

В начале работы, когда передний и задний баки полны, перекачиваемое в передний бак топливо сливается через заборник возврата топлива и сливную трубку в задний бак (9). При этом обеспечивается требуемая последовательность выработки баков.

Система подвесных баков

Система подвесных баков состоит из:

- двух подвесных баков (3), (13), [Рис. 5.3](#), ёмкостью по 300, 400 или 600 л;
- воздушной линии, подводящей воздух под избыточным давлением 0,4 кг/см² к бакам от компрессора двигателя (2);
- линии подвода керосина к 1-му баку (4) с поплавковым клапаном, регулирующим подачу керосина (расположен примерно под датчиком (6)).

При полёте с подвесными баками топливо из баков вырабатывается в следующем порядке:

- из 1-го бака 100 л;
- из подвесных баков полностью;
- из 1-го бака 245 л;
- из 2-го бака;
- остаток из 1-го бака.

Сигнализацией процесса поступления топлива из подвесных баков в передний служит **погасание** лампы ПОДВ. БАКИ на щитке вооружения:



Отключение/включение этой сигнализации осуществляется выключателем СИГНАЛ ПОДВ. БАКОВ:



Т.е. логика работы лампы:
давление топлива в магистрали есть – лампа не горит,
давления топлива нет – лампа горит.

Примечание. При малых оборотах двигателя (менее 6000 об/мин) возможно загорание лампы ПОДВ. БАКИ несмотря на наличие топлива в подвесных баках. Это происходит вследствие недостаточного поддавливания топлива в подвесных баках воздухом из-за компрессора по магистрали поддавливания ([Рис. 5.3, 2](#)).

5.4. Общая гидросистема

Общая гидросистема самолёта предназначена для обеспечения работы шасси, щитков-закрылков и тормозных щитков. Рабочей жидкостью является спирто-глицериновая смесь. Максимальное давление смеси в системе 135–140 кг/см².

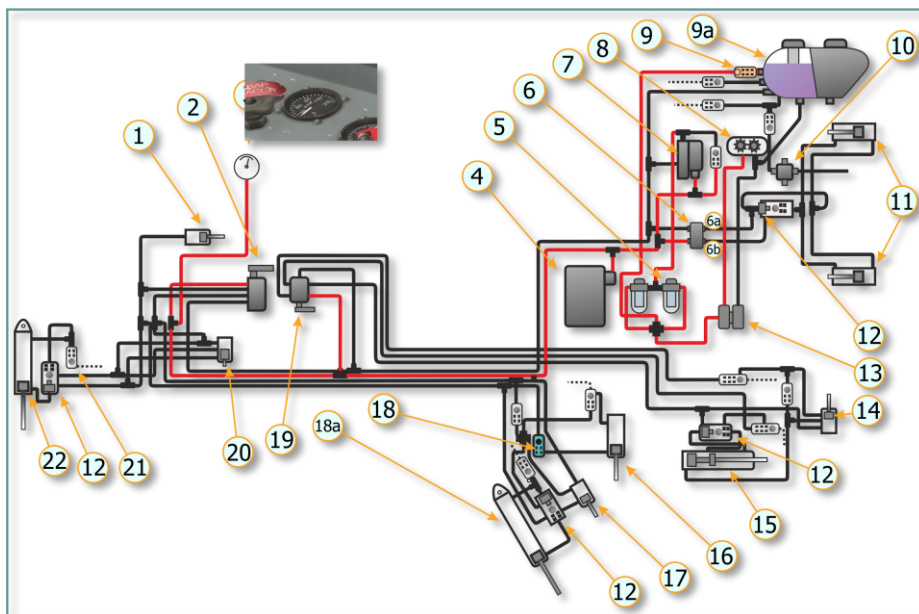


Рис. 5.4. Схема общей гидросистемы самолёта МиГ-15бис

- | | |
|---|--|
| 1. Цилиндр автоматического торможения | 12. Гидрозамок |
| 2. Кран шасси | 13. Клапан подключения аэродромного насоса |
| 3. Манометр гидросистемы на 250 кг/см ² | 14. Цилиндр замков щитков-закрылков |
| 4. Гидроаккумулятор | 15. Цилиндр щитков-закрылков |
| 5. Фильтры | 16. Цилиндр щитков шасси |
| 6. Электромагнитный клапан (кран) управления тормозными щитками | 17. Цилиндр замка подвески основной стойки шасси |
| 6а. Магистраль выпуска ТЩ | 18. Сопластвующий клапан |
| 6б. Магистраль уборки ТЩ | 18а. Цилиндр уборки основной стойки шасси |
| 7. Автоматический разгрузочный клапан | 19. Распределительный кран щитков-закрылков |
| 8. Насос | 20. Цилиндр замка подвески носовой стойки |
| 9. Предохранительный клапан | 21. Обратные клапаны (12 штук) |
| 9а. Гидробачок | 22. Цилиндр уборки носовой стойки |
| 10. Редуктор | |
| 11. Цилиндры тормозных щитков | |

5.4.1. Описание элементов общей гидросистемы

Система управления шасси

К системе управления шасси относятся: кран шасси (2), силовые цилиндры уборки и выпуска всех стоек шасси (18а, 22), цилиндры открытия замков подвески всех стоек (17, 20), гидрозамки (12), обратные клапаны (21), согласующие клапаны (18) и силовые цилиндры щитков шасси (16) (см. [3.1.6](#)).

Система управления щитками-закрылками

К системе управления щитками-закрылками относятся силовые цилиндры щитков-закрылков (15), гидрозамки (12), аварийные клапаны (21) и цилиндры открытия замков (14) убранного положения [щитков-закрылков](#).

Система управления тормозными щитками

К системе управления [тормозными щитками](#) относятся силовые цилиндры тормозных щитков (11), гидрозамок (12) и стравливающий клапан.

Краны гидросистемы

Кран шасси (2) и кран щитков-закрылков (19) в нейтральном положении отсекают нагнетающую линию гидросистемы от сливной и от полостей выпуска и уборки силовых цилиндров.

Кран тормозных щитков (6) не имеет нейтрального положения. В исходном положении этот кран соединяет линию уборки тормозных щитков с нагнетающей линией, а линию выпуска – со сливной линией. Для выпуска тормозных щитков магистраль высокого давления этим краном соединяется с магистралью (6а), для уборки – с магистралью (6б).

Автоматический разгрузочный клапан

Автоматический разгрузочный клапан (автомат разгрузки) (7) является регулятором давления в системе и служит для переключения насоса на холостой режим после завершающего рабочего цикла какого-либо агрегата системы.

Гидроаккумулятор

Гидроаккумулятор (4) обеспечивает чёткую работу автоматического разгрузочного клапана, устраняет пульсации в системе и может служить источником энергии при неработающем насосе, например, для уборки щитков-закрылков на земле после посадки.

5.4.2. Работа гидросистемы

Давление в гидросистеме создаётся насосом (8), имеющим привод от коробки приводов двигателя. На схеме показан момент, когда автоматический разгрузочный клапан (7) находится в рабочем цикле, насос осуществляет повышение давления в системе, все краны закрыты. Красным цветом показаны магистрали с высоким давлением гидросмеси.

При работе двигателя насос прокачивает смесь из гидробачка (9а) в систему до тех пор, пока давление в системе не достигнет 135–140 кг/см². В это время срабатывает автоматический разгрузочный клапан (7), открывая проход смеси в бак, и насос начинает работать на холостом режиме. Наличие гидроаккумулятора (4) обеспечивает быстрое перекрытие обратного клапана (такой же, как 21 на схеме), стоящего за автоматом разгрузки. При холостом режиме насос прокачивает смесь по укороченной замкнутой магистрали: бак – насос – фильтры – автомат – бак. Давление в сети холостого хода при этом устанавливается не более 5 кг/см². Давление в системе за обратным клапаном со значения 140 кг/см² постепенно падает из-за утечек. При падении давления до 80–90 кг/см² автоматический разгрузочный клапан закрывает доступ смеси в бак, и гидросмесь снова начинает проходить в систему за обратным клапаном.

Для контроля за работой гидросистемы в кабине на [горизонтальной панели правого борта](#) установлен гидравлический манометр (3) на 250 кг/см², который показывает давление в системе за обратным клапаном.

Таким образом, если давление на манометре оказалось ниже 80 кг/см², и при этом не совершалось никаких действий с органами управления ГС, то это значит, что насос не включился в рабочий ход из-за несрабатывания автоматического разгрузочного клапана (7) или произошёл другой отказ основной гидросистемы. Аналогично рост давления выше значения 150 кг/см² может означать отказ автоматического разгрузочного клапана. В этом случае при давлении 165–170 кг/см² сработает предохранительный клапан (9), и часть смеси будет стравливаться в бачок, давление в системе сохранится в диапазоне 165–170 кг/см².

При переводе одного из кранов (2, 19, 6) в рабочее положение давление в системе резко падает, авторазгрузочный клапан переключает насос на рабочий режим, и смесь заполняет полости рабочих цилиндров, перемещая поршни со штоками цилиндров. По завершении рабочего цикла цилиндров насос пополняет только гидроаккумулятор. Давление при этом резко возрастает до 135–140 кг/см², и автомат снова переключает насос на холостой режим.

Для обеспечения надёжной работы насоса на больших высотах служит система поддавливания.

5.5. Гидросистема гидроусилителя

Гидросистема гидроусилителя предназначена для обеспечения снятия усилий в поперечном канале управления (по крену). Гидроусилитель имеет свою отдельную гидросистему (т.е. свой бачок, свой насос), назначение которой – непрерывно подводить к гидроусилителю масло (рабочей жидкостью является масло ЦИАТИМ-1М) под определённым давлением, обеспечивающим работу [управления элеронами](#), Рис. 5.5.

Максимальное давление в системе 60 ± 5 кг/см².

Бачок системы гидроусилителя конструктивно объединён с бачком основной гидросистемы (т.е. бачки обеих систем находятся в одном внешнем корпусе, но не сообщаются).

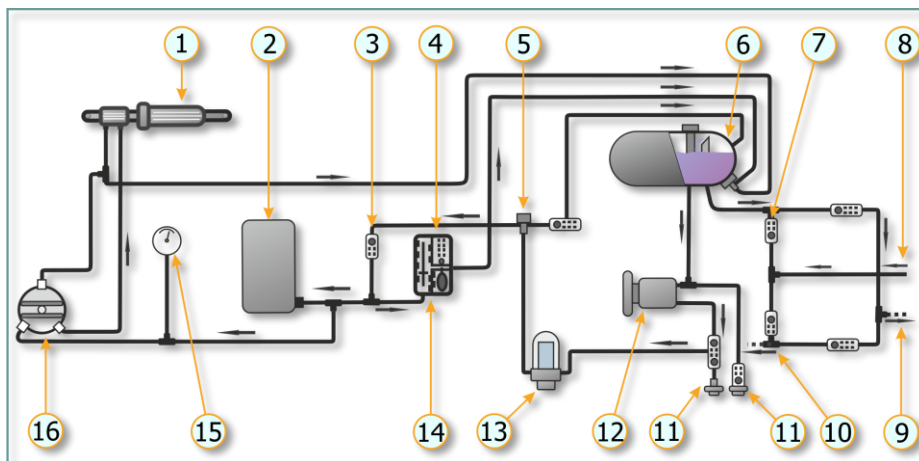


Рис. 5.5. Схема гидросистемы гидроусилителя

- | | |
|--|--|
| 1. Гидроусилитель | 10. Питание от основной гидросистемы |
| 2. Гидроаккумулятор | 11. Клапаны подключения наземного насоса |
| 3. Обратный клапан | 12. Гидронасос |
| 4. Авторазгрузочный клапан | 13. Фильтр |
| 5. Подключение манометра холостого хода на земле | 14. Авторазгрузочный клапан |
| 6. Гидробачок | 15. Гидроманометр |
| 7. Обратный клапан | 16. Кран отключения гидроусилителя |
| 8. Поддавливание от компрессора | |
| 9. Слив в дренаж | |

Работа гидросистемы гидроусилителя

Давление в системе создаётся постоянно работающим от двигателя насосом (12) (см. Рис. 5.5). Насос питается от бачка (6). Рабочая жидкость под давлением поступает в систему через фильтр (13) и обратный клапан (3), заряжая гидроаккумулятор (2), затем через кран (16) жидкость попадает в золотник гидроусилителя и в гидроусилитель. Выходящая из гидроусилителя жидкость поступает в бак. При повышении давления в системе до 60 ± 5 кг/см² автоматический разгрузочный клапан (14) переключает насос на холостой режим и питание гидроусилителя продолжается из гидроаккумулятора. При перемещении поршня гидроусилителя, а также из-за утечки давление в системе падает. При падении давления насос снова переключается на рабочий режим и пополняет гидроаккумулятор, повышая давление. Контроль за работой системы гидроусилителя осуществляется по манометру (15), установленному на левом борту. Для выключения, в случае необходимости, гидросистемы и перевода управления элеронами на ручное имеется перекрывной кран (16), отключающий линию давления от гидроусилителя. Кран отключения гидроусилителя должен быть всегда открыт, за исключением случаев, когда необходимо отключить подвод масла.

5.6. Система питания и вентиляции кабины

Система питания и вентиляции кабины предназначена для обеспечения нормальных условий (температуры воздуха и перепада давления в кабине) лётчику при выполнении им полётов на всех эксплуатационных высотах. Включает в себя две подсистемы: систему питания и систему дополнительной вентиляции. Упрощённая схема системы питания и вентиляции кабины отображена на Рис. 5.6.

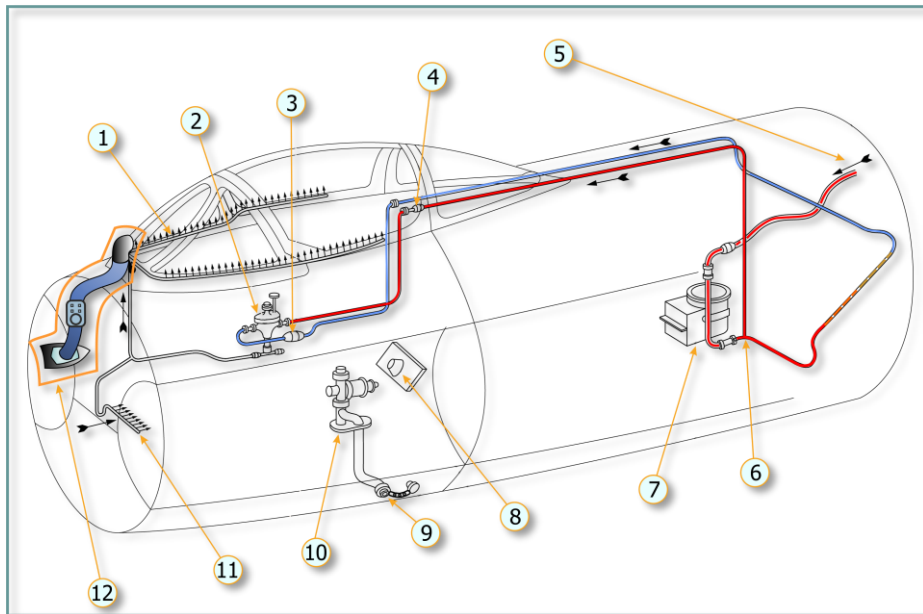


Рис. 5.6. Схема системы питания и вентиляции кабины лётчика

- | | |
|--|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Коллектор обдува стекла и наддува кабины 2. Кран питания кабины с золотниковым клапаном (воздушной системы) герметизации фонаря 3. Обратный клапан ОКН-30 на магистрали холодного воздуха 4. Обратный клапан ОКН-30 на магистрали горячего воздуха 5. Подача воздуха от двигателя | <ol style="list-style-type: none"> 6. Место ("тройник") разделения трубопровода на горячий и холодный участки 7. Место установки фильтра 8. Предохранительный клапан КРП-48 9. Патрубок отвода воздуха и заглушка, снимаемая перед полётом 10. Регулятор перепада давления РД- 2И-220 11. Трубка обогрева ног лётчика 12. Система дополнительной вентиляции |
|--|--|

Объекты кабины, связанные с системой питания и вентиляции:



Кран питания кабины с золотниковым клапаном (воздушной системы) герметизации фонаря (Рис. 5.6, 2) (на правом борту снизу справа от кресла пилота)



Выходной патрубок трубопровода дополнительной вентиляции (правее прицела) с перекрывным краном

Работа система питания герметической кабины

В кабину лётчика воздух поступает от компрессора двигателя (5). Тёплый воздух, нагнетаемый компрессором, поступает через фильтр (7) и обратный клапан (4) к крану питания кабины (2) и далее подводится к коллектору обдува (1), расположенному под лобовым стеклом и на бортах кабины. Назначение коллектора – использовать воздух, подаваемый в кабину, для обдува стёкол козырька и фонаря с целью устранения запотевания стёкол.

Для питания кабины воздух поступает только от компрессора. Получение горячего и холодного воздуха из одного источника достигается разделением общей магистрали на два участка и выборочной теплоизоляцией только одного из них. Общая магистраль от двигателя до разветвления (6) на холодный и горячий участки теплоизолируется. Далее, участок трубопровода (синего цвета на схеме), по которому подаётся холодный воздух (после разветвления), не имеет теплоизоляции и при этом проходит более длинный путь в тоннеле перед входом в двигатель, где осуществляется постоянный обдув неизолированного трубопровода, вследствие чего и происходит его охлаждение. Другой участок, который после разветвления предназначен для подвода горячего воздуха (красного цвета), "продолжает путь" с теплоизоляцией и потому остаётся горячим.

Работа регулятора перепада давления РД-2И-220

Так как кабина закрыта герметично, а воздух из-за компрессора подаётся, то избыток воздуха стравливается клапаном-регулятором давления РД-2И-220 (10).

На высотах полёта до 2000 м (что соответствует давлению 596 мм рт. ст.) регулятор РД-2И-220 сообщает кабину с атмосферой. Перепада давления между реальной высотой полёта и "высотой" в кабине нет. От высоты 2000 м и выше начинает работать система сильфонов и клапанов (встроенных в РД-2И), которая прикрывает выброс избытка воздуха и начинает расти величина перепада давления между давлением за бортом и давлением в кабине. На высоте 8800 м и выше перепад перестаёт увеличиваться и остаётся постоянным – 220 мм рт. ст. При этом давление в кабине для высоты 8800 м соответствует высоте полёта 4200 м. Для высоты полёта 15000 м давление в кабине соответствует примерно 6600 м высоты.

Регулятор РД-2И-220 имеет как автоматическое, так и ручное управление. В игре реализовано только автоматическое управление клапаном.

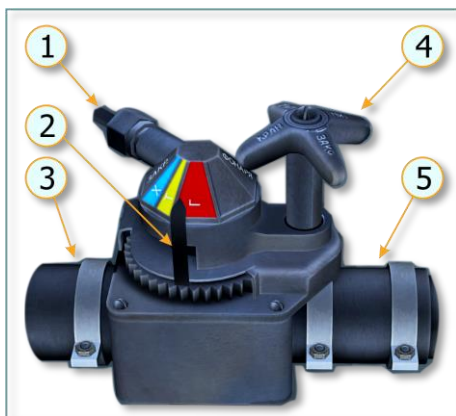
На случай нарушений в работе РД-2И-220 и росте давления перепада более, чем 220 мм рт.ст. срабатывает предохранительный клапан (8). Предохранительный клапан типа КРП-48 начинает стравливать воздух при избыточном давлении 255 ± 10 мм рт. ст.

Лётчик должен контролировать давление перепада по прибору. В случае, если на высоте более 9000 м давление перепада окажется более, чем $0,3$ кг/см², лётчик должен перекрыть кран питания. Превышение допустимого предела давления перепада означает, что и клапан КРП-48 также вышел из строя.

Управление краном питания кабины

Кран питания кабины (2) имеет два основных положения: ГОРЯЧИЙ и ХОЛОДНЫЙ. При положении крана ГОРЯЧИЙ в кабину воздух поступает от компрессора по магистрали (участку) "горячего" снабжения. При положении ХОЛОДНЫЙ крана в кабину воздух подаётся также от компрессора, но по магистрали (участку) "холодного" снабжения.

Кран питания кабины (2) является элементом сразу двух систем: системы питания и основной воздушной системы. Представляет собой пробковый цилиндрический кран, при помощи которого лётчик может регулировать поступление воздуха в кабину (в системе питания), см. Рис. 5.7.



1. Трубопровод канала герметизации
2. Стрелка-указатель положения крана
3. Магистраль холодного воздуха
4. Вентиль крана
5. Магистраль горячего воздуха

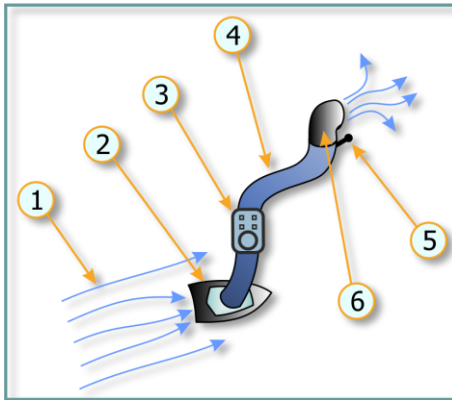
Рис. 5.7. Кран питания кабины с элементами

Кроме того, с этим же краном соединён золотниковый клапан, который открывает доступ воздуха давлением $2,9 \pm 0,2 \text{ кг/см}^2$ в шланг герметизации (1) кабины (от основной воздушной системы). Для стравливания воздуха из шланга герметизации перед открыванием фонаря в кране имеется специальное отверстие, через которое уходит воздух при полном закрытии крана.

Управление краном производится ручкой через шестерни. Когда стрелка крана установлена в крайнее правое положение (по часовой стрелке), кран закрыт, фонарь разгерметизирован. При движении стрелки (2) влево (против часовой стрелки) на 10° начинается подача воздуха в шланг герметизации фонаря через трубопровод (1), но подачи воздуха в кабину ещё нет. При дальнейшем движении стрелки влево происходит подача воздуха в шланг герметизации фонаря и подача холодного воздуха в кабину по магистрали (3). Поворот стрелки на 70° открывает полную подачу холодного воздуха. При увеличении угла отклонения стрелки происходит уменьшение подачи холодного воздуха и увеличение горячего (по магистрали 5). При 120° подача холодного воздуха полностью закрыта, а горячего – полностью открыта.

Система дополнительной вентиляции кабины

На самолёте имеется дополнительная система вентиляции кабины (Рис. 5.6, 12), которой лётчик может пользоваться при полётах в жаркую погоду и на малых высотах, Рис. 5.8. В игре может быть использована для ликвидации дыма в кабине (WIP) (продуванием).



1. Поток воздуха, проходящий по правому туннелю двигателя
2. Фланец крепления заборника воздуха из правого туннеля
3. Обратный клапан
4. Трубопровод
5. Кран вентиляции
6. Выходной патрубок системы в кабине пилота (справа от прицела)

Рис. 5.8. Схема системы дополнительной вентиляции кабины

В систему вентиляции входят: заборник воздуха (2), установленный в правом туннеле двигателя (справа спереди от лобового стекла); обратный клапан (3), трубопровод (4) и кран для включения вентиляции (5).

При включении системы наддува кабины закрывать кран вентиляции не обязательно, так как в системе вентиляции имеется обратный клапан, который при избыточном давлении в кабине автоматически выключает магистраль вентиляции.

Дополнительная вентиляция эффективна для высот от 0 до 2000 м.

5.7. Воздушная система

Воздушная система самолёта подразделяется на основную и аварийную.

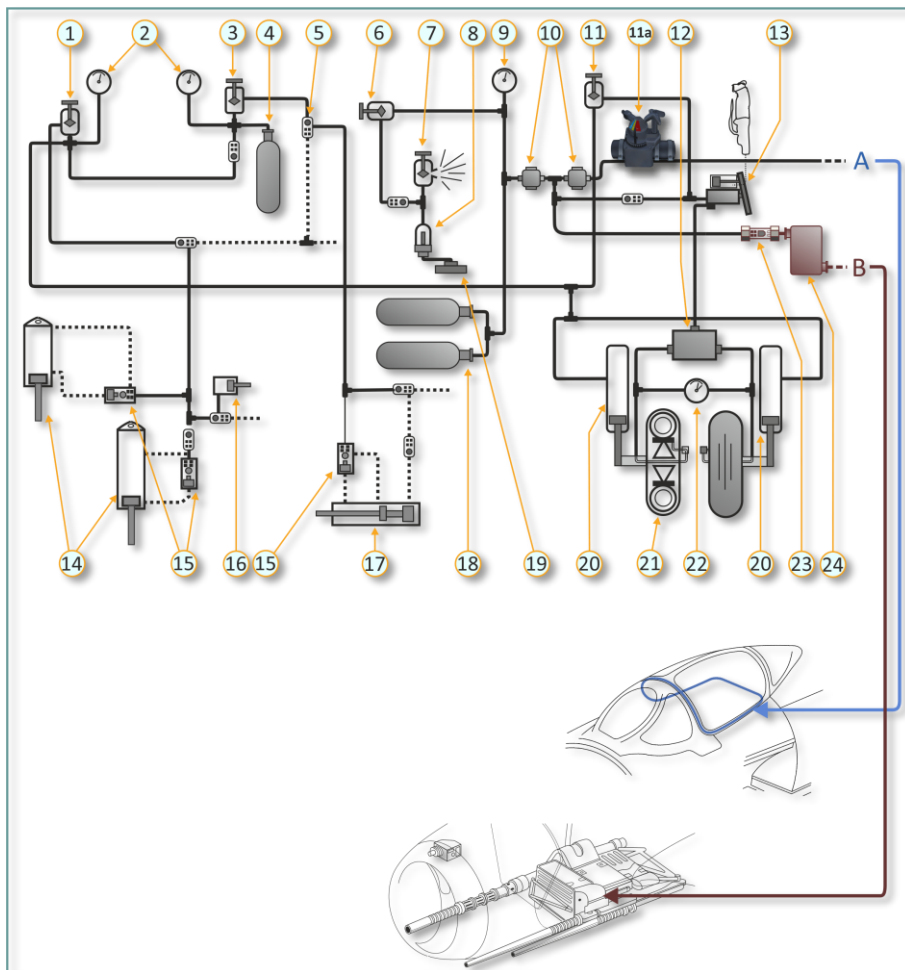


Рис. 5.9. Схема воздушной системы самолёта МиГ-15бис

- | | |
|--------------------------------------|-------------------------------|
| 1. Кран аварийного выпуска шасси | 15. Гидрозамок |
| 2. Аварийные манометры | 16. Цилиндр шитков шасси |
| 3. Кран аварийного выпуска закрылков | 17. Цилиндр выпуска закрылков |
| 4. Аварийный баллон закрылков | 18. Основные бортовые баллоны |
| 5. Аварийные и обратные клапаны | 19. Бортовой зарядный штуцер |

- | | |
|---|---|
| 6. Кран зарядки сети | 20. Аварийные баллоны в стойках шасси |
| 7. Кран наполнения кабины | 21. Колесо основной стойки шасси (с барабаном и тормозными колодками) |
| 8. Воздушный фильтр | 22. Двухстрелочный манометр тормозной системы |
| 9. Манометр сети | 23. Перекрывной клапан системы перезарядки пушек |
| 10. Редукторы РВ-50 и РВ-3 | 24. Ресивер системы перезарядки пушек |
| 11. Кран зарядки аварийных баллонов | А – подвод воздуха к шлангу герметизации фонаря кабины |
| 11а. Кран питания кабины (из системы наддува и жизнеобеспечения) с золотниковым клапаном (из воздушной системы) в одном корпусе | В – подвод воздуха к системе перезарядки пушек |
| 12. Дифференциальный клапан ПУ-8 | |
| 13. Клапан торможения ПУ-7 | |
| 14. Цилиндры выпуска шасси | |

5.7.1. Предназначение, состав и работа основной воздушной системы

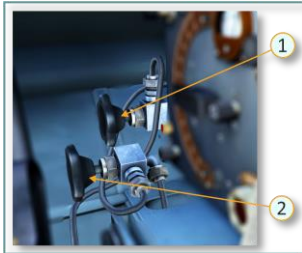
Основная воздушная система обеспечивает:

- управление тормозами колёс основных стоек шасси;
- наполнение шланга герметизации кабины (А);
- перезарядку пушек (В).

Основная система включает в себя:

- бортовой зарядный штуцер (19);
- воздушный фильтр (8);
- кран сети (6);
- кран наполнения кабины (7);
- кран питания кабины (11а, та его часть, которая открывает золотниковый клапан для наполнения шланга герметизации фонаря);
- манометр сети (9) на горизонтальной панели правого борта;
- два баллона ёмкостью 4 л каждый (максимально допустимое давление 150 кг/см²) (18), редукторы РВ-50 (10, слева) и РВ-3 (10, справа);
- тормозную систему (элементы 12, 13, 22).

Объекты кабины, связанные с основной воздушной системой:



1. Кран сети ([Рис. 5.9, 6](#))
2. Кран наполнения кабины ([Рис. 5.9, 7](#))

Расположены на задней стенке кабины, сзади справа от кресла пилота



Кран питания кабины ([Рис. 5.9, 11а](#)), та его часть, которая открывает золотниковый клапан герметизации фонаря



Манометр сети ([Рис. 5.9, 9](#)) на горизонтальной панели правого борта



Рычаг тормоза колёс (Рис. 5.9, 13)



Двухстрелочный манометр тормозной системы (Рис. 5.9, 22) на левом борту, за РУДом



Пульт перезарядки пушек на левом борту кабины пилота.

Работа основной воздушной системы

На земле осуществляется заправка системы через штуцер (19). Для этого краны (1, 3, 7, 11) закрываются, а кран (6) – открывается. Баллоны основной воздушной системы заряжаются до давления не ниже 110 кг/см². После зарядки кран (6) закрывается, и основная воздушная система готова к работе.

При необходимости проверки герметизации кабины без запуска двигателя выполняется следующее: закрывается фонарь, открывается кран питания (11а) кабины (из системы питания и вентиляции кабины), в который встроен золотниковый клапан, открывающий (при повороте крана более, чем на 10°) ток воздуха из редуктора РВ-3 (10, справа) в шланг герметизации. При достижении давления в шланге 2,5–3 кг/см² кабина считается герметично закрытой. Теперь необходимо создать избыточное давление в кабине. Для этого от наземной установки через штуцер (19) снова подают воздух, а для его попадания в кабину открывается кран наполнения кабины (7). При достижении некоторого давления перепада проверяется герметичность (утечки).

Краны (6) и (7) игроку нет необходимости использовать, так как не моделируется работа наземной установки со сжатым воздухом.

Разгерметизация кабины (сравливание давления воздуха из шланга герметизации) выполняется поворотом крана (11а) в сторону закрытия (против часовой стрелки). При этом воздух из шланга выйдет через открывшееся отверстие.

Редуктор РВ-50 (10, слева) отрегулирован на 50 кг/см². От этого редуктора воздух подаётся:

- к тормозной системе – клапану ПУ-7 (13);
- через переключивной клапан (23) и ресивер (24) в систему перезарядки пушек (магистраль В);
- к крану (11) зарядки аварийных баллонов;
- через редуктор РВ-3 к шлангу герметизации фонаря кабины (магистраль А).

Тормозная система. Описание

Тормозная система включает в себя клапан торможения ПУ-7 (13), дифференциал ПУ-8 (12), двухстрелочный манометр (22), установленный на левом борту, а также сети трубок и шлангов, соединяющих эти агрегаты с тормозами колёс. Тормоза колёс колодочного типа. Клапан торможения управляется от рычага на ручке управления или цилиндром автоматического торможения при уборке шасси. К клапану ПУ-7 воздух подводится от редуктора РВ-50 под давлением 50 кг/см², давление за клапаном в зависимости от степени нажатия на его шток достигает 12 кг/см². Дифференциал ПУ-8 предназначен для обеспечения раздельного торможения колёс при рулении и разбеге.

Внимание! В случае повреждения основной воздушной системы торможение колёс после посадки может быть осуществлено воздухом из аварийных баллонов шасси. Для этого нужно открыть кран зарядки аварийных баллонов (11). В этом случае открывается доступ воздуха из аварийных баллонов в стойках шасси (20) к тормозной системе.

Управление тормозами

На ручке управления самолётом установлен рычаг, связанный тросом с рычагом у клапана ПУ-7. Торможение производится на двух режимах давления. 1-й режим – 8 кг/см² (торможение после касания на посадке). В игре нажатие и удержание клавиши **|W|**. 2-й режим – 11–12 кг/см² (торможение перед разбегом и в аварийных случаях). Включение 2-го режима торможения обеспечивается при дальнейшем нажатии на тормозной рычаг и срабатывании специального механизма с пружиной. В игре нажатие с удержанием сочетания клавиш **|LShift + W|**.

5.7.2. Предназначение, состав и работа аварийной воздушной системы

Аварийная воздушная система обеспечивает:

- аварийный выпуск шасси;
- аварийный выпуск щитков-закрылков.

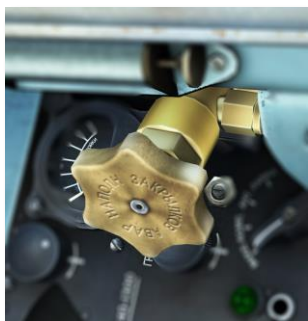
Система аварийного выпуска включает в себя:

- кран зарядки аварийных баллонов (11);
- аварийные баллоны (20) выпуска шасси и аварийный баллон (4) выпуска щитков-закрылков;
- аварийные манометры (2);
- аварийные краны (1, 3);
- аварийные клапаны цилиндров всех стоек.

Аварийные краны шасси (1) и щитков-закрылков (3), а также их манометры (2) установлены на горизонтальной панели правого борта. Для уменьшения усилий при откручивании краны снабжены специальными откидными рычагами.

Кран зарядки аварийных баллонов (11) расположен по правому борту справа от кресла лётчика.

Объекты кабины, связанные с аварийной воздушной системой:



Кран зарядки аварийных баллонов (Рис. 5.9, 11) (на правом борту, справа от кресла пилота)



Аварийный манометр и кран аварийного выпуска шасси (Рис. 5.9, 2, 1)



Аварийный манометр и кран аварийного выпуска щитков-закрывков (Рис. 5.9, 2, 3)

Аварийный выпуск шасси (с пояснениями)

Аварийный выпуск шасси осуществляется сжатым воздухом, давление в аварийных баллонах 50 кг/см^2 , общая ёмкость аварийных баллонов 5,5 л.

В качестве аварийных баллонов использованы внутренние полости основных стоек шасси.

Аварийный выпуск шасси производится в следующем порядке:

1. Установить кран шасси в положение НА ВЫПУСК (для обеспечения возможности вытеснения жидкости из полостей уборки).
2. Открыть замки подвески стоек с помощью механической тросовой проводки (т.к. неработающая гидросистема не сможет открыть замки, удерживающие шасси в убранном положении).
3. Открыть аварийный кран, расположенный на правом пульте.

При открытии аварийного крана (1) воздух поступает к цилиндрам основной стойки через шариковый аварийный клапан в распределительной коробке и к цилиндру носовой стойки через аварийный клапан гидрозамка. При этом шариковые клапаны гидрозамков перекрываются под действием давления воздуха. Смесь под действием воздуха направляется в бак из полости уборки цилиндров через кран шасси, перестаёт "препятствовать" наполнению воздухом рабочих полостей цилиндров выпуска, шасси выпускаются. При полностью выпущенных стойках давление воздуха по аварийному манометру устанавливается $25\text{--}28 \text{ кг/см}^2$.

В дальнейшем давление падает из-за утечки через шариковые клапаны гидрозамков, однако это не повлияет на надёжность выпуска шасси: выпущенный до конца шток

фиксируется шариковым замком, открыть который возможно только подачей гидросмеси при положении НА УБОРКУ.

4. После аварийного выпуска шасси необходимо закрыть аварийный кран шасси и поставить кран шасси в нейтральное положение.

Аварийный выпуск щитков-закрылков

Аварийный выпуск щитков-закрылков осуществляется сжатым воздухом. Сжатый воздух хранится в отдельном баллоне (4) ёмкостью 4 л.

1. Установить кран щитков-закрылков в положение НЕЙТРАЛЬНО или ВЫПУСК НА 55° (для обеспечения возможности вытеснения жидкости из полостей уборки).

В гидравлической сети на линии выпуска щитков-закрылков на 20° перед цилиндрами замков установлены специальные аварийные клапаны для аварийного открытия замков подвески, включённые в систему аварийного выпуска параллельно с аварийными клапанами на гидравлических замках.

2. Открыть аварийный кран щитков-закрылков.

При открытии аварийного крана щитков-закрылков воздух в цилиндры поступает через аварийные клапаны гидрозамков. В выпущенном положении щитки-закрылки удерживаются давлением воздуха и гидрозамками.

Начальное давление по аварийному манометру после аварийного выпуска щитков должно быть 35–40 кг/см². Допустимые утечки не должны превышать 2 кг/см² за 10 мин по аварийному манометру щитков-закрылков.

Аварийные системы выпуска шасси и щитков-закрылков не сообщаются между собой (работают обратные клапаны).

При отказе основной воздушной системы не будет работать перезарядка пушек.

5.8. Система вооружения МиГ-15бис

Система вооружения самолёта предназначена для прицельного применения авиационных средств поражения (АСП).

В состав системы входит: стрелково-пушечное вооружение, бомбовое вооружение, прицел АСП-ЗН, фотокинопулемёт С-13, броневая защита лётчика, ракетница (кассета сигнальных ракет).

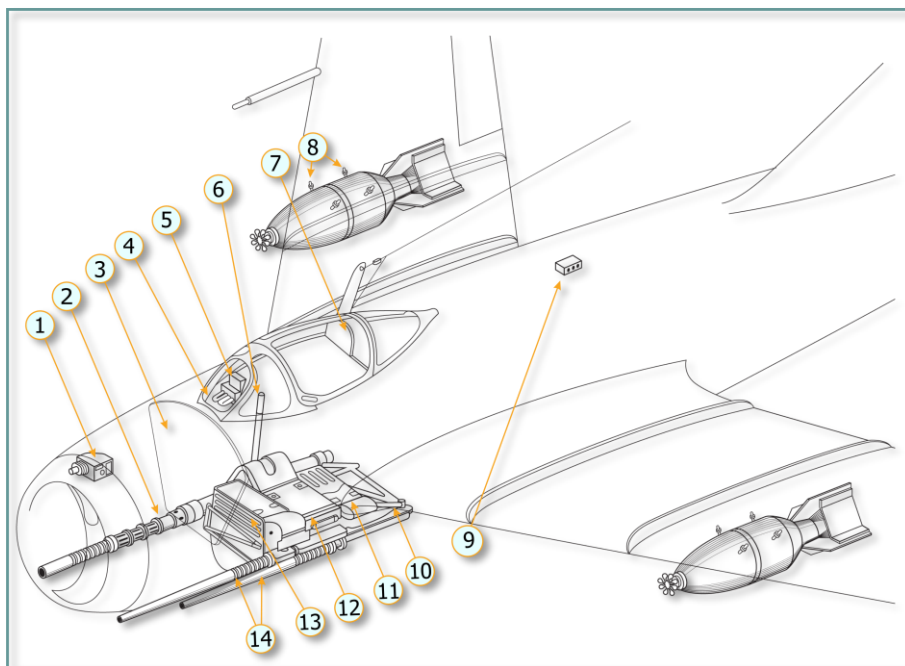


Рис. 5.10. Схема системы вооружения самолёта МиГ-15бис

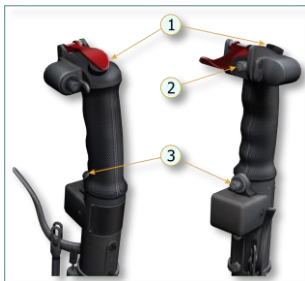
- | | |
|---|---|
| 1. Фотокинопулемёт С-13 | 9. Ракетница (кассета сигнальных ракет) |
| 2. Пушка Н-37 | 10. Лафет |
| 3. Бронеплита на шпангоуте № 4 | 11. Снарядный ящик задней пушки НР-23 |
| 4. Бронестекло козырька | 12. Снарядный ящик пушки Н-37 |
| 5. Прицел АСП-3Н | 13. Бронеплита на шпангоуте № 5 |
| 6. Кнопки управления стрельбой на ручке лётчика | 14. Пушки НР-23КМ |
| 7. Бронезаголовник | |
| 8. Упоры бомбы | |

Объекты кабины, связанные с системой вооружения:

Прицел АСП-3Н (над приборной доской)



Панель вооружения (под приборной доской)



Боевые кнопки стрельбы из пушек и сброса бомб (на РУС):
 1. Кнопка стрельбы из Н-37 (под боевой скобой)
 2. Кнопка стрельбы из НР-23
 3. Кнопка тактического сброса бомб



Пульт перезарядки пушек (на левом борту кабины пилота)



Пульт управления ракетницей
(на левом борту кабины
пилота)



АЗС вооружения (на правом
электроштычке)

5.8.1. Стрелково-пушечное вооружение (СПВ)

Предназначение и состав СПВ

СПВ самолёта МиГ-15 предназначено для уничтожения воздушных и наземных целей противника.



Рис. 5.11. СПВ самолёта МиГ-15бис

Включает в себя:

2 пушки калибра 23-мм НР-23 (14) с запасом снарядов по 80 шт на каждую пушку;

пушку калибра 37-мм Н-37Д (2) с запасом снарядов 40 шт;
лафет пушечного вооружения (10);
систему перезарядки пушек;
электроцепи стрельбы и управления перезарядкой;
две боевые кнопки стрельбы из пушек на РУС (6);
панель вооружения под приборной доской;
пульт перезарядки пушек на левом борту;
АЗСы пушек НР-23, Н-37 на правом электрощитке.

Прицеливание осуществляется с помощью прицела АСП-3Н. Управление огнём электрическое при помощи двух стандартных кнопок, расположенных на ручке лётчика. Кнопка, расположенная сверху ручки, предназначена для стрельбы из пушки Н-37Д, а кнопка, расположенная спереди ручки – для стрельбы из пушек НР-23. Перезарядка пушек производится электропневматическим способом (см. ниже). Для сигнализации готовности СПВ к бою имеются сигнальные лампы. Стреляные гильзы и звенья отводятся за борт самолёта по отводящим рукавам.

23-мм пушки НР-23. Технические характеристики.



Характеристика	Значение
Год	1944
Калибр, мм	23
Вес снаряда/патрона, кг	0,2/0,311
Скорострельность, выст/мин	800–950
Начальная скорость, м/с	
снаряд ОЗ (осколочно-зажигательный)	680
снаряд БЗ (бронебойно-зажигательный)	680
Масса снаряда/(взрывчатого вещества, зажигательной смеси), кг	
снаряд ОЗ	0,2/0,015
снаряд БЗ	0,2/0,007
Бронепробиваемость, мм брони (по нормали)	25 на расстоянии 200 м
Вес пушки, кг	39

Длина ствола, мм	1450
Длина, мм	1980
Ширина пушки, мм	165
Гарантируемая живучесть ствола, выстрелов/ максимальная длина очереди, снарядов	6000/80
Давление воздуха для перезарядки, кг/см ²	не менее 35

37-мм пушка Н-37Д. Технические характеристики.



Характеристика	Значение
Год	1946
Калибр, мм	37
Вес снаряда, кг	0,735
Скорострельность, выст/мин	400
Начальная скорость, м/с	
снаряд осколочно-зажигательный трассирующий (ОЗТ)	690
снаряд бронебойно-зажигательный трассирующий (БЗТ)	675
Бронепробиваемость (БЗТ), мм брони (по нормали)	40 на расстоянии 400 м
30° к нормали	20 на расстоянии 400 м
Вес пушки, кг	103
Длина ствола, мм	1361
Длина, мм	2455
Давление воздуха для перезарядки, кг/см ²	35–70

Работа автоматики Н-37Д основана на принципе использования энергии отдачи при коротком ходе ствола. Основная часть энергии отдачи использовалась на перемещение подвижных частей, преодоление сил трения и на сжатие пружин, а оставшаяся энергия поглощалась гидравлическим и дульным тормозами. Канал ствола запирался затвором поршневого типа. Перезарядание пневматическое.

В ходе опытных стрельб пушки Н-37Д в октябре 1944 г. снаряд БЗТ на дистанции 400 м продемонстрировал следующие результаты: 45-мм броню пробивали по нормали 60 % снарядов, 40-мм броню по нормали пробивали все снаряды, 40-мм броня под углом 30° к нормали не пробивалась (снаряды в броню даже не застревали).

На дистанции двести метров 40-мм броня не пробивалась под углом 20°, а 45-мм броня не пробивалась под углом 15°. Таким образом, пушки Н-37 при реальных углах встречи с

броней (30–45° от нормали) даже на ближних дистанциях могли пробивать броню толщиной не более 20–30 мм.

Лафет пушечного вооружения

Лафет представляет собой рамную силовую конструкцию и предназначен для компактного размещения в фюзеляже самолёта и удобного обслуживания на земле пушек, снарядных ящиков, системы перезарядки, а также проводов электроцепей стрельбы и управления перезарядкой, Рис. 5.12.

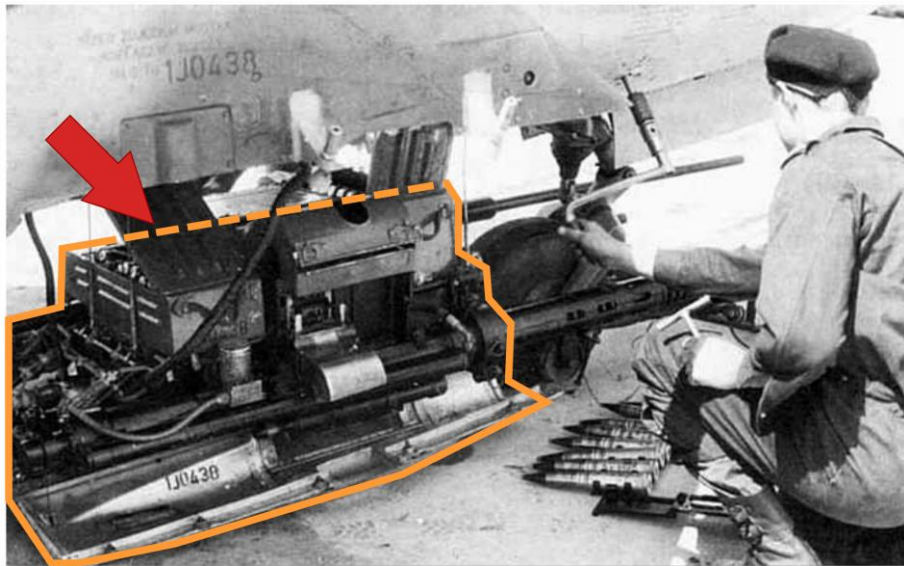


Рис. 5.12. Лафет самолёта МиГ-15бис с установленным оборудованием

Во всех случаях опускания, подъёма и отделения лафета с установкой пристрелка оружия не нарушается.

Выдвижение лафета из самолёта для проведения обслуживания не моделируется.

Электроцепи стрельбы и управления перезарядкой

Предназначены для обеспечения работы электроспуска (инициализации выстрела) и электрической части системы перезарядки. Полностью смоделированы в игре.

Система перезарядки пушек

Система предназначена для электропневматической перезарядки пушек перед первой стрельбой и при заклинении снарядов. Система для работы использует сжатый воздух из воздушной системы и постоянный ток от бортовой сети.

Состав системы: перекрывной клапан, ресивер, три электропневматических клапана ЭК-48 (по одному для каждой пушки), три силовых цилиндра, обратный клапан для Н-37, шланги и трубопроводы.

Пушки перезаряжаются электровоздушным способом, от кнопок на



пульте управления перезарядкой.

Расположение кнопок соответствует расположению оружия, если "смотреть" на пушки с места пилота. Левая и средняя кнопки служат для перезарядки пушек НР-23, правая – для перезарядки пушки Н-37Д.

Лётчик, нажимая на кнопку на пульте перезарядки, включает электромагнит клапана ЭК-48. Для гарантированного завершения перезарядки удерживать кнопку необходимо не менее 3 с.

Электропневмоклапан ЭК-48 представляет собой агрегат, объединяющий втяжной электромагнит и пневмоклапан. Электромагнит открывает клапан, после чего сжатый воздух из воздушной сети самолёта проходит одновременно в цилиндры ударного механизма и механизма подачи патронной ленты. При отпускании кнопки электромагнит выключается, клапан переключается под действием пружины, и воздух из цилиндров стравливается в атмосферу.

В клапан ЭК-48 воздух поступает от основной воздушной системы через перекрывной клапан и ресивер (см. [Рис. 5.9](#), магистраль В).

По окончании перезарядки загораются лампы красного цвета



на панели вооружения, сигнализирующие готовность пушки к бою, [Рис. 4.10](#). Минимальное напряжение сети для перезарядки 22 В.

Перекрывной клапан необходим при снятии и отделении лафета с пушками от самолёта. Ресивер ёмкостью 2 л установлен вблизи пушек и предназначен для более энергичного поступления сжатого воздуха в рабочие цилиндры. Ресивер представляет собой баллон цилиндрической формы, имеющий один вход и два выхода.

5.8.2. Бомбовое вооружение

Бомбовое вооружение предназначено для поражения наземных небронированных целей и включает в себя (в игре):

- два бомбодержателя-замка БД2-48МиГ (по одному под каждым полукрылом);
- две бомбы ФАБ-100М или две бомбы ФАБ-50, [Рис. 5.13](#);
- щиток управления бомбовым вооружением;
- кнопка тактического сброса бомб на РУС ([Рис. 4.3](#), 4);
- АЗСы АВАРИЙНЫЙ СБРОС БАКОВ, БОМБЫ на правом электрощитке.



Рис. 5.13. Бомба ФАБ-100 под правым полукрылом

Щиток управления бомбовым вооружением является частью панели



вооружения

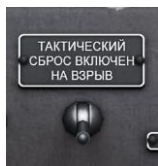
(см. [Рис. 4.10](#), 6–10).

Сброс бомб выполняется с использованием либо основной цепи сброса (тактический сброс), либо аварийной. Бомбы могут быть сброшены как на "взрыв" (тактически или аварийно), так и на "невзрыв" (тактически или аварийно).

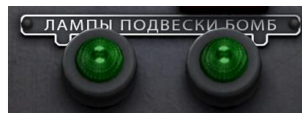
Для тактического сброса бомб необходимо:

2. Включить АЗС "БОМБЫ" на правом электрощитке.

3. Включить выключатель электросети сбрасывания бомб на бомбовом щитке с надписью "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ВКЛЮЧЕН НА ВЗРЫВ"



, при этом две зелёные



и одна



красная лампы должны загореться.

4. Сбросить бомбы: для чего нажать на кнопку тактического сброса бомб на РУС, бомбы сойдут, зелёные лампы погаснут.

Примечание. Лампа красного цвета будет гореть до выключения выключателя "Тактический сброс включён на взрыв".

Для АВАРИЙНОГО СБРОСА НА "ВЗРЫВ" НЕОБХОДИМО:

5. Включить АЗС "АВАРИЙНЫЙ СБРОС БАКОВ" на правом электрощитке.

6. Включить на бомбовом щитке выключатель с надписью "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ВКЛЮЧЕН НА ВЗРЫВ"; при этом лампы сигнализации (красного и зелёного цвета) должны загореться.

7. Осуществить сброс от аварийного выключателя нажимного типа



, для чего сначала поднять предохранительный колпак

[LAlt + D], а затем нажать выключатель [LCtrl + D].

АВАРИЙНЫЙ СБРОС НА "НЕВЗРЫВ".

Примечание. Если аварийный сброс выполняется для безопасной посадки, а не по цели, то бомбы должны сбрасываться на НЕВЗРЫВ, для чего выключатель АВАРИЙНЫЙ ВЗРЫВ необходимо оставить в нижнем положении. Остальные действия аналогичны.

5.8.3. Прицел АСП-3Н

Для прицеливания при стрельбе на самолёте установлен гироскопический автоматический прицел АСП-3Н, Рис. 5.14.

В его состав входят:

- прицельная головка с реостатом дальности и кронштейном;
- механизм автоматического ввода высоты (автомат ввода высоты);
- барреторный стабилизатор тока;
- распределительная коробка;
- фильтр.

Барреторный стабилизатор тока, распределительная коробка и фильтр реализованы как часть модели прицела и отдельно не рассматриваются.

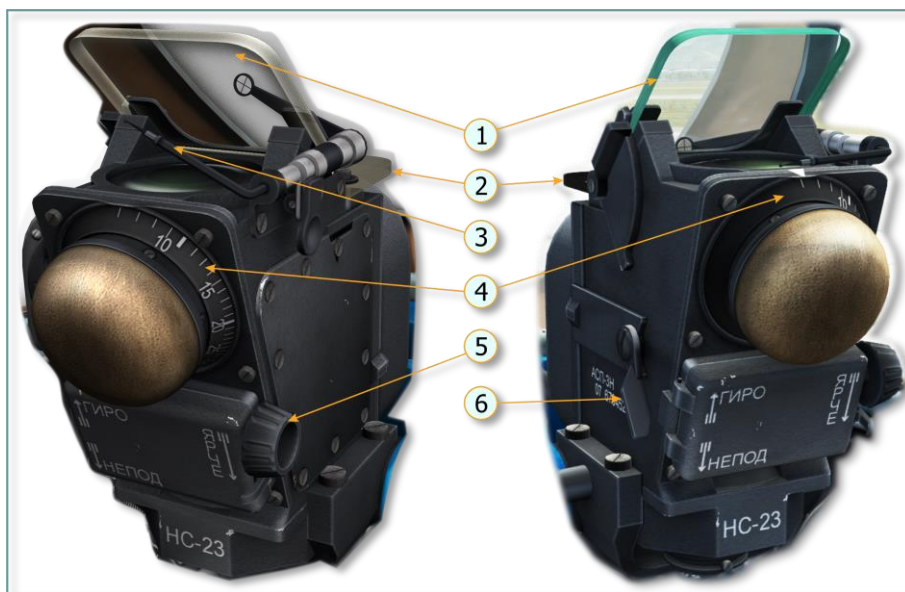
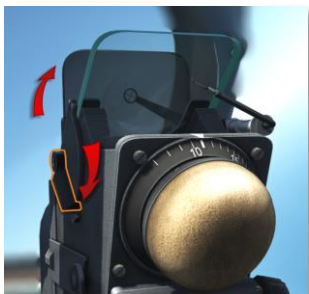


Рис. 5.14. Прицельная головка прицела АСП-3Н

- | | |
|---|--|
| <ul style="list-style-type: none"> 1. Отражатель 2. Откидной светофильтр 3. Механический дублёр прицела 4. Вращающийся лимб установки базы цели | <ul style="list-style-type: none"> 5. Ручка регулировки яркости сетки 6. Ручка арретирования гироскопа прицела |
|---|--|

(1) *ОТРАЖАТЕЛЬ* предназначен для проецирования сетки прицела в поле зрения глаз лётчика.

(2) *ОТКИДНОЙ СВЕТОФИЛЬТР* предназначен для обеспечения комфортного прицеливания при попадании солнечных лучей в поле



зрения прицела

|RAlt + L|.

(3) *МЕХАНИЧЕСКИЙ ДУБЛЁР ПРИЦЕЛА* предназначен для прицеливания в случае отказа подсветки прицела. Устанавливается кликом мыши



или |LAlt + M|.

(4) *ВРАЩАЮЩИЙСЯ ЛИМБ* установки базы цели (wingspan) – предназначен для установки базы цели (как правило, размаха крыльев) в метрах колесом мыши или |,| \|.

(5) *РУЧКА РЕГУЛИРОВКИ ЯРКОСТИ СЕТКИ* предназначена для установки комфортного уровня яркости сетки (днём – ярче, ночью – более тускло) |RAlt + O|, |RCtrl + O|.

(6) *РУЧКА АРРЕТИРОВАНИЯ ГИРОСКОПА* прицела. Арретирование прицела применяется для предотвращения порчи гироскопа при резких манёврах самолёта, а также для случаев, когда прицеливание с неподвижной сеткой проще (приблизительно на дальностях менее 200 м) |LShift + J|.

Прицельная головка с реостатом дальности установлена впереди лётчика перед бронестеклом фонаря.

Общее описание прицела

Основные данные прицела АСП-ЗН представлены в Таблица 5.2.

Таблица 5.2

Характеристика	Значение
Дальность прицеливания, м	180–800
Угол упреждения	0–8°
Размер цели, устанавливаемый вращающимся лимбом базы цели, м	7–45
Размер кольца механического визира, тыс	17,5
Напряжение в сети, В	26 ± 2
Потребляемая мощность, Вт:	с обогревом
	без обогрева
	до 120
	60
Угловая величина дальномерного кольца (диапазон)	17,5–132 тыс (от 1° до 7°)
Вес всего прицела (полётный вес), кг	8,1

Оптика прицела – коллиматорного типа с искусственным подсветом, позволяющим работать в любых условиях освещения цели и фона.

Дальномерное устройство позволяет определять дальность до цели в пределах от 180 до 800 м при размерах цели от 7 до 45 м.

Прицел имеет функции простейшего вычислителя стрельбы и автоматически строит углы упреждения при стрельбе из неподвижно установленного на самолёте оружия. Поэтому в поле зрения прицельной головки имеются две сетки: неподвижная – в виде кольца постоянного радиуса и центральной точки, и подвижная – в виде дальномерного кольца из восьми подвижных ромбиков, расположенных по окружности.

П р и м е ч а н и е . Подвижность здесь рассматривается только как возможность ромбиков сходиться к центру или расходиться. В режиме ГИРО и при наличии угловой скорости самолёта вся прицельная марка (и внешнее кольцо, и ромбики) двигается в поле зрения прицела в сторону отставания от оси самолёта.

Прицеливание осуществляется эволюциями самолёта, при которых прицельная марка смещается от центра поля зрения навстречу видимому движению цели. Угол упреждения оружия (ψ_{wppn}) строится в зависимости от относительной угловой скорости цели (ω_t) и времени полёта снаряда (T_r) на дальность стрельбы:

$$\psi_{wppn} = \omega_t T_r$$

Время полёта на дальность учитывается для оружия определённой баллистики, для которого рассчитан реостат дальности данного прицела. Для АСП-3Н таким оружием является пушка НР-23.

Принцип работы "вычислителя" прицела АСП-3Н

Для расчёта упреждения при стрельбе необходимо иметь данные об угловой скорости цели относительно прицела, дальности до цели, плотности воздуха, значения показателей баллистики расчётного снаряда для текущей плотности воздуха.

Для расчёта угловой скорости цели используется свойство прецессии гироскопа прицела, который включается в работу ручкой (6). Для определения дальности вводятся известный линейный размер реальной цели (база цели) и угловой размер цели. База цели в метрах устанавливается лётчиком вручную с помощью вращающегося лимба (4). Угловой размер цели постоянно корректируется лётчиком посредством вращения ручки на РУДе и обрамления цели внутренними вершинами ромбиков.

Таким образом, на основе заданных значений баллистики снаряда, вычисленных значений дальности до цели, её угловой скорости и плотности воздуха (для этого в схеме установлен автомат ввода высоты) рассчитывается поправка для выноса точки прицеливания.

Общее описание работы лётчика во время прицеливания

При боевом применении прицела лётчик наблюдает цель через отражатель коллиматорной системы прицельной головки, при этом в поле зрения кроме самолёта-цели лётчик видит дальномерное кольцо, образованное восемью ромбиками. Кроме дальномерного кольца, которое изменяет свой размер при повороте рукоятки ввода дальности,

смонтированной на рычаге газа, в поле зрения видно кольцо



постоянного радиуса и центральную точку

Работа лётчика во время погони за противником заключается в маневрировании самолётом так, чтобы центральная точка была наложена на цель. Кроме того, вращая рукоятку управления дальностью, лётчик должен непрерывно обрамлять силуэт самолёта противника дальномерным кольцом (ромбиками).

Относительная угловая скорость цели автоматически измеряется и вводится в решающую часть прицела трёхстепенным гироскопом в процессе слежения самолёта за целью за счёт прецессии гироскопа.

Скорость прецессии изменяется лётчиком через реостат дальности. Управление реостатом дальности смонтировано на ручке управления



двигателем.

Вращающаяся ручка через тросовую проводку изменяет параметры работы реостата дальности, что в свою очередь, влияет на скорость прецессии гироскопа. Зеркало, проецирующее изображение сетки прицела и укрепленное на оси гироскопа, отклоняется на больший или меньший угол в зависимости от параметров работы реостата. Изображение сетки прицела смещается в

поле зрения прицела таким образом, что лётчику для удержания центра ромбической окружности на цели, необходимо "вынести" продольную ось самолёта (и пушек) вперёд по вектору скорости цели. Значение величины выноса (угла прицеливания) зависит от упомянутых выше факторов.

Схема на Рис. 5.15 поясняет особенности прицеливания с гироскопическим прицелом:

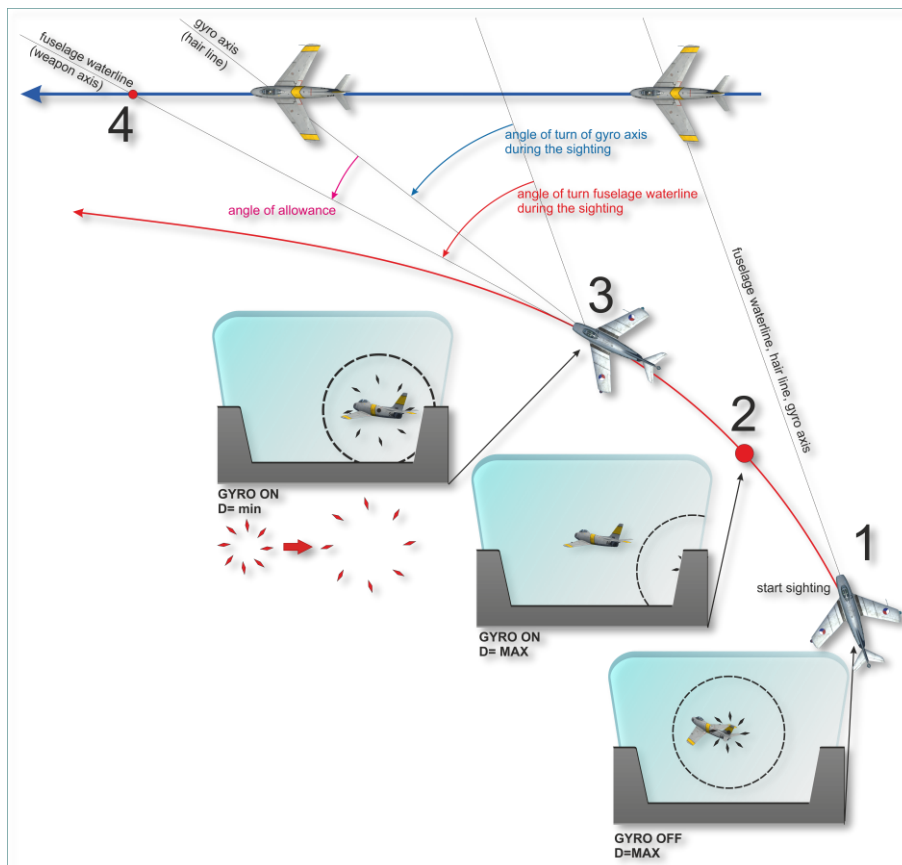


Рис. 5.15. Схема прицеливания с применением гироскопического прицела

Точка 1. Начало атаки. Гироскоп заарретирован, лётчик наблюдает цель через центральную марку прицела. Установлена "дальность" 800 м (к примеру).

Точка 2. Лётчик разарретировал гироскоп прицела и осуществляет доворот самолёта для удержания цели в поле зрения. Так как в т. 2 появилась угловая скорость самолёта, то началась прецессия гироскопа прицела. Для установленной дальности (800 м) вычислитель прицела отработал также максимальную "поправку", что при некотором значении угловой скорости разворота может привести к "уходу" прицельной марки из поля зрения прицела в сторону отставания от цели (вид отражателя прицела для точки 2).

Точка 3. Лётчик уменьшил дальность на реостате до минимального значения (ромбики разошлись). Вычислитель уменьшил угловую поправку, прицельная марка сдвинулась ближе к центру прицела, облегчая лётчику удержание цели в области обрамления её ромбиками. При точном обрамлении цели внутренними вершинами ромбиков будет автоматически рассчитан угол прицеливания (он же угол упреждения оружия на схеме): между осью гироскопа, направленной на цель, и осью самолёта.

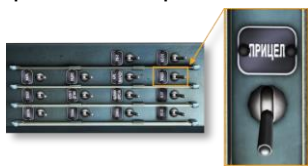
Точка 4. Место встречи снарядов с целью при открытии огня.

Примечания. 1. При попадании солнца в поле зрения прицела для облегчения прицеливания устанавливается откидной светофильтр (2), **[RAlt + L]**.

2. Для уменьшения ошибки в определении дальности вследствие изменения видимого размера цели при стрельбе под различными ракурсами в дальномерном устройстве учтён средний ракурс (1/4) для наиболее вероятного диапазона ракурсов целей (от 2/4 до 0/4). Поэтому никаких поправок на ракурс цели учитывать не следует. Диапазоны дальностей точной работы дальномера при стрельбе по типовым воздушным целям приведены на графике, [Рис. 10.1](#).

Порядок работы с прицелом и СПВ при стрельбе по воздушным целям

1. Перед стрельбой необходимо включить АЗС "ПРИЦЕЛ" на правом электрощитке за 10 мин до его применения



[LAlt + LCtrl + R].

2. Гирокскоп должен быть заарретирован **|LShift + J|**



3. Откинуть боевую (предохранительную) скобу на РУС



|LCtrl + Space|

4. При обнаружении цели установить на шкале баз прицельной головки размер цели (например, 12 м – размах крыльев F-86F) **|,|,|/|**, а



гироскоп разарретировать [LShift + J]



5. Начать манёвр сближения с целью, разворачивая самолёт до того момента, пока цель не будет видна в поле зрения прицела. Так как такой манёвр происходит при больших скоростях разворота, то гироскоп будет сильно отклоняться, и изображение колец и центральной точки может уйти за край поля зрения. Чтобы избежать этого, рекомендуется при манёвре сближения повернуть рукоятку дальности, смонтированную на рычаге газа, до отказа в сторону малых дальностей |.|.



При этом изображение колец будет отклоняться от оси самолёта на незначительный угол (т.к. вычислитель будет "думать", что цель находится близко, и требуется угловая поправка минимального значения).

6. Начать погоню, стараясь наложить центр ромбического кольца на цель. Одновременно нужно "обрамить" цель ромбической окружностью, для чего следует поворачивать рукоятку дальности на рычаге газа |;|, |.|.

7. Во время погони за целью нужно плавно вести самолёт таким образом, чтобы центральная точка не сходила с цели, и, поворачивая рукоятку дальности, непрерывно обрамлять контур цели ромбической окружностью.

8. Удерживать цель, вписанной в ромбическую окружность, не менее 1,5–2 сек, после чего открыть огонь.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. Правильный угол упреждения получается только тогда, когда размер цели установлен верно, и цель вписана в ромбическое кольцо, образованное внутренними углами ромбиков. При маневренном бое в случае больших угловых скоростей или на дистанциях, меньших 180 м, нужно пользоваться неподвижной сеткой, для чего перевести ручку арретира в положение НЕПОД [LShift + J]. Неподвижным кольцом лётчик может также воспользоваться в случае выхода гироскопа из строя.

2. В случае отказа оптической системы или лампы подсвета нужно пользоваться механическим визиром (3).

3. При запуске двигателя, рулении, взлёте и перед посадкой заарретировать и выключить прицел.

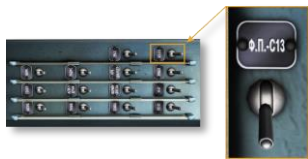
5.8.4. Фотокинопулемёт С-13

Для контроля выполнения учебно-тренировочных заданий по воздушной стрельбе на самолёте вверху носовой части фюзеляжа установлен фото-



кинопулемёт С-13.

В состав входит сам прибор и АЗС "Ф.П. С-13" на правом электропитке



[LAlt + LCtrl + 7].

О работе устройства сигнализирует лампа ФКП на приборной доске:



, которая загорается при нажатии на одну из кнопок стрельбы.

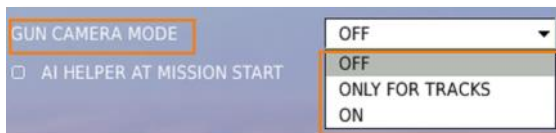
Включение фотокинопулемёта осуществляется при нажатии любой из кнопок управления огнём пушек (АЗС "Ф.П.С-13" должен быть включён).

Основные данные С-13, Таблица 5.3.

Таблица 5.3

Параметр	Значение
Число кадров в кассете	150
Максимальное время фотографирования, сек	19
Темп фотографирования, кадров/сек	7–10
Вес, кг	2

Результат работы ФКП можно увидеть во время игры или при просмотре трека. Для этого необходимо включить опцию GUN CAMERA MODE в



настройках игры.

OFF – выключено; ONLY FOR TRACKS – будет видим только в треке;

ON – будет виден сразу при стрельбе (может вызвать небольшое падение частоты кадров при малом быстродействии компьютера игрока).

Все моменты нажатия на любую из кнопок стрельбы из пушек будут показаны как "фото", сделанное прибором С-13:



Рис. 5.16. Расположение и вид снимка камеры ФКП С-13

5.8.5. Броневая защита лётчика

Броневая защита состоит из двух 10-мм бронестенок (3, 13), 10-мм бронезаголовника на сидении лётчика (7) и 64-мм бронестекла на козырьке фонаря лётчика (4). Моделируется степень живучести лётчика при попадании осколков и пуль.

5.8.6. Ракетница (кассета сигнальных ракет)

Кассета сигнальных ракет установлена в хвостовой части фюзеляжа с



правой стороны.

Кассета рассчитана на зарядку её четырьмя 26-мм сигнальными патронами с применением электропиродарников. Отстрел осуществляется с пульта управления ракетницей:



Для отстрела необходимо сначала перевести в верхнее положение выключатель СИГНАЛЬНЫЕ РАКЕТЫ, а затем нажать кнопку отстрела необходимого цвета. Минимальное напряжение сети для работы ракетницы 15 В.

5.9. Система пожаротушения (противопожарное устройство)

Противопожарное устройство (Рис. 5.17) предназначено для тушения пожара в пожароопасной зоне двигателя, т. е. в зоне, в которой повреждение двигателя может привести к появлению пламени. Эта зона охватывает конец камер сгорания и корпус газовой турбины.

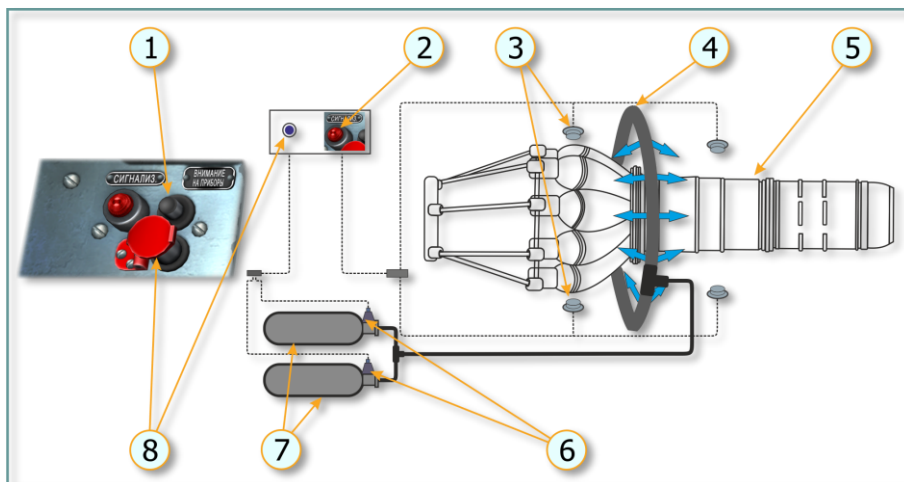


Рис. 5.17. Противопожарное устройство самолёта МиГ-15бис

- | | |
|--|---|
| 1. Кнопка проверки лампы сигнализации пожара | 5. Двигатель |
| 2. Лампа сигнализации | 6. Пироголовки на баллонах |
| 3. Термоизвещатели (4 шт.) | 7. Баллоны с огнегасящей смесью (углекислота) |
| 4. Коллектор с отверстиями для распределения огнегасящей смеси | 8. Кнопка подрыва пироголовки |

Противопожарная установка включает в себя:

два трёхлитровых баллона со специальными пироголовками, заряженных обезвоженной углекислотой;
 трубопровода с коллектором на двигателе;
 четыре термоизвещателя;
 сигнальную лампочку ПОЖАР с тумблером включения в кабине.

При возникновении пожара и достижении температуры в отсеке двигателя 120–140°C от термоизвещателей поступает сигнал и загорается красная лампочка с надписью "ПОЖАР".

Действия при возникновении пожара

При загорании сигнальной лампочки ПОЖАР необходимо:

1. Выключить двигатель, перекрыв пожарным краном подачу топлива |End|.

2. Нажать кнопку включения противопожарной системы, находящуюся на левом пульте рядом с сигнальной лампой ПОЖАР – откинуть предохранительный колпачок **[RAlt + F]**, затем нажать кнопку **[RCtrl + F]**.

При нажатии кнопки пиропатрон взрывается и сдвигает поршень с иглой, которая, пробив мембрану пироголовки, соединяет баллоны с противопожарным коллектором. Освободившиеся из баллона газы по трубопроводу попадают в противопожарный коллектор и, распыляясь, сбивают пламя в двигательном отсеке.

5.10. Система кислородного питания (кислородное оборудование)

Система кислородного питания предназначена для обеспечения лётчика необходимым количеством кислорода в условиях полёта.

Включает в себя баллоны для хранения запаса кислорода, трубопроводы, манометры, комплект КП-14, съёмный парашютный комплект КП-15, см. схему Рис. 5.18.

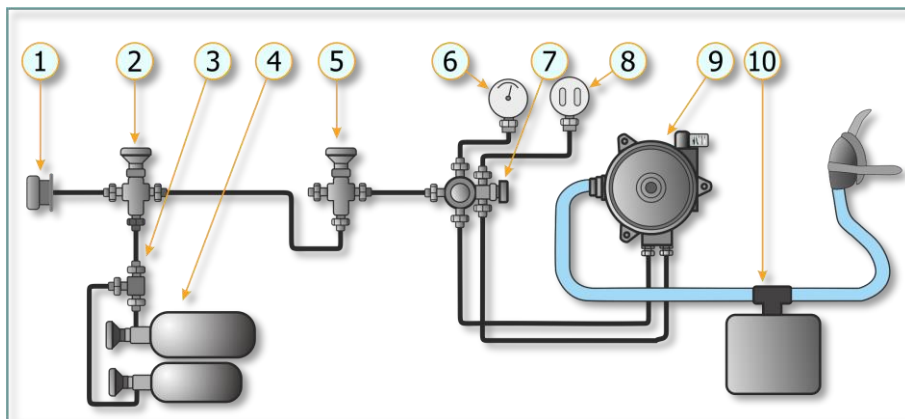
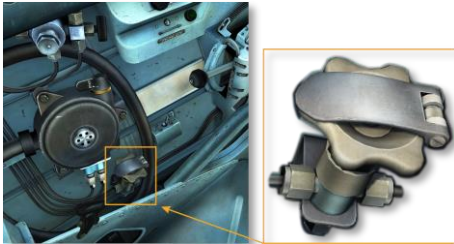


Рис. 5.18. Система кислородного питания

- | | |
|--------------------------------------|---|
| 1. Штуцер бортовой зарядки | 7. Кислородный редуктор КП-14 с краном аварийной подачи кислорода |
| 2. Вентиль бортовой зарядки | 8. Индикатор кислорода ИК-14 |
| 3. Переходной штуцер | 9. Кислородный прибор КП-14 |
| 4. Кислородные баллоны на 4 л и 2 л | 10. Кислородно-парашютный прибор КП-15 |
| 5. Вентиль бортовой кислородной сети | |
| 6. Манометр кислорода МК-12 | |

(1) ШТУЦЕР БОРТОВОЙ ЗАРЯДКИ, (2) ВЕНТИЛЬ БОРТОВОЙ ЗАРЯДКИ, (3) ПЕРЕХОДНОЙ ШТУЦЕР – в игре не моделируются.

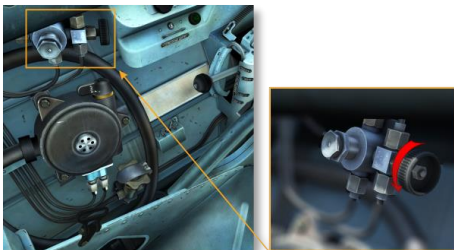
Объекты кабины, связанные с системой кислородного питания:



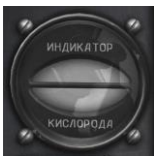
(5) Вентиль бортовой кислородной сети (Рис. 5.18, 5) на левом борту



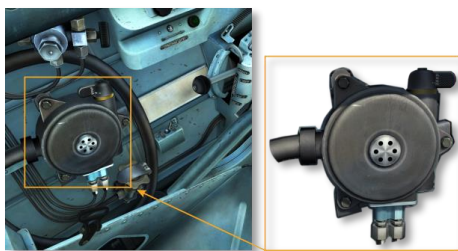
(6) Манометр кислорода МК-12 (Рис. 5.18, 6) на приборной доске слева



(7) Кислородный редуктор КР-14 с краном аварийной подачи кислорода (Рис. 5.18, 7) на левом борту



(8) Индикатор кислорода ИК-14 (Рис. 5.18, 8) на приборной доске слева сверху



(9) Кислородный прибор
КП-14 (Рис. 5.18, 9) на левом
борту

(10) Кислородно-парашютный прибор КП-15 моделируется как способность лётчика дышать после катапультирования. При проверках кислородного оборудования не моделируется.

Работа системы кислородного питания

Кислород находится под давлением 150 кг/см^2 в баллонах (4). При нормальном использовании кислород от баллонов через тройник подходит к вентилю бортовой зарядки (2), который соединяет баллоны с бортовым штуцером (1) для зарядки или с бортовой сетью для питания. От вентиля бортовой зарядки кислород подводится к вентилю бортовой сети (5). Далее проводка идёт к редуктору КР-14 (7), от которого один трубопровод подводится к манометру (6) на левой части приборной доски, а другой – к кислородному прибору КР-14 (9).

Кислородный прибор КР-14 предназначен для образования смеси воздуха и кислорода, а также автоматического регулирования её состава. Включает в себя автомат подсоса воздуха и лёгочный автомат. С увеличением высоты полёта процентное содержание чистого кислорода растёт.

К кислородному прибору присоединён шланг с кислородной маской. Кислородный прибор соединён с индикатором кислородного потока ИК-14 (8). Редуктор КР-14 понижает давление кислорода до $2\text{--}3 \text{ кг/см}^2$, направляя кислород в КП-14. В основном режиме работы КП-14 осуществляет смешивание чистого кислорода и кабинного воздуха. При работе в загерметизированной кабине до высоты в кабине 2000 м лётчик через КП-14 дышит воздухом, поступающим из гермокабины, имеющей систему наддува, т.е. до 2000 м осуществляется дыхание без добавления кислорода (закабинным воздухом). На высотах от 2000 до 8000 м начинается увеличение процентного содержания кислорода во вдыхаемой смеси за счёт увеличения подачи кислорода регулятором непрерывной подачи и уменьшения подсоса воздуха из гермокабины. После 8000 м лётчик дышит уже 100 % кислородом.

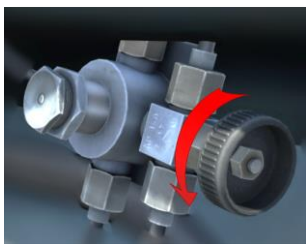
Для работы КП-14 в режиме смешивания кислорода с воздухом необходимо открыть **выключатель подсоса воздуха**:



В игре предусмотрено, что кислородная маска всегда надета. Поэтому, если выключатель подсоса воздуха закрыть при закрытом положении вентиля кислорода, то через 30–40 сек лётчик начнёт испытывать затруднения дыхания и может "потерять сознание".

Кроме описанного выше режима работы КП-14 (смешивания кабинарного воздуха и кислорода в пропорции, зависящей от высоты полёта), можно включить прибор в режим подачи 100 % кислорода, закрыв подсос воздуха, т.е. лёгочный автомат при вдохе будет подавать чистый кислород.

В случае задымления кабины на большой высоте рекомендуется перейти на дыхание чистым кислородом с принудительной подачей кислорода, для чего повернуть полностью влево кран аварийной подачи кислорода



на KP-14 (колесо мыши – "от себя"). В этом случае кислород подаётся постоянно, минуя КП-14.

При разгерметизации кабины на высотах полёта до 12000 м система кислородного питания обеспечивает лётчику резервное время для снижения до безопасной высоты. При разгерметизации на высоте выше 12000 м – смерть пилота.

Проверка системы питания кислородом перед полётом описана в разделе [7.1.2.](#)

5.11. Светотехническое оборудование самолёта

Предназначено для обеспечения применения самолёта в тёмное время суток. Включает в себя *ОСВЕТИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЛЁТЧИКА* и *ВНЕШНЕЕ СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ*.

5.11.1. Осветительное оборудование кабины лётчика

Обеспечивает лётчику видимость показаний приборов и большинства объектов кабинного оборудования в тёмное время суток.

Включает в себя:

- кабинную лампу белого света подсвета щитка РСИ-6М1 и кислородного прибора (слева) (Рис. 5.19, 1);
- кабинную лампу белого света подсвета КЛС-39 левого электрощитка и колонки управления (Рис. 5.19, 2);
- левую лампу арматуры ультрафиолетового облучения АРУФОШ (Рис. 5.19, 3);
- правую лампу арматуры ультрафиолетового облучения АРУФОШ (Рис. 5.19, 4);
- кабинную лампу белого света подсвета КЛС-39 правого электрощитка (Рис. 5.19, 5);
- реостат кабинных ламп белого света РЛ-70 (один);
- реостаты ламп АРУФОШ РУФО-45 (два);
- АЗСы, связанные с питанием источников света.



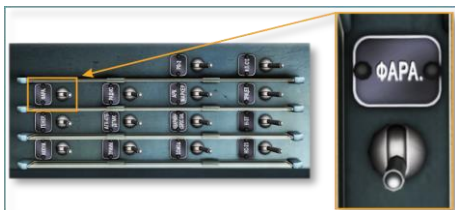
Рис. 5.19. Схема размещения источников света в кабине МиГ-15бис

1. Кабинная лампа белого света подсвета щитка ДУ РСИ-6М1 и кислородного прибора
2. Кабинная лампа белого света подсвета КЛС-39 левого электрощитка и колонки управления
3. Левая лампа арматуры ультрафиолетового облучения АРУФОШ
4. Правая лампа арматуры ультрафиолетового облучения АРУФОШ
5. Кабинная лампа белого света КЛС-39 подсвета правого электрощитка

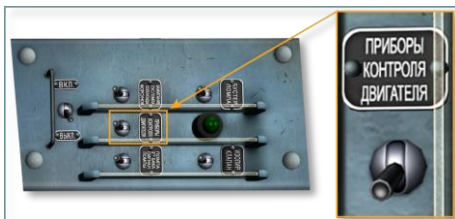
Описание объектов кабины, связанных с осветительным оборудованием кабины лётчика



1. Место установки кабинной лампы белого света подсвета щитка РСИ-6М1 и кислородного прибора (Рис. 5.19, 1). Включается АЗС "ФАРА", горит постоянным светом, не регулируется реостатами.
2. Место установки лампы подсвета левого электрощитка и колонки управления (Рис. 5.19, 2). Включается АЗС "ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ" и регулируется реостатом РЛ-70.



АЗС "ФАРА" (правый электрощиток). Включает фару, а также кабинную лампу белого света подсвета щитка РСИ-6М1 и кислородного прибора.



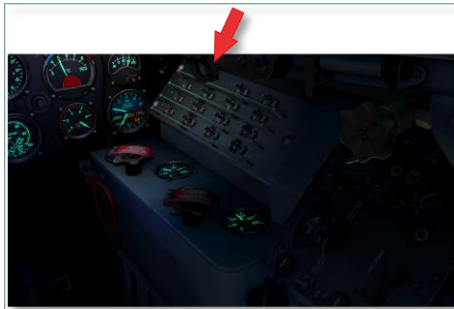
АЗС "ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ" (левый электрощиток). Включает кабинные лампы белого света подсвета левого и правого электрощитков.



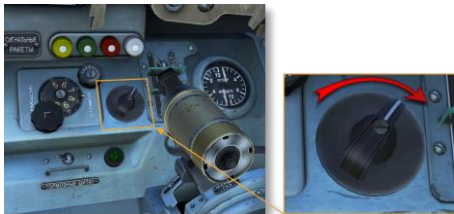
Левая лампа АРУФОШ (Рис. 5.19, 3). Осуществляет подсвет приборного оборудования левой и центральной части приборной доски ультрафиолетовыми лучами. Включается и регулируется реостатом РУФО-45 (передним).



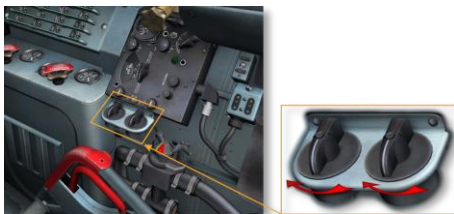
Правая лампа АРУФОШ (Рис. 5.19, 4). Осуществляет подсвет приборного оборудования правой и центральной части приборной доски ультрафиолетовыми лучами. Включается и регулируется реостатом РУФО-45 (задним).



Место установки кабиной лампы белого света подсвета правого электрощитка (Рис. 5.19, 5). Включается и регулируется реостатом РЛ-70.



Реостат кабиных ламп белого света РЛ-70, регулирующий яркость ламп подсветки левого и правого электрощитков.



Реостаты ламп АРУФОШ РУФО-45, регулирующих яркость ламп АРУФОШ.

Регулирование яркости всех ламп подсвета (кроме лампы подсвета щитка РСИ-6М1 и кислородного прибора) осуществляется поворотом реостатов. Лампа подсвета щитка РСИ-6М1 и кислородного прибора включается от АЗС посадочной фары. После включения эта лампа светит с постоянной яркостью. Так как АЗС "ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ"

на запущенном самолёте уже включён, то для включения белого подсвета достаточно повернуть регулятор РЛ-70 вправо.

Особенность эксплуатации ламп АРУФОШ

В режиме "зажигания" подаётся максимальное напряжение на спираль и биметаллическую пластинку. Спираль разогревает биметаллическую пластинку, пары ртути и аргона, а биметаллическая пластинка после 15 сек нагрева размыкает цепь, но "взамен" этого между спиралью и кольцом вокруг неё возникает дуговой разряд, поддерживающий свечение паров ртути и аргона. При постоянной подаче максимального напряжения на лампу может произойти перегорание спирали, поэтому регулятор РУФО-45 после розжига лампы необходимо немного повернуть влево.

5.11.2. Внешнее светотехническое оборудование

Обеспечивает заметность самолёта на безопасном расстоянии другими участниками воздушного движения, а также освещение полосы для лётчика при взлёте и посадке в тёмное время суток, Рис. 5.20.



Рис. 5.20. Вид самолёта ночью с включённым внешним светотехническим оборудованием

Включает в себя:

бортовые аэронавигационные огни (БАНО), их три, Рис. 5.20: левый огонь – красного цвета, правый огонь – зелёного цвета, хвостовой огонь – белого цвета;

выключатель аэронавигационных огней (АНО);

посадочную фару (встроена в носовой кок);

выключатель посадочной фары.

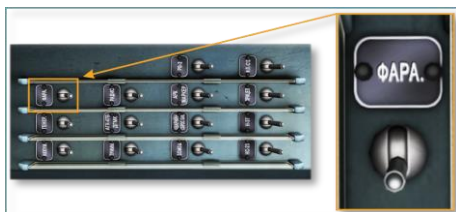
Описание объектов кабины, связанных с внешним светотехническим оборудованием



Выключатель АНО.
Расположен на левом борту кабины вблизи приборной доски. Включает все три аэронавигационных огня.



Выключатель фары.
Расположен в левом верхнем углу приборной доски.



АЗС "ФАРА" (правый электрощиток). Включает фару, а также cabinную лампу белого света подсветки щитка РСИ-6М1 и кислородного прибора, (Рис. 5.19, 1).

Всё светотехническое оборудование самолёта подключено к цепи 27–29 В постоянного тока.



6

**СВЯЗНОЕ И
РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ**

6. СВЯЗНОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Связное и радиоэлектронное оборудование МиГ-15бис предназначено для обеспечения связи с пунктами управления и между самолётами, а также облегчения определения места самолёта.

Общая схема размещения связного и радиоэлектронного оборудования показана на Рис. 6.1:

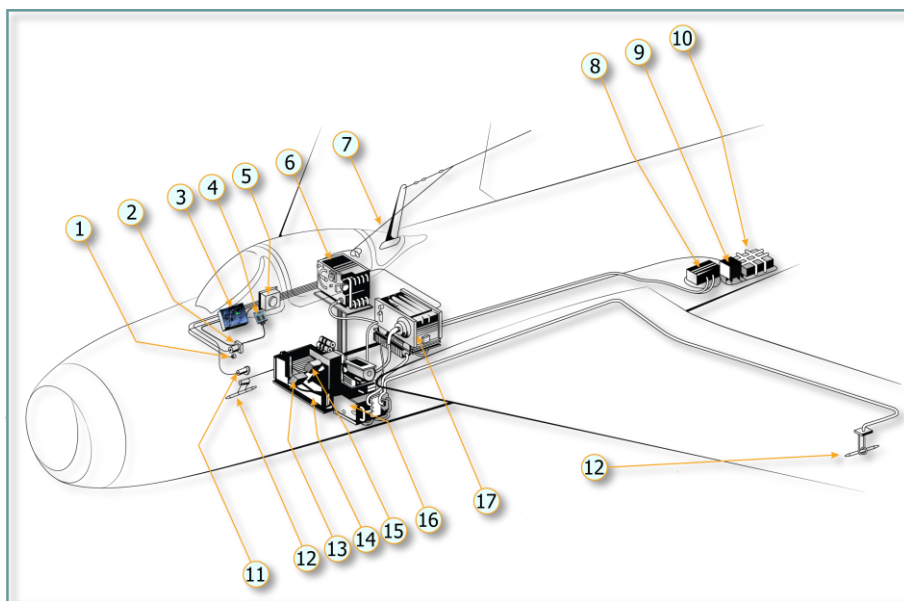


Рис. 6.1. Схема размещения связного и радиоэлектронного оборудования на самолёте

- | | |
|--|--|
| 1. Лампа-сигнализатор маркерного маяка системы МРП-48П | 12. Антенны радиовысотомера РВ-2 |
| 2. Указатель курса СУП-7 радиоконпаса АРК-5 | 13. Щиток переключателей диапазонов ближней приводной радиостанции АРК-5 |
| 3. Щиток К-7 управления АРК-5 | 14. Приёмник радиоконпаса АРК-5 |
| 5. Звонок системы МРП-48П | 15. Пульт ДУ-6 дистанционного управления приёмником РСИ-6М1 |
| 6. Передатчик РСИ-6К | |
| 7. Наружная антенна радиостанции | |

8. Рамочная антенна АРК-5
9. Маркерный радиоприёмник МРП-48П
10. Рамочная антенна МРП-48П
11. Указатель ПРВ-46 радиовысотомера РВ-2
16. Приёмопередатчик радиовысотомера РВ-2
17. Приёмник РСИ-6М1

6.1. Связное радиооборудование

На самолёте установлена одна коротковолновая радиостанция *РСИ-6К*. Связная радиостанция РСИ-6К является приёмопередающей симплексной коротковолновой станцией. Служит для связи самолёта с землёй и между самолётами. Состоит из комплекта передатчика РСИ-6К и комплекта приёмника РСИ-6М1 (блоки установлены на задней стенке кабины лётчика), Рис. 6.2.



Рис. 6.2. Передатчик РСИ-6К (слева) и приёмник РСИ-6М1 (справа)

В отличие от современных самолётных радиостанций, комплект РСИ-6К позволяет настроить передатчик на отличную от приёмника частоту (волну).

6.1.1. Передатчик РСИ-6К

На передней панели передатчика имеются органы управления частотой контура, настройкой антенны и контроля настройки, Рис. 6.3:

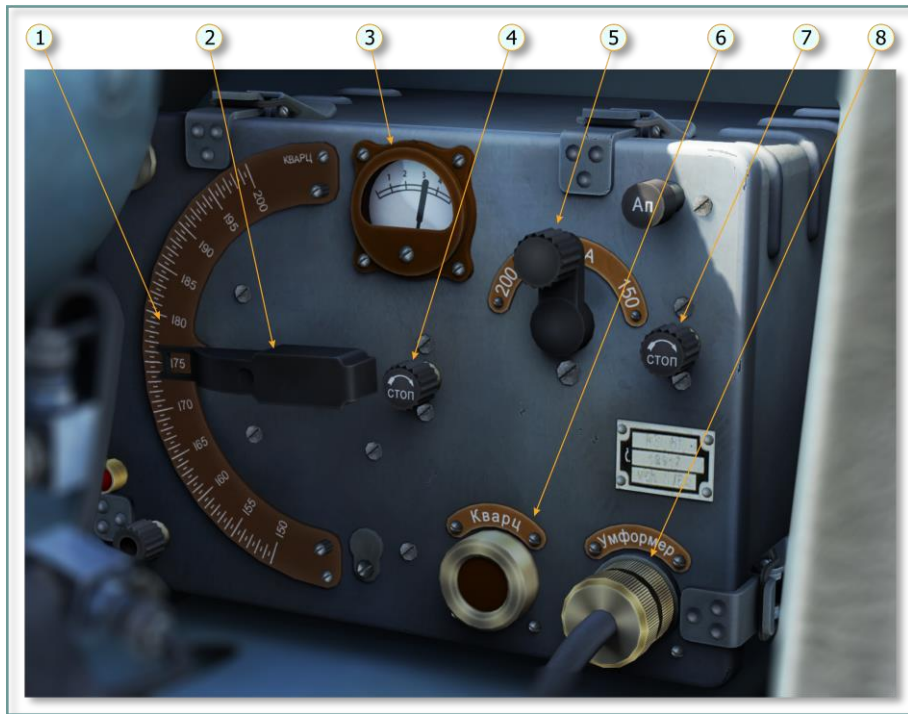


Рис. 6.3. Элементы управления передней панели передатчика РСИ-6К

- | | |
|--------------------------------------|--|
| 1. Шкала настройки | 5. Ручка настройки антенны |
| 2. Ручка установки волны передатчика | 6. Гнездо для сменного кварца |
| 3. Стрелочный индикатор настройки | 7. Фиксатор ручки настройки антенны |
| 4. Фиксатор ручки настройки волны | 8. Гнездо для кабеля от умформера (преобразователя тока) |

(1) ШКАЛА НАСТРОЙКИ указывает номер волны.

(2) РУЧКА УСТАНОВКИ ВОЛНЫ ПЕРЕДАТЧИКА вращением колеса мыши устанавливается на нужное значение.

(3) СТРЕЛОЧНЫЙ ИНДИКАТОР НАСТРОЙКИ – для индикации точности настройки антенны на частоту передатчика (при совпадении настроек стрелка максимально отклонится вправо).

(4) ФИКСАТОР РУЧКИ НАСТРОЙКИ ВОЛНЫ кликом мыши фиксирует настроенное значение для предотвращения рассогласования от влияния вибраций.

(5) *РУЧКА НАСТРОЙКИ АНТЕННЫ* вращением колеса мыши согласует параметры антенного контура с частотой передатчика.

(6) *ГНЕЗДО ДЛЯ СМЕННОГО КВАРЦА* – применение в игре не требуется.

(7) *ФИКСАТОР РУЧКИ НАСТРОЙКИ АНТЕННЫ* кликом мыши фиксирует настроенное значение параметров антенного контура от влияния вибраций.

(8) *ГНЕЗДО ДЛЯ КАБЕЛЯ ОТ УМФОРМЕРА* (преобразователя тока) – применение в игре не требуется.

Передатчик имеет два диапазона: плавный и стабилизированный кварцами. Оба диапазона имеют фиксированные волны в одних и тех же пределах, т. е. от 5000 кГц (фиксированная волна № 200) до 3750 кГц (фиксированная волна № 150). В игре реализован только плавный диапазон.

Приёмник и передатчик РСИ-6К, как правило, настраиваются на одну и ту же волну связи, имеют одну общую антенну, поэтому возможны только или приём, или передача (в отличие от принципа работы мобильного телефона), отсюда название радиостанции – симплексная.

В передатчике РСИ-6К предусматриваются два режима работы:

а) нормальный режим, при котором на аноды и экранные сетки ламп подаются близкие к нормам ГОСТ напряжения (мощность на излучение 6–8 Вт);

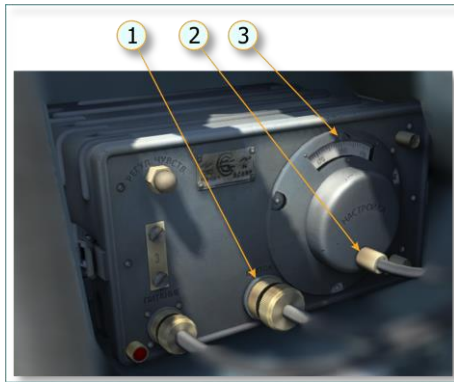
б) форсированный режим, при котором на аноды и экранные сетки ламп подаются повышенные напряжения по сравнению с нормами, указанными в ГОСТ (мощность на излучение 8–10 Вт). Реализация в игре допускает применение форсированного режима с увеличением дальности связи. Включение форсированного режима осуществляется выключателем на правом борту кабины



Однако при этом повышается вероятность отказа ламп усиления передатчика. Поэтому применять такой режим рекомендуется только в крайних случаях.

6.1.2. Приёмник РСИ-6М1

Радиоприёмник РСИ-6М1 имеет одинаковый с передатчиком диапазон фиксированных волн: от № 150 до 200 (3,75–5,00 МГц), Рис. 6.4.



1. Разъём подключения проводной части пульта дистанционного управления (ПДУ), см. ниже
2. Разъём подключения гибкого вала от ПДУ для вращения диска настройки
3. Метка для снятия показаний текущего номера волны

Рис. 6.4. Передняя панель приёмника РСИ-6М1

Основные ТТХ РСИ-6М1 приведены в Таблица 6.1.

Таблица 6.1

Характеристика	Значение
Диапазон волн приёмника РСИ-6М1 (включает фиксированные волны от № 150 до № 200), МГц	3,75–5,00
Чувствительность приёмника, мкВ (microV)	8–10
Дальность связи, км:	
высота 500 м	80–90
высота 1000 м	120–130
Питание приёмника, В (V) умформетр (преобразователь напряжения) не требуется	24–29
Потребляемая мощность, Вт (W)	50
Вид модуляции	АМ (амплитудная)

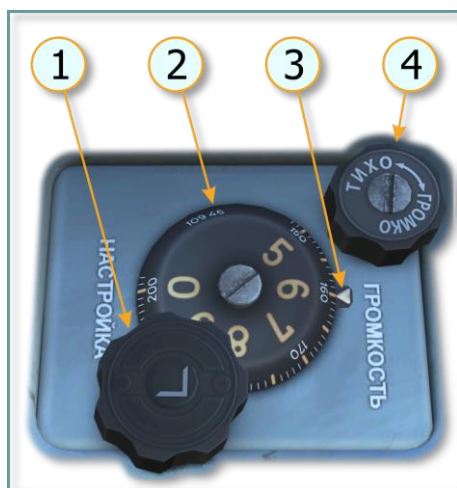
Управление блоком приёмника (радиоприёмником) только дистанционное. На блоке приёмника не имеется никаких органов управления, однако имеется индикация номера волны (3), Рис. 6.4, согласно принятой тогда классификации волновых диапазонов.

Соответствие частот и номеров волн указано в Таблица 6.2.

Таблица 6.2

Частота, кГц	№	Частота, кГц	№	Частота, кГц	№
3750	150	4250	170	4750	190
3775	151	4275	171	4775	191
3800	152	4300	172	4800	192
3825	153	4325	173	4825	193
3850	154	4350	174	4850	194
3875	155	4375	175	4875	195
3900	156	4400	176	4900	196
3925	157	4425	177	4925	197
3950	158	4450	178	4950	198
3975	159	4475	179	4975	199
4000	160	4500	180	5000	200
4025	161	4525	181		
4050	162	4550	182		
4075	163	4575	183		
4100	164	4600	184		
4125	165	4625	185		
4150	166	4650	186		
4175	167	4675	187		
4200	168	4700	188		
4225	169	4725	189		

Для настройки приёмника используется пульт дистанционного управления (ПДУ) на левом борту (Рис. 6.5), который связан с блоком приёмника радиостанции кабелем и гибким валом:



1. Ручка настройки каналов приёмника РСИ-6М1
2. Диск (вращающийся), указывающий установленный номер волны (5 – соответствует волне № 150, 6 – №160, ..., 0 – № 200)
3. Неподвижная метка для считывания текущего значения номера волны
4. Регулятор громкости

Рис. 6.5. Пульт дистанционного управления приёмником РСИ-6М1

Игрок настраивает приёмник, вращая ручку (1) на ПДУ.

Радиоприёмник РСИ-6М1 допускает параллельное подключение телефонного выхода приёмника АРК-5, чтобы прослушивать позывные приводной (или радиопередачу ширококвещательной) станции.

Для такого подключения установлен переключатель телефонного выхода



типа ПП-45 на левом борту

АРК–ПРИЕМ.

Переключатель телефонного выхода АРК–ПРИЕМ позволяет в положении АРК (при работе АРК-5) в телефонном выходе иметь одновременно сигналы и с приёмника АРК-5, и с приёмника РСИ-6М1. Это даёт возможность одновременно прослушивать буквенный код приводной радиостанции (или радиопередачу ширококвещательной средневолновой станции) и речь корреспондента, вещающего на КВ-канале

(руководителя полётов). При положении переключателя ПРИЕМ прослушивается только радиосигнал, идущий с контура приёмника РСИ-6М1 (только руководитель полётов).

В приёмнике предусмотрено подавление помех в паузах приёма и применена автоматическая регулировка чувствительности.

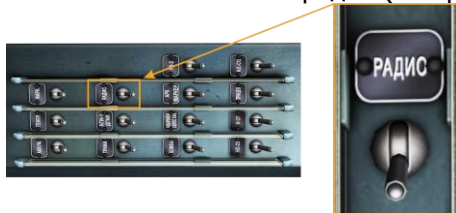
6.1.3. Использование радиостанции РСИ-6К в игре

В игре радиостанция применяется для моделирования радиосвязи с КДП аэродрома, между ЛА звена и с другими виртуальными радиокорреспондентами. Связь с корреспондентами имитируется в виде типовых формализованных запросов на выполнение игроком (или другими корреспондентами у игрока) каких-либо типовых действий (запуска, руления, взлёта, посадки, команд управления группой и др.) и соответствующих формализованных ответов корреспондента (диспетчера КДП, подчинённых или взаимодействующих сил в миссии). Для выполнения типовых запросов необходимо *НАСТРОИТЬ РАДИОСТАНЦИЮ (ПЕРЕДАТЧИК И ПРИЁМНИК)* на установленную частоту радиосвязи (частоту диспетчера КДП, подчинённых или взаимодействующих сил в миссии), затем начать ведение формализованных *РАДИОПЕРЕГОВОРОВ*.

Включение и настройка радиостанции РСИ-6К

В игре реализована возможность одновременной настройки и приёмника РСИ-6М1, и передатчика РСИ-6К на одну и ту же волну (частоту). Эта возможность реализуется при настройке волны (частоты) с ПДУ. При вращении ручки настройки волн (1) на ПДУ приёмника одновременно вращаются ручки (2) и (5) [Рис. 6.3](#) передатчика.

1. Включить АЗС радио (на правой панели АЗС):



2. Установить переключатель телефонного выхода АРК-ПРИЕМ в



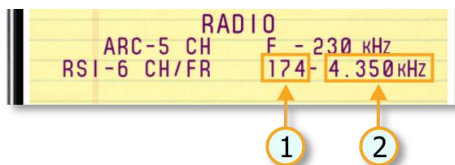
положение ПРИЕМ для улучшения качества прослушивания канала приёмника радиостанции РСИ-6М1.

3. Настроить РСИ-6К на частоту КВ радиостанции КДП аэродрома, для чего:

- а) активировать наколенный планшет (kneeboard):
 [K] (мгновенная индикация) или
 [RShift + K] (индикация до отключения) – для возможности контролировать частоту РСИ-6:



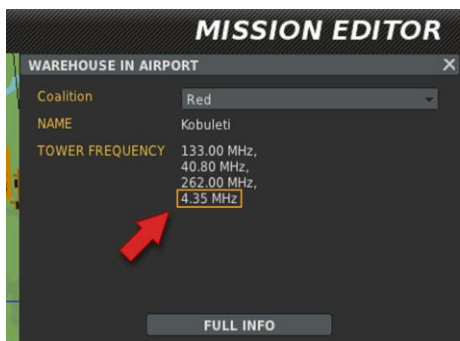
- б) на ПДУ, вращая ручку настройки (Рис. 6.5, 1) колесом мыши (LShift + вращение колеса – быстрое (x 10 раз) вращение элемента), установить нужную волну, которая соответствует частоте КДП аэродрома (Таблица 6.2). Номер волны можно увидеть напротив носика неподвижной метки над диском (Рис. 6.5, 3), а точное значение частоты – в кнйборде:



1. Номер волны
 2. Частота

Примечание. При вращении колеса мыши значения частоты в кнборде меняются на 1–3 кГц в зависимости от настроек мыши. Частоту нужно устанавливать с точностью ± 5 кГц от указанного в брифинге значения.

Частоту радиостанции на КДП аэродрома, совместимую с диапазоном частот РСИ-6К, можно увидеть в редакторе миссий, два раза кликнув мышью по аэродрому на карте:



Примечания.

1. Для желающих использовать полный набор возможностей комплекта РСИ-6К есть возможность отдельной настройки передатчика на наземные станции (т.е. приёмник настроен на одну частоту, а передатчик – на другую). При раздельной настройке передатчика необходимо отдельно настраивать передающий контур передатчика, отдельно – антенны, ориентируясь на шкалы:



для передающего контура



для антенны

Соответствие настроек передающего контура и антенны между собой можно оценить при достижении максимального уровня (2,5–3,5) на стрелочном индикаторе настройки (Рис. 6.3, 3) при положении ручки настройки волны примерно соответствующем номеру волны передающего контура.

В планшете лётчика при этом появится разделение частот: одна для приёмника, другая для передатчика.

2. Также можно контролировать настройку блока приёмника без использования кноборда, повернув голову назад и влево для непосредственного наблюдения значения номера волны на блоке РСИ-6М1 ([Рис. 6.4](#), 3).

3. Следует учесть, что если после настройки передатчика игрок повернул ручку настройки волны приёмника, передатчик немедленно установит текущую частоту, равную частоте настройки приёмника.

6.2. Радиопереговоры

Смотри руководство по ведению радиопереговоров "DCS World Radiocommunication_RU.pdf".

6.3. Радиоэлектронное оборудование

На самолёте МиГ-15бис к радиоэлектронному оборудованию относится комплект оборудования для упрощённой слепой посадки, который, в свою очередь, включает в себя:

1. Автоматический радиоконпас АРК-5.
2. Маркерный радиоприёмник МРП-48П.
3. Радиовысотомер малых высот РВ-2.

6.3.1. Автоматический радиоконпас АРК-5

Переход на [левый борт](#), на [правый борт](#).

Автоматический средневолновый радиоконпас АРК-5 предназначен для вождения самолёта по приводным и ширококвещательным радиостанциям и радиомаякам, а также для определения расчётного места самолёта. АРК-5 позволяет решать следующие навигационные задачи:

совершать полёт на радиостанцию с визуальной индикацией курса;
совершать полёт на радиостанцию со слуховой индикацией курса;
совершать полёт от радиостанции (как вспомогательное средство);
определять углы сноса и векторы ветра;
определять пеленги радиостанции автоматически по индикатору радиоконпаса и ручным вращением рамки слуховым методом.

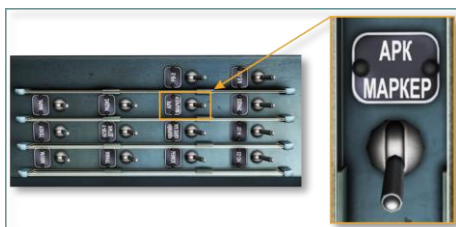
АРК-5 позволяет автоматически получать курсовой угол радиостанции, так как его рамка с помощью электромотора автоматически устанавливается в положение нулевого приёма относительно радиостанции, на которую настроен приёмник радиоконпаса. Так как

существует два положения рамки относительно наземной радиостанции, при которых сигнал будет иметь нулевое значение, то для того, чтобы рамка поворачивалась именно "передом" к радиостанции в аппаратуре установлен специальный контур, но он работает только в автоматическом режиме (положение КОМП.).

Диапазон частот радиокompаса непрерывный в пределах 150–1300 кГц.

Дальность действия АРК-5 как автоматического компаса равняется 160–200 км (с приводными станциями мощностью 500 Вт).

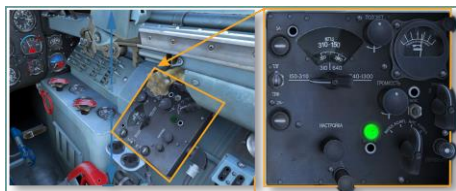
Объекты кабины, связанные с АРК-5



АЗС "АРК МАРКЕР", расположенный на правой панели АЗС. Подключает блоки АРК-5 и преобразователь МА-250 к электроцепи бортовой сети 27–29 В



Указатель радиокompаса АРК-5 СУП 7, расположен на приборной доске. Указывает направление на выбранную приводную радиостанцию



Пульт управления К-7. Включение АРК-5, выбор режимов работы, настройка частоты (см. ниже)



Переключатель ПРИВОДНОЙ БЛИЖ-ДАЛЬН. Выбор из двух преднастроенных диапазонов



Щиток переключателей диапазонов ближней приводной радиостанции. Служит для выбора диапазонов ближней приводной радиостанции



Переключатель АРК-ПРИЕМ. Подключает (в положении АРК) к телефонам шлемофона приёмник АРК параллельно с выходом приёмника РСИ-6К

Пульт управления радиоконпасом

Пульт управления К-7 расположен в кабине на правом борту, Рис. 6.6.



Рис. 6.6. Пульт управления К-7 АРК-5

1. Переключатель режима приёмника ТЛГ-ТЛФ
2. Трёхпозиционный переключатель диапазонов приёмника АРК-5

5. Ручка регулирования уровня громкости прослушивания
6. Индикатор настройки приёмника
7. Переключатель РАМКА Л-П

3. Индикатор выбранного частотного диапазона с вращающимися шкалами
4. Ручка регулирования яркости подсвета
8. Ручка переключения режимов работы АРК-5
9. Лампа-сигнализатор включения АРК-5
10. Ручка тонкой настройки частоты

(1) **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМА ПРИЁМНИКА ТЛГ-ТЛФ** предназначен для выбора режима приёмника: приём модулированных (ТЛФ) или немодулированных (ТЛГ) сигналов. Как правило, все радиостанции работают в телефонном режиме (ТЛФ).

(2) **ТРЁХПОЗИЦИОННЫЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ДИАПАЗОНОВ** приёмника АРК-5 предназначен для выбора одного частотного диапазона из трёх: 150–310 кГц, 310–640 кГц, 640–1300 кГц.

(3) **ИНДИКАТОР ВЫБРАННОГО ЧАСТОТНОГО ДИАПАЗОНА** с тремя вращающимися шкалами:



150–310 кГц



310–640 кГц



640–1300 кГц

(4) **РУЧКА РЕГУЛИРОВАНИЯ ЯРКОСТИ ПОДСВЕТА**. Служит для установки уровня яркости свечения элементов пульта К-7.

(5) **РУЧКА РЕГУЛИРОВАНИЯ УРОВНЯ ГРОМКОСТИ** прослушивания служит для установки необходимого уровня звука прослушивания позывных приводной радиостанции.

(6) **ИНДИКАТОР НАСТРОЙКИ ПРИЁМНИКА**. Стрелка указывает текущий уровень мощности сигнала. При настройке выбирать максимальный уровень.

(7) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РАМКА Л-П. Для ручного отклонения рамочной



антенны от направления нулевого приёма.

Представляет собой подпружиненный поворотный переключатель, т. е. для его удержания в положениях Л или П необходимо сохранять "усилие" на ручке. При "снятии" этого усилия переключатель под действием пружины становится нейтрально самостоятельно.

Применяется для проверки работы режима КОМП., а также для ручного поиска направления на радиостанцию (см. ниже). Для отклонения рамочной антенны необходимо перейти в режим РАМКА, затем повернуть переключатель в положение Л или П и удерживать. При отпуске усилия угол поворота рамочной антенны зафиксируется в новом положении.

(8) Ручка ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ АРК-5.



. Имеет положения (слева направо):

ВЫКЛ. – для выключения АРК-5.

КОМП. – "компас" – для включения АРК-5 в автоматическом режиме.

АНТ. – "антенна" – для включения в режим прослушивания позывных радиостанции (работает только ненаправленная антенна). В этом режиме позывные слышны более чисто в сравнении с прослушиванием в режиме КОМП.

РАМКА – для работы с АРК в режиме ручной установки рамки в положение (на угол) с нулевым сигналом прослушивания позывных радиостанции.

(9) *ЛАМПА-СИГНАЛИЗАТОР ВКЛЮЧЕНИЯ АРК-5*. Загорается в одном из положений, отличном от положения ВЫКЛ.

(10) *РУЧКА ТОНКОЙ НАСТРОЙКИ ЧАСТОТЫ*. Предназначена для ручной подстройки частоты с контролем по индикатору (6).

Включение и настройка радиоконуса АРК-5

В игре реализована возможность как ручной настройки АРК-5 на радиостанцию с пульта К-7, так и предустановки трёх настроенных частот из редактора миссий.

Для ручной настройки на радиостанцию из кабины самолёта необходимо:

1. Обеспечить напряжение в бортовой сети 27–29 В (включить или аккумулятор, или аэродромное питание, или запустить самолёт и включить генератор на оборотах двигателя не менее 4000).



2. Включить АЗС "АРК МАРКЕР"

3. Включить радиоконус в режим ненаправленной антенны, повернув ручку (Рис. 6.6, 8) в положение АНТ. Выждать 1–2 мин для прогрева радиоламп.

4. Установить переключатель режима приёмника ТЛГ-ТЛФ в соответствующее характеру работы ПРС (ТЛФ или ТЛГ). Как правило, все приводные радиостанции в DCSW работают в телефонном режиме (ТЛФ).



5. Регулятор громкости прослушивания (5)

установить в крайнее правое положение.



6. Переключатель АРК "ПРИЕМ" установить в положение АРК.



7. Переключатель ПРИВОДНОЙ БЛИЖ-ДАЛЬН установить в положение ДАЛЬН.

8. Установить переключатель диапазонов (Рис. 6.6, 2, 3) на нужный диапазон.



9. Ручкой тонкой настройки (10) повернуть шкалу так, чтобы нужная частота индцировалась под вертикальной меткой (относительно



шкалы) , добиться устойчивого прослушивания позывных ПРС аэродрома и максимального отклонения стрелки индикатора (6)



. При вращении мышью курсор наводит на ось вращения ручки.

10. Перейти в режим компаса, установив переключатель режимов в

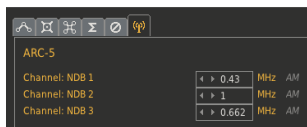


КОМП. При этом стрелка на указателе СУП-7 укажет направление на ПРС.

11. Проверить устойчивость настройки, для чего перейти в режим РАМКА, переключатель РАМКА Л-П повернуть (в любую сторону) и поддержать несколько секунд. Стрелка на СУП-7 отклонится на некоторый угол. Отпустить РАМКА Л-П и вернуться в режим КОМП. Стрелка должна занять исходное положение.

Для настройки из редактора миссий трёх частот необходимо:

1. В редакторе миссий открыть закладку настроек АРК-5



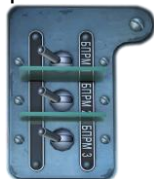
, установить необходимые частоты (в МГц) для каждого из трёх каналов, сохранить миссию. Номера каналов соответствуют выключателям на щитке переключателей диапазонов ближней приводной радиостанции (сверху вниз).

2. После запуска игры выполнить пп. 1-6, как и для ручной настройки.



3. Переключатель ПРИВОДНОЙ БЛИЖ-ДАЛЬН установить в положение БЛИЖ.

4. На щитке переключателей диапазонов ближней приводной



радиостанции включить нужный выключатель (вправо). Счёт номеров каналов начинается сверху. При установке одного из выключателей во включённое положение контур приёмника настраивается на частоту, которая в редакторе миссий соответствует этому номеру канала.

Для переключения диапазонов приёмника в схеме АРК-5 установлен электродвигатель. Именно им управляет лётчик при повороте галетного переключателя (Рис. 6.6, 2), когда переключатель ПРИВОДНОЙ БЛИЖ-ДАЛЬН установлен в положение ДАЛЬН. Если переключатель установить в положение БЛИЖ, то схема управления двигателем переключится на работу от выключателей 1–3 на щитке переключателей и перестанет управляться от галетного переключателя.

Таким образом, при включении одного из выключателей на щитке переключателей автоматически осуществится подключение соответствующего диапазона (который для этого выключателя установлен в редакторе) поворотом двигателя, независимо от положения галетного переключателя. Приёмный контур АРК-5 начнёт работать на частоте, установленной в редакторе для включённого канала, а индикатор покажет текущий подключённый диапазон (Рис. 6.6, 3).

При этом запрещается включение более одного поддиапазона по причине возможности выхода из строя электродвигателя, управляющего подключением схемы частотных диапазонов.

5. Перейти в режим компаса, установив переключатель режимов в



положение КОМП. При этом стрелка на указателе СУП-7 укажет направление на ПРС.

Питание и особенности работы АРК-5

Питание радиокompаса переменным током осуществляется от преобразователя МА-250 (115 В 400 Гц).

Питание щитка АРК-5 и преобразователя МА-250 постоянным током (27–29 В) осуществляется от бортовой сети через автоматический выключатель, установленный на правом электрощитке.

Следует помнить, что средневолновый АРК подвержен влиянию горного и ночного эффектов, которые могут давать ошибку в определении МПР до $\pm 15^\circ$.

6.3.2. Маркерный радиоприёмник МРП-48П

Маркерный радиоприёмник МРП-48П предназначен для приёма сигналов ультракоротковолновых маркерных радиомаяков и служит для определения момента пролёта в зоне действия маркерного радиомаяка. Этот момент определяется по загоранию сигнальной лампочки, установленной на приборной доске, а также [сигналу звонка](#).

Принцип действия маркерного радиоприёмного устройства МРП-48П заключается в приёме и преобразовании высокочастотных импульсов, излучаемых маркерным радиомаяком, в такие же по длительности импульсы постоянного тока, зажигающие сигнальную лампу и включающие электрический звонок.

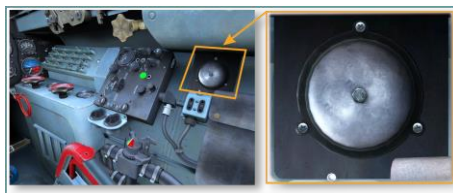
Сигнал маркерного радиомаяка (МРМ) представляет собой несущую частоту 75 МГц, промодулированную звуковыми частотами 400, 1300 или 3000 Гц в зависимости от удаления от ВПП. Излучение осуществляется направленной вверх антенной с телесным углом примерно 20° . Угол зависит от установленной экипажем чувствительности приёмника на борту ЛА (в МРП-48П такой возможности нет). Кроме того, для опознавания (какой МРМ пролетел самолёт) звуковые частоты меняются (азбука Морзе). В DCSW частота повторения точек на БПРМ выше, чем на ДПРМ, однако на МРП-48П нет возможности прослушать эти сигналы, и звонок звенит всегда постоянным зуммером.

В комплект аппаратуры МРП-48П входят:

приёмник;
внутрифюзеляжная антенна;
сигнальная лампочка МАРКЕР на приборной доске



; звонок на правом борту кабины



Приёмник установлен в хвостовой части фюзеляжа на крышке люка заднего керосинового бака.

Основные ТТХ МРП-48П приведены в Таблица 6.3.

Таблица 6.3

Характеристика	Значение
Рабочая частота, МГц (MHz)	75
Дальность действия по высоте срабатывания (при пролёте над маркером), м	Не менее 2000
Частота настройки приёмника по низкой частоте, Гц (Hz)	3000

Включение МРП-48П

Питание приёмника и звонка по низкому напряжению осуществляется от бортовой сети через автоматический выключатель, установленный на



правом электрощитке

Других настроек не требуется.

6.3.3. Радиовысотомер типа РВ-2

Радиовысотомер малых высот типа РВ-2 "Кристалл" предназначен для определения истинной высоты полёта самолёта над земной поверхностью в диапазоне 0–1200 м. Радиовысотомер после его включения действует автоматически.

Комплект аппаратуры радиовысотомера РВ-2 включает в себя:

1. Приёмопередатчик.
2. Индикатор высоты (указатель высоты) [ПРВ-46](#).
3. Умформер РУ-11АМ (для преобразования постоянного тока низкого напряжения 26,5 В в постоянный ток высокого напряжения 220 В, необходимый для питания анодов ламп радиовысотомера).
4. Антенны: приёмная и передающая. Приёмная антенна радиовысотомера установлена на нижней поверхности правого крыла. Передающая антенна радиовысотомера установлена на нижней поверхности левого крыла.
5. Соединительные кабели.

Работа радиовысотомера основана на явлении отражения радиоволн от земной поверхности (радиоэхо) с применением частотной модуляции. Передатчик радиовысотомера излучает в землю через передающую направленную антенну высокочастотные колебания, модулированные по частоте. Эти колебания отражаются от земли и попадают на вход приёмника (отражённый сигнал). Одновременно на вход приёмника подаются колебания непосредственно от передатчика (прямой сигнал). Благодаря тому, что путь отражённого сигнала, зависящий от высоты полёта над земной поверхностью, значительно превышает путь прямого сигнала, отражённый сигнал, по сравнению с прямым сигналом, попадает на вход приёмника с некоторым запозданием. Возникает частота "биения". Она затем усиливается и преобразуется в постоянный ток, который отклоняет стрелку прибора ПРВ-46.

Питание радиовысотомера осуществляется от бортовой сети постоянного тока 27–29 В через автоматический выключатель, установленный на правом электрощитке. ТТХ РВ-2 отображены в Таблица 6.4.

Таблица 6.4

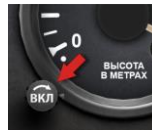
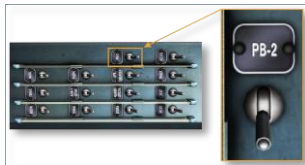
Характеристика	Значение
Диапазон измеряемых высот:	
I диапазон (малых высот)	0–120 м
II диапазон (больших высот)	100–1200 м
Погрешность измерения высоты (от измеряемой высоты):	
I диапазон	$\pm 2 \text{ м} \pm 5\%$
II диапазон	$\pm 20 \text{ м} \pm 5\%$
Запас чувствительности:	
I диапазон	240 м
II диапазон	2000 м
Средняя частота передатчика	$444 \pm 2 \text{ МГц}$ (волна 68 см)

Характеристика	Значение
Частота модуляции	124±3 Гц
Излучаемая мощность	не менее 0,15 Вт
Источник питания	бортсеть напряжением 26,5 В±10% постоянного тока
Потребляемая мощность	не более 70 Вт

Включение и настройка радиовысотомера

Для включения РВ-2 необходимо:

1. Включить АЗС "РВ-2" на правом электропитке:



2. Включить выключатель на приборе

Для выбора диапазона измерения (0–120 м или 100–1200 м) повернуть



ручку ДИАПАЗОН на приборе [ПРВ-46](#) (сверху справа):

3. Высотомер готов к работе. При необходимости в полёте лётчик может изменять диапазон измерений, не выключая прибор.



7

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛІТА

7. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

Ниже последовательно описаны основные процедуры, начиная от подготовки самолёта к запуску и заканчивая выключением двигателя после заруливания. Необязательные для каждого вылета процедуры отмечены символом звёздочки (*).

7.1. Запуск, опробование двигателя, контроль систем самолёта, выруливание

7.1.1. Проверка оборудования кабины

1. Перед запуском проверить положение АЗС и выключателей на правой панели АЗС:

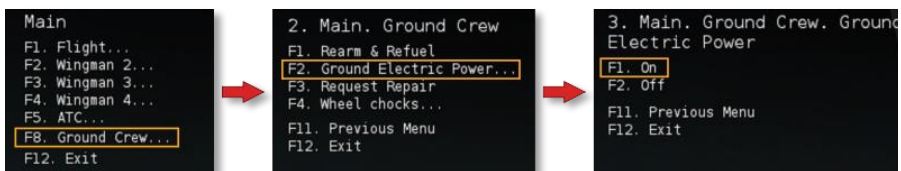
а) АККУМУЛЯТОР в положении "Выкл." |LAlt + LCtrl + Z|;



б) ГЕНЕРАТОР в положении "Вкл". |LAlt + LCtrl + A|.

2. Подключить внешнее питание:

|N| (радиоменю), |F8|, |F2|, |F1| (подключить питание).



Контроль подключения питания по сигнализации шасси (горят

"зелёные")



и напряжению на вольтамперметре – не менее



24 В (нажать кнопку под шкалой)

3. Включить все АЗС, необходимые для полёта, на правом щитке (кроме



аккумулятора и оружия)

4.* Проверить работу триммеров, радио, радиовысотомера, АРК.

7.1.2. *Проверка системы кислородного питания

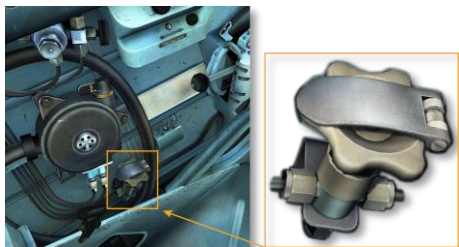
1. Открыть подсос воздуха, поставив выключатель подсоса воздуха в



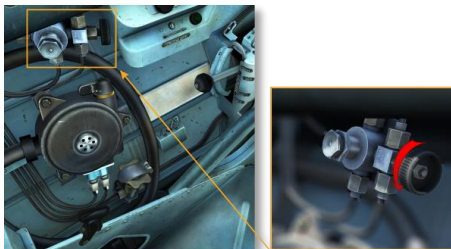
положение "Откр.":

Пр и м е ч а н и е . В игре предусмотрено, что кислородная маска всегда надета. Поэтому, если выключатель подсоса воздуха закрыть, то через 20–30 сек лётчик начнёт испытывать затруднение дыхания и может "потерять сознание" (проявляется как "расплывание изображения", последующее потемнение "зрения" и "отключение").

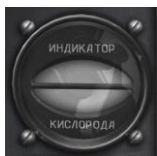
2. Открыть вентиль бортовой кислородной сети:



3. Проверить аварийную подачу кислорода, открыв полностью кран



аварийной подачи кислорода



Индикатор ИК-14 должен показывать непрерывный расход кислорода – сегменты индикатора расходятся вверх, а вниз не "сходятся", сигнализируя о непрерывном токе кислорода в маску.

4. Закрыть кран аварийной подачи кислорода. Система готова к работе.

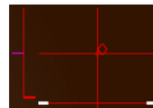
С подъёмом на высоту более 2000 м, когда начнётся подмешивание кислорода в смесь, сегменты индикатора будут расходиться и сходиться в соответствии с частотой дыхания.

Предполётное положение оборудования:

вентиль бортовой кислородной сети – открыт;
выключатель подсоса воздуха – "флаг наружу".

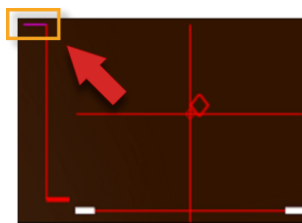
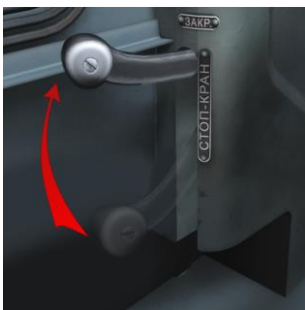
7.1.3. Подготовка оборудования к запуску

Примечание. В игре для контроля положения РУДа и СТОП-КРАНА можно



активировать индикатор положения органов управления **|LCtrl + Enter|**.
Глядя на индикатор и нажимая поочерёдно **|RShift + Home|** или **|RShift + End|**,
предлагается ознакомиться со скоростью открытия/закрытия стоп-крана.

1. Стоп-кран закрыт (рычаг в верхнем положении). Убедиться в этом,

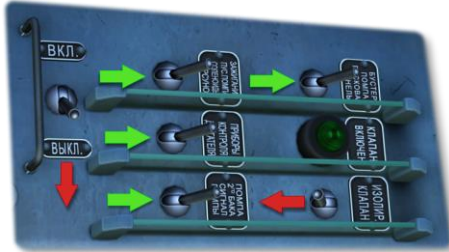


нажав **|End|**

Последовательно включить АЗСы на левом электрощитке.

2. Включить АЗС "ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ" **|LAlt + LCtrl + 3|** (загорятся лампочки "Генератор выключен", "Лампа горит – не запускай", керосиномер покажет 1050 л; стрелки манометров топлива и масла станут на нули шкал; стрелка термометра масла покажет температуру масла в коробке маслонасосов).
3. Включить АЗС "ЗАЖИГАНИЕ, ПУСКОВАЯ ПОМПА, СОЛЕНОИДЫ ФОРСУНОК" **|LAlt + LCtrl + 2|**.
4. Включить АЗС "БУСТЕР-ПОМПА, ПУСКОВАЯ ПАНЕЛЬ" **|LAlt + LCtrl + 1|** (красная сигнальная лампочка "Лампа горит – не запускай" погаснет, что указывает на нормальную работу насоса подкачки топлива).
5. Включить автомат защиты ПОМПА 2-ГО БАКА **|LAlt + LCtrl + 4|**; при исправной работе насоса и наличии горючего в баке загорится и сразу же погаснет зелёная сигнальная лампочка "2-й бак".

Положение АЗС левого электрощитка перед запуском:



7.1.4. Запуск двигателя

1. Установить рычаг управления двигателем в крайнее положение "на



себя" |Num -| (если не установить – запуск не произойдёт).

2. Откинуть предохранительную скобу |RAIt + Home|. Нажать на 1–2 сек кнопку запуска двигателя на рычаге управления двигателем |RCtrl + Home| (если меньше 1 сек – запуск не произойдёт).



Начало процесса запуска определяется по строгиванию стрелки тахометра и по характерному повышению тона звука компрессора.

3. При достижении ротором двигателя 600 об/мин



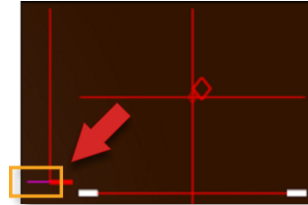
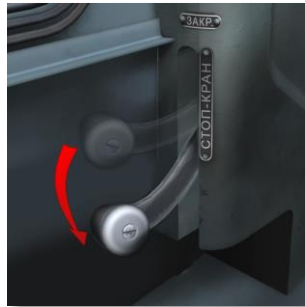
открыть стоп-кран в среднее положение |[Home](#)|



(или колесом мыши примерно до среднего положения),



по достижению оборотов 900–1200
плавным движением за 1,5–3 сек – в положение полного открытия



|RShift + Home|,

следа за температурой, которая не должна превышать 650°C.

Примечание. Время открытия крана от положения "50 %" до положения "полностью открыто" (при удержании |RShift + Home|) составляет около 3 сек.

При убранном положении рычага управления двигатель самостоятельно выйдет на режим малого газа. При этом обороты должны быть 2400–2600 об/мин, температура газов – не более 510°C, давление масла – не менее 0,2 кг/см², давление топлива – 7–12 кг/см².



4. После запуска и выхода двигателя на установившийся режим малого газа сразу же плавно довести обороты двигателя до 4000–4500 об/мин. Убедиться в исправности генератора (красная лампочка погаснет).

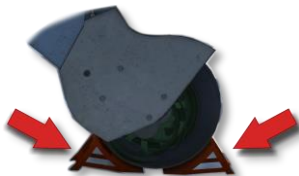
5. Дать команду "Отключить аэродромное питание" и включить аккумулятор.

|N| (радиоменю), |F8|, |F2|, |F2| (отключить питание).

6. Вывести двигатель на режим 6000–7000 об/мин (для его прогрева), а затем переходить к пробе (проверке работы) двигателя*.

Примечание. Так как при оборотах двигателя выше 5500 об/мин появляется вероятность страгивания самолёта с места, то для выполнения прогрева (проверки)

двигателя на оборотах больших, чем 5500 об/мин необходимо затормозить колёса, либо



использовать тормозные колодки

– **|** (радиоменю), **|F8|**, **|F4|**, **|F1|** (установить тормозные колодки).

7.1.5. Действия лётчика при неудачном запуске двигателя

1. Если во время запуска двигателя температура газа за турбиной превысит 650°C, а цикл работы пусковой панели не закончен, запуск прекратить, для чего выключить АЗС "БУСТЕР-ПОМПА, ПУСКОВАЯ ПАНЕЛЬ", а затем закрыть стоп-кран.

Если цикл работы пусковой панели уже закончен, запуск прекратить закрытием стоп-крана.

2. Если во время запуска отмечается неустойчивая работа двигателя, сопровождающаяся гулом (урчанием) и повышением температуры газов, несколько прикрыть стоп-кран **|RShift + End|** (без заметного падения оборотов, до прекращения гула) и, выждав 1–2 сек, плавно открыть стоп-кран полностью **|RShift + Home|**. Цикл запуска длится 35–40 сек.

7.1.6. *Проверка работы двигателя

1. Установить обороты двигателя 6500–7500 об/мин и проверить работу изолирующего клапана. Включить АЗС изолирующего клапана



|LAlt + LCtrl + 5|

– зелёная лампочка клапана должна загореться, обороты двигателя могут упасть на 250 об/мин (увеличение не ограничивается), температура газов может изменить значение на 10–15°. Постоянство оборотов и падение их больше чем на 250 об/мин есть признак неисправности топливной автоматики.

П р и м е ч а н и е . При температуре +20°C и давлении 760 мм рт.ст. обороты изменяются не более чем на одно минимальное деление шкалы.

2. Выключить изолирующий клапан – обороты двигателя должны вернуться к первоначальному значению.
3. Проверить работу автомата приёмности АРТ-8В:
 - a) установить колодки под колёса основных стоек | \backslash | (радиомену), |F8|, |F4|, |F1| (установить колодки);
 - b) переместить рычаг управления двигателем из положения, соответствующего 5000 об/мин, в крайнее переднее положение за 1,5–2 сек. Двигатель с оборотов 5000 об/мин до максимальных должен выйти за 11–14 сек. Кратковременный заброс температуры газов не должен превышать 770°C, а оборотов – 11800 об/мин.

Показания приборов двигателя должны быть:

- обороты 11560 $^{+40}_{-100}$ об/мин;
- температура газов не более 690°C;
- давление топлива перед форсунками 45±4 кг/см²;
- давление масла 1,4–3,5 кг/см²;
- температура масла от –40°C до +90°C.

4. На максимальных оборотах включить изолирующий клапан. Обороты двигателя могут уменьшиться на 200 об/мин, остаться неизменными или увеличиться не более чем на 50 об/мин.
5. Перевести рычаг управления двигателем в крайнее заднее положение – проверить работу двигателя на режиме малого газа. Обороты должны быть 2500+100 об/мин, температура газов – не больше 510°C, давление топлива – 7–12 кг/см², давление масла – не ниже 0,2 кг/см².

П р и м е ч а н и е . Обороты и температура режима малого газа в полёте в зависимости от высоты и скорости могут значительно отличаться от значений у земли (чем выше высота полёта, тем больше обороты малого газа). Это происходит согласно закону регулирования баростатического регулятора, установленного в топливной автоматике двигателя.

7.1.7. *Проверка работы гидросистемы

1. Установить 8000 об/мин и проверить работу гидросистемы. Манометр гидросистемы при нейтральном положении кранов должен показывать



давление 80–140 кг/см².

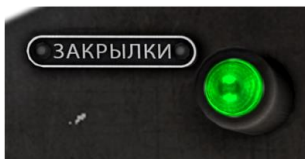
2. Перенести ручку крана щитков-закрылков из нейтрального положения во взлётное – ВыП. 20°. Контроль осуществлять по выходу механического указателя на левой плоскости.



Задержать ручку крана щитков-закрылков в положении ВыП. 20° на 1–2 сек (дать необходимое время на открытие замков убранного положения) и перевести в положение ВыП. 55° (полностью вниз),



загорится зелёная сигнальная лампочка полного выпуска щитков-



закрылков (механический указатель на левой плоскости выйдет полностью).

ВАЖНО! При попытке выпуска щитков-закрылков сразу на 55°, без задержки в положении Вып. 20°, замки убранного положения не успевают открыться, и закрылки не выпускаются.

3. Перевести ручку крана щитков-закрылков в положение ПОДЪЁМ



(полностью вверх) , не задерживаясь на взлётном и нейтральном положениях, сигнальная лампочка погаснет, а механический указатель уберётся. После этого поставить ручку крана в нейтральное положение.

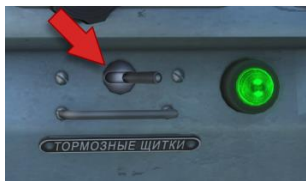
4. Работу воздушных тормозов можно проверить:

а) нажатием кнопки на ручке управления при наблюдении за их



открытием ;

- b) установкой переключателя на левом борту в положение



"Открыто" и контролем их выпуска по загоранию сигнальной лампочки (лампа загорается при любом угле выпуска).

7.1.8. Действия лётчика перед выруливанием

1. Убедившись в исправности двигателя, тормозов и оборудования самолёта, а также в том, что все нужные АЗС включены, выполнить следующие действия:



- a) закрыть фонарь, **|L Ctrl + C|** ;
 b) открыть кран кислородной системы, **|L Alt + L Shift + O|**



;



- c) загерметизировать кабину, **|R Shift + A|** ;
 d) убрать колодки из-под колёс (если были установлены)
|N| (радиоменю), **|F8|**, **|F4|**, **|F2|** (убрать колодки);
 e) запросить разрешение на выруливание
|N| (радиоменю), **|F5|**, выбрать команду.

2. Подготовиться к уборке шасси: расстопорить ручку крана, отодвинув



защёлку влево |LAlt + G| ;

3. Выпустить закрылки на 20°.

4. Убедившись, что впереди свободно, проверить тормоза: нажав тормозной рычаг полностью |RShift + W|, увеличить обороты двигателя до 10000 об/мин – самолёт должен удерживаться на месте.

Примечание. При "обычном" нажатии |W| тормоза удерживают самолёт на месте до оборотов 8000.

5. Уменьшить обороты до 4000, осмотреться и начать руление:

- a) увеличить обороты до 6000 (примерно);
- b) отпустить тормозной рычаг;
- c) после трагивания самолёта уменьшением/увеличением оборотов выдерживать безопасную скорость руления (рекомендуемая – не более 15 км/час).

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

7.2. Взлёт и набор высоты

1. Вырулив на взлётную полосу, прорулить по прямой для установки носового колеса по линии взлёта. Согласовать курсовую систему, проверить правильность показаний радиокompаса и авиагоризонта.

Получив разрешение на взлёт, увеличить обороты двигателя до 8000– 9000 об/мин. Удерживая ручку нейтрально, отпустить тормоза и с началом разбега самолёта увеличивать обороты двигателя до взлётных. Направление вначале удерживать тормозами, а по мере увеличения скорости – рулём поворота.

Руль поворота становится эффективным на скорости 50–80 км/ч.

2. На скорости 150–160 км/час плавным движением ручки на себя (на 1/4–1/3 хода) отделить носовое колесо от земли и "приподнять" нос самолёта до положения переплётов фонаря кабины относительно горизонта, указанного на Рис. 7.1, точка 2, и удерживать самолёт в таком положении до отрыва.

3. На скорости 220–230 км/час самолёт плавно отделяется от земли (с подвесными баками скорость отрыва на 30 км/час больше).

Выдерживать самолёт в таком положении с постепенным удалением от земли.

4. На высоте 10–15 м и скорости 350–400 км/ч убрать шасси (время уборки шасси 6–8 сек). Уборку проверить по сигнальным лампочкам (загорятся красные), механическим указателям и давлению в гидросистеме (должно быть 120–140 кг/см²). Затем кран шасси поставить нейтрально, защёлку оставить открытой, Рис. 7.1, точка 4.

5. Установить приборную скорость 500 км/час, а вертикальную – 7–8 м/сек, одновременно уменьшая обороты двигателя. Положение носа самолёта относительно горизонта при этом режиме указано на Рис. 7.1, точка 5.

На высоте 100 м убрать закрылки, а после завершения уборки ручку крана поставить в положение НЕЙТР. На этом режиме выполнить набор высоты. При уборке закрылков наступает перебалансировка самолёта (увеличивается пикирующий момент), которую необходимо компенсировать небольшим отклонением РУС.

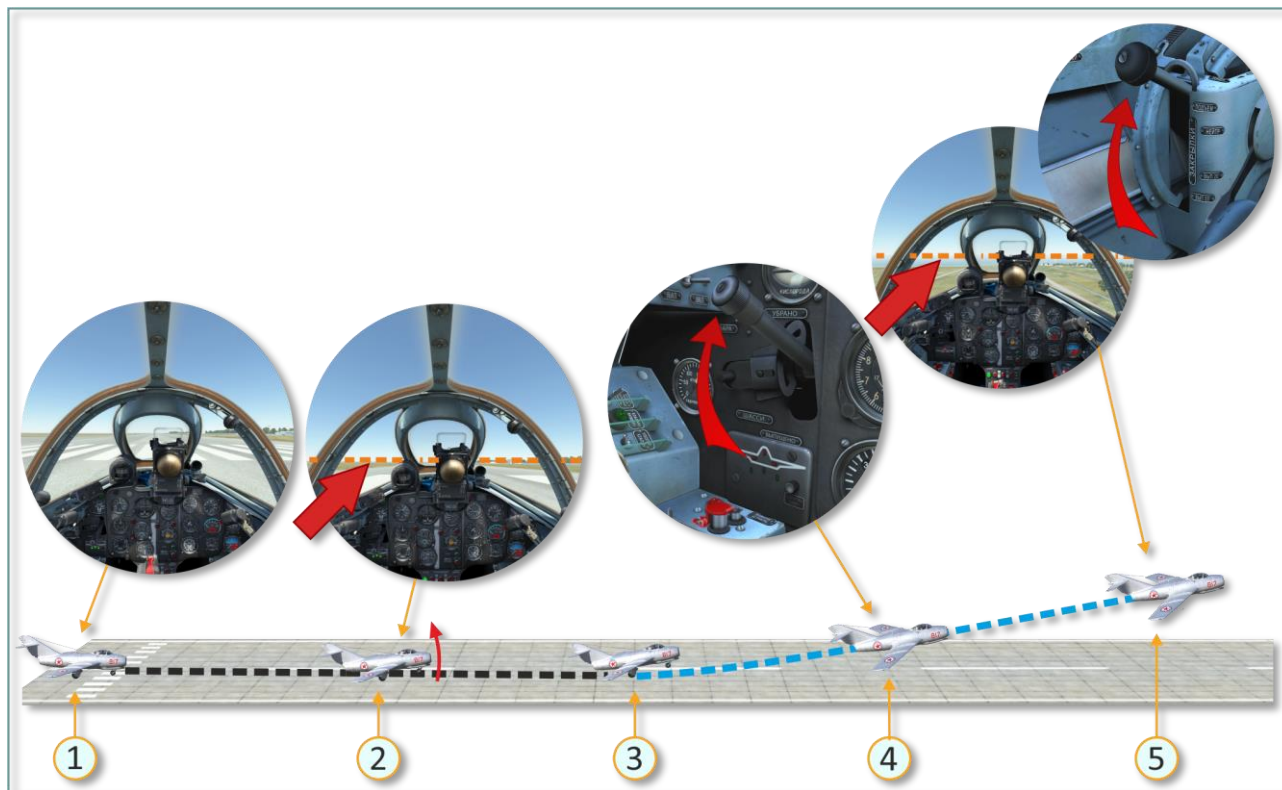


Рис. 7.1. Схема взлёта (оранжевым пунктиром показано положение линии горизонта).

7.2.1. Силы и моменты, действующие на самолёт при взлёте и наборе высоты

Разбег

Силы трения и тяги, кабрирующий и пикирующий моменты, действующие на самолёт, оказывают влияние на характер и длину разбега.

- a) Сила трения направлена против движения самолёта: её величина зависит от реакции земли, состояния поверхности взлётной полосы и веса самолёта.

В начале разбега сила трения максимальная, а с ростом скорости уменьшается.

Для сокращения длины разбега необходимо выпустить щитки-закрылки на 20°.

- b) На разбеге имеется избыток тяги над силой сопротивления, который создаёт ускорение. В процессе разбега с уменьшением силы трения избыток тяги увеличивается.

Для сокращения длины разбега двигатель должен быть выведен на полные обороты.

- c) Во второй половине разбега при подъёме носового колеса лётчик отклонением руля высоты вверх создаёт кабрирующий момент. С ростом скорости ввиду увеличения эффективности руля высоты кабрирующий момент возрастает.

Чтобы отрыв самолёта не произошёл на малой скорости, лётчик должен слегка "отпустить" ручку от себя. Ход джойстика при этом небольшой, около 1 см.

Отрыв и выдерживание

- a) Отрыв самолёта от земли происходит на скорости 220–230 км/час за счёт разности между подъёмной силой и весом самолёта.
- b) Для достижения скорости набора высоты выполнить так называемое выдерживание самолёта (условная фиксация положения самолёта относительно горизонта).

Выдерживание необходимо выполнять с постепенным отходом самолёта от земли.

Лётчик должен своевременно убрать шасси на заданной скорости для исключения порчи элементов конструкции от чрезмерных аэродинамических сил.

Режим набора высоты

Режим набора высоты характеризуется значением установленной лётчиком поступательной и вертикальной скорости. Разгон необходимой поступательной скорости выполнить во время выдерживания. Режим набора высоты в зависимости от задачи может отличаться:

- a) для дальнейшего полёта по кругу установить и выдерживать приборную скорость 500 км/ч, вертикальную – 7–8 м/с;
- b) для выполнения перехвата воздушной цели и необходимости набора высоты в кратчайшее время установить и выдерживать истинную скорость 710 км/ч (скорость максимальной скороподъёмности до потолка). Невыдерживание истинного значения скорости в 710 км/ч будет приводить к уменьшению вертикальной скорости набора высоты. Вертикальная скорость на максимальном режиме работы двигателя и скорости 710 км/ч (истинной) будет составлять примерно 45–35 м/с до 5000 м.

Установка режима набора осуществляется после уборки шасси и закрылков изменением оборотов двигателя (РУДом) и установкой необходимого угла наклона траектории отклонением РУС.

7.2.2. Исправление отклонений на взлёте

Несохранение направления в начале разбега

Причины:

носовое колесо не поставлено по линии взлёта – лётчик не прорулил 5–10 м по прямой после занятия полосы;

неграмотное пользование тормозами для сохранения направления разбега (длительное удерживание тормозного рычага).

Для исправления необходимо:

прекратить дальнейшее увеличение оборотов двигателя;
пользуясь тормозами (короткими нажатиями на тормоз) и педалями, установить самолёт параллельно ВПП, отпустить тормоза и поставить педали нейтрально;
при прямолинейном движении самолёта увеличить обороты двигателя до полных и продолжать взлёт;
по мере увеличения поступательной скорости самолёта выдерживать прямую отклонениями руля направления только педалями, без применения тормозов.

Отрыв переднего колеса самолёта на скорости, меньше заданной

Причины:

нерациональное распределение внимания при подходе скорости к значению 160 км/ч и чрезмерно энергичное движение РУС на себя при подъёме носового колеса;
неудовлетворительный контроль положения видимых частей самолёта относительно горизонта при подъёме носового колеса.

Для исправления необходимо:

установить положение видимых частей остекления согласно схеме взлёта (на этапе отрыва переднего колеса) очень плавным и небольшим по амплитуде перемещением РУС, продолжить разгон до установленной скорости;

небольшие покачивания самолёта рулями не исправлять, так как это может привести к еще большему раскачиванию и сваливанию на крыло:

большие крены исправлять координированным отклонением ручки и педали против крена.

7.3. Заход на посадку и посадка

7.3.1. Заход на посадку

1. Перед выполнением захода на посадку установить скорость по прибору 400–450 км/ч.
2. На скорости 400–450 км/ч увеличить обороты двигателя (примерно до 7000–8000 при горизонтальном полёте) и выпустить шасси (время выпуска шасси 8–10 сек), проверив их выход по сигнализации в кабине,

механическим указателям, проверить давление в гидросистеме после выпуска (должно быть 120–140 кг/см²).

3. При заходе на посадку на глиссаде планирования установить скорость 320–350 км/ч по прибору в зависимости от веса самолёта.

4. Установить обороты двигателя примерно 9000 об/мин и выпустить щитки-закрылки на 20°, а затем через 1,5–2 сек – на 55°, установить угол планирования, соответствующий приборной скорости 320–350 км/ч в зависимости от веса самолёта с постепенным гашением скорости до 260–270 км/ч.

5. С высоты 200 м начинается предпосадочное планирование самолёта. Уточняется расчёт на посадку: направление, угол снижения (точка, в которую планирует самолёт, должна быть немного перед порогом полосы, в крайнем случае – в начало полосы), уточняется крен и снос (при наличии бокового ветра).

(вариант 1) Примечание. При наличии бокового ветра выдерживать направление на глиссаде снижения креном до 10°. При большой силе ветра борьбу со сносом вести курсом (скольжением) и креном.

(вариант 2) Примечание. При наличии сильного бокового ветра до 12-15 м/с выдерживать направление на глиссаде снижения курсовым методом (подбором угла сноса).

Установив скорость 260–270 км/ч (при оборотах двигателя не менее 6000 и вертикальной скорости 7–8 м/с), планировать на этой скорости до начала выравнивания.

6. На высоте 7–6 м плавным движением ручки на себя начать выравнивание с таким расчётом, чтобы прекратить снижение самолёта на высоте не более 1 м.

Во время выравнивания уменьшить обороты двигателя до минимальных, начать так называемое "предпосадочное выдерживание".

7. Во время выдерживания скорость плавно погасится до 180–200 км/ч. Для сохранения подъёмной силы, уравнивающей вес, лётчик, по мере падения скорости, отклонением руля высоты (РУС на себя) увеличивает угол атаки крыла самолёта. Так самолёт постепенно и плавно снижается с высоты 1 м до приземления.

С начала выравнивания и до приземления скользить взглядом по земле на таком удалении вперёд и от оси самолёта, которое обеспечивает чёткую видимость земной поверхности и положение самолёта.

8. После приземления на два основных колеса плавным движением ручки на себя удерживать нос самолёта в таком положении, которое было в момент приземления. При пробеге на основных колёсах направление взгляда остаётся таким же, как и при выдерживании.

9. Как только носовое колесо опустилось на землю, перенести взгляд вперёд, отпустить ручку до нейтрального положения и начать торможение плавным нажатием на тормозной рычаг сначала до 1,5–2 кг/см², а затем до 4–5 кг/см².

7.3.2. Исправление расчёта на посадку и уход на второй круг

Исправление расчёта

Когда необходимые действия с оборудованием перед посадкой выполнены, и самолёт снижается к полосе, внимание лётчика должно быть в основном сосредоточено на контроле точки планирования и текущей скорости. Положение точки, в которую снижается самолёт, необходимо уточнять непрерывно. Эта точка определяется как место, из которого "разбегается" земная поверхность во все стороны, т.е. эта точка остаётся относительно неподвижной, если лётчик не изменяет положения органов управления.

Если место этой точки "ниже" порога полосы (планирование с "недолётом") – необходимо уменьшить угол планирования. В зависимости от исходного режима на планировании (скорость, вертикальная скорость, обороты) уточнение (уменьшение угла планирования) может быть выполнено либо увеличением оборотов и небольшим "взятием РУС на себя", либо взятием РУС на себя без изменения оборотов.

Первый вариант – увеличение оборотов двигателя, совмещённое с небольшим "взятием РУС на себя" – применяется при планировании на скорости близкой к нижней границе ограничения (например, удаление до полосы достаточно велико, а скорость уже достигла значения 250–270 км/ч).

Второй вариант исправления "недолёта" – небольшое "взятие РУС на себя" без изменения оборотов – применяется, когда скорость находится вблизи верхней границы ограничения, т.е. 320–350 км/ч.

Если точка снижения находится "выше" порога ВПП (планирование "с перелётом"), то действия имеют аналогичный обратный характер.

В случае, когда удаление до полосы небольшое или точка снижения находится далеко впереди порога ВПП (далее 100 м), а скорость при этом близка к верхнему пределу (320–350 км/ч), необходимо принять решение об уходе на второй круг.

В случае, когда при планировании "с недолётом" все действия по исправлению расчёта не привели к желаемому результату (самолёт устойчиво снижается в точку, которая расположена на некотором удалении с недолётом до начала полосы, а скорость уже находится на нижнем пределе рекомендуемого диапазона), также необходимо принять решение об уходе на второй круг.

Для облегчения принятия решения – продолжить попытку выполнить посадку или уйти на второй круг – лётчик должен научиться предвидеть развитие ситуации во времени и

пространстве методом мысленного моделирования последующего состояния (положения) самолёта и своих действий при этом.

Действия при уходе на второй круг

1. Если расчёт уточнить не удалось, во всех случаях, когда требует обстановка, немедленно уйти на второй круг.

Уход на второй круг разрешается с любой высоты.

2. Приняв решение уйти на второй круг, увеличить обороты до взлётных, переместив рычаг управления двигателем в крайнее переднее положение за 1–2 сек.

Примечание. Необходимо помнить, что от момента перемещения РУД на максимальный режим (при исходных 6000 об/мин) и до прекращения снижения самолёт потеряет 30–40 м высоты.

Одновременно плавным движением ручки на себя вывести самолёт из угла планирования в горизонтальный полёт на скорости не менее 260 км/час. При уходе с малой высоты в это время внимательно следить за землёй.

3. По достижении скорости 280–300 км/час перевести самолёт в набор высоты, убрать шасси, поставив кран на уборку.

4. На высоте 100–150 м и скорости не менее 300 км/ч убрать щитки-закрылки, поставив кран щитков в положение "Убрано". Когда щитки уберутся, поставить кран в нейтральное положение и повторить заход.

7.3.3. Силы и моменты, действующие на самолёт при посадке

Выравнивание

Для вывода самолёта из угла планирования лётчик отклонением руля высоты вверх увеличивает угол атаки крыла, благодаря чему подъёмная сила возрастает и траектория движения искривляется на уменьшение угла снижения. Одновременно уменьшается составляющая силы тяжести, действующая в направлении движения самолёта (на снижении), и увеличивается лобовое сопротивление.

Убрав обороты, лётчик уменьшает силу тяги. В результате лобовое сопротивление становится больше тяги. Поэтому скорость непрерывно уменьшается; составляющая подъёмной силы в конце выравнивания

станет меньше веса, самолёт начнёт плавное снижение до касания полосы колёсами основных стоек.

Большое значение имеет скорость, на которой осуществляется подход к точке выравнивания. Значение скорости должно позволять без труда уменьшить вертикальную скорость до нуля взятием РУС "на себя". Однако при этом взятие РУС "на себя" на 1/4–1/3 хода должно приводить к плавному гашению поступательной скорости и снижению самолёта, а не набору высоты с последующим уменьшением скорости.

Для самолёта МиГ-15бис эта скорость составляет 230–270 км/ч. При большей скорости попытка выравнивания самолёта с большой вероятностью приведёт к взмыванию над полосой до 10–15 м с последующим "проваливанием" вниз, удару с полным обжатием амортизационных стоек шасси, повторному взмыванию и т.д. до поломки самолёта (так называемое явление "посадочного козла"). При меньшей скорости – велика вероятность аэродинамического "сваливания" перед посадкой, неуправляемое кренение, поломка самолёта.

Приземление и первая половина пробега

Приземление должно быть с минимальной вертикальной скоростью на два основных колеса. Сразу после приземления рекомендуется удерживать носовое колесо приподнятым (на 20–25 см от земли) для быстрого гашения поступательной скорости.

В первой половине пробега для удержания носового колеса в поднятом положении лётчик, парируя пикирующий момент (от неуравновешенных сил инерции, торможения, тяги и веса), отклонением руля высоты (РУС на себя) создаёт кабрирующий момент, т.е. уравнивает имеющийся момент на пикирование.

Вторая половина пробега

После опускания носового колеса необходимо отпустить ручку до нейтрального положения и начать торможение.

Благодаря падению подъёмной силы и применению тормозов сила трения резко возрастёт. Следовательно, растёт отрицательное ускорение, и скорость самолёта падает.

7.4. Работа лётчика с оборудованием кабины при полёте с подвесными топливными баками

7.4.1. Перед взлётом

1. На правом электрощитке включить АЗС "БОМБЫ" и



"АВАРИЙН СБРОС БАК. "

2. На щитке вооружения включить тумблеры ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ВКЛЮЧЕН НА ВЗРЫВ,



СИГНАЛ ПОДВ. БАКОВ



Перед выруливанием на малых оборотах проверить (на щитке вооружения), горит ли лампочка сигнализации топлива подвесных баков ПОДВ. БАКИ, затем увеличить обороты свыше 6000 об/мин: лампочка



должна погаснуть

После выработки горючего из подвесных баков она загорится и на оборотах более 6000 об/мин.

3. Выпустить щитки-закрылки на 20°.

7.4.2. Во время полёта

При полёте с подвесными баками не допускать перегрузку более 5 и скорость по прибору более 800 км/ч.

7.4.3. При сбросе баков

Скорости по прибору при сбросе:

унифицированных баков (400 л) – 350–900 км/ч;

баков без стабилизатора – не менее 650 км/ч;

баков со стабилизатором – не менее 400 км/ч.

1. На щитке бомбового вооружения откинуть предохранительный колпак



и нажать на кнопку АВАРИЙНЫЙ СБРОС БОМБ

2. Проверить сброс баков визуально.

3. При сбросе баков тактической кнопкой:

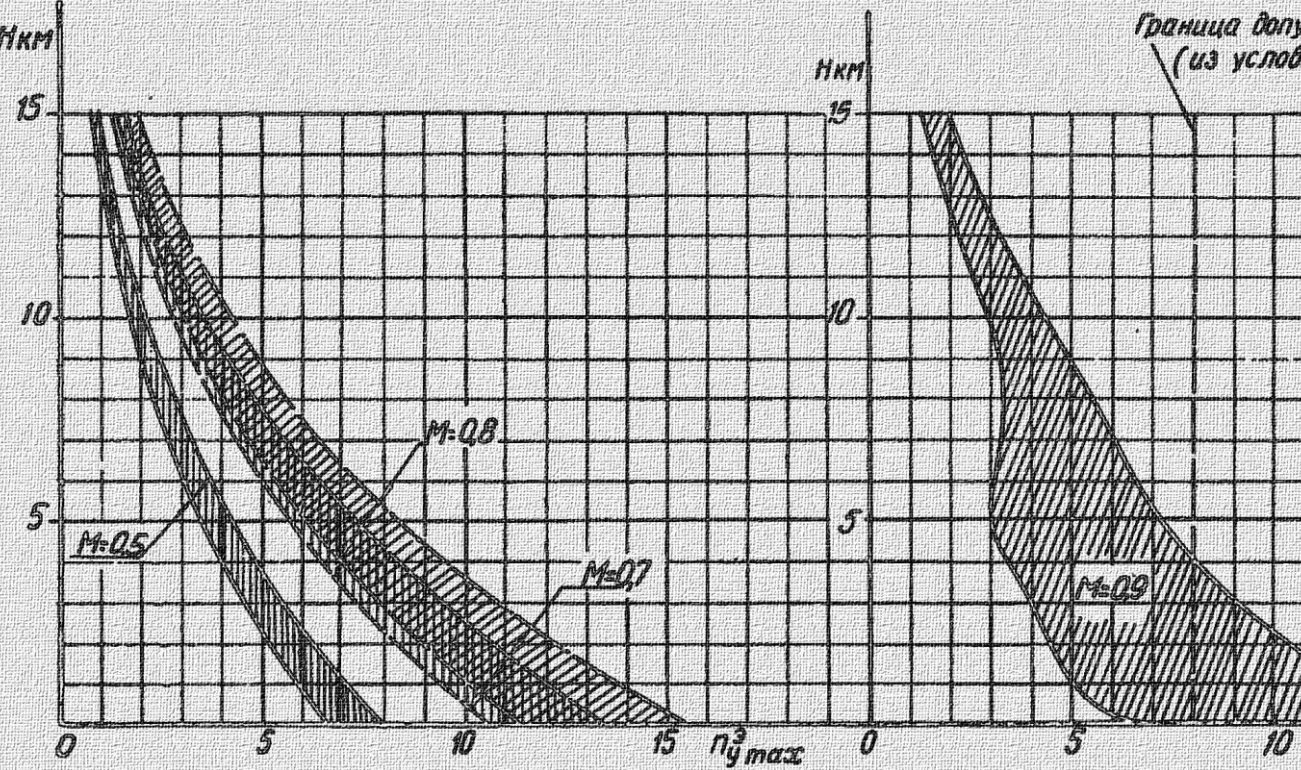
- а) на правом электрощитке включить АЗС "Бомбы";
- б) нажать кнопку тактического сброса на ручке управления.

После сброса баков выключить на щитке бомбового вооружения выключатели ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ВКЛЮЧЕН НА ВЗРЫВ, СИГНАЛ ПОДВ. БАКОВ, а на правом электрощитке – АЗС "БОМБЫ" и "АВАРИЙНЫЙ СБРОС БАКОВ".

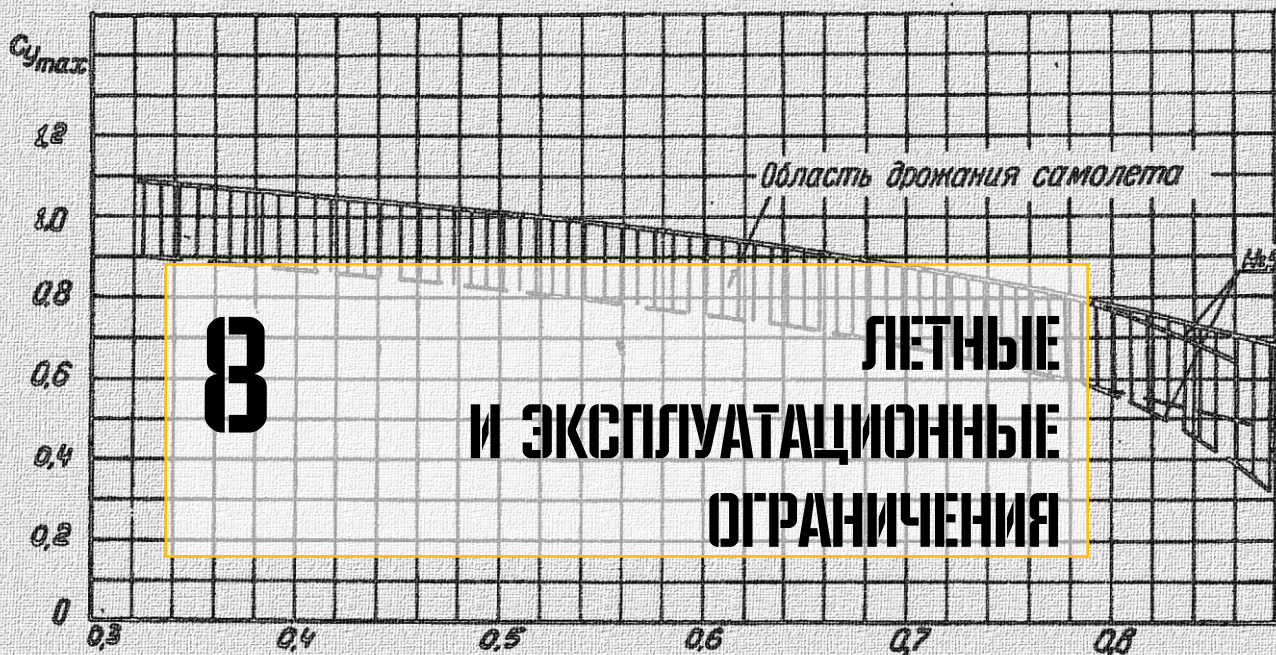
7.5. Выключение двигателя

После заруливания на стоянку выполнить следующие действия:

1. Поставить РУД в положение полностью на себя, включить секундомер, рассчитывая охладить двигатель не менее 30 сек.
2. Выключить АРК-5 на пульте К-7, отключить посадочную фару на приборной доске.
3. Закрыть стоп-кран.
4. Отключить АЗСы на левом и правом электрощитках (кроме АЗС "АККУМУЛЯТОР" и "ПОМПА 2-го БАКА СИГНАЛ ПОМПЫ"). По окончании вращения турбины двигателя отключить остальные АЗС.



Фиг. 184. Максимально возможные перегрузки самолета (значения n^3 для n подсчитаны по $c_{y\max}$, полученному на $H=5200$ м).
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.



Фиг. 185. Коэффициент максимальной подъемной силы самолета.

8. ЛЕТНЫЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

8.1.1. Основные ограничения

Максимальная эксплуатационная перегрузка на всех высотах – 8.

Разрушающая перегрузка – 12.

Максимальная приборная скорость – 1070 км/ч.

Максимальное число M – 1,0.

Максимальный скоростной напор – 5500 кг/м².

Потолок практический – 15500 м.

Максимальную допустимую эксплуатационную перегрузку 8 самолёт может достичь только на высотах ниже 6400 м. При приближении к режиму максимальной перегрузки (для данной высоты и скорости полёта) самолёт испытывает предупредительное дрожание (предупредительную тряску).

8.1.2. Ограничения по максимальной скорости и числу M

Абсолютная максимальная горизонтальная скорость самолёта достигается:

у земли $V_{ист}$ (узкая стрелка) = 1070 км/час, $V_{пр}$ (широкая стрелка) = 1060 км/ч;

на практическом потолке $V_{ист}$ = 720 км/час, $V_{пр}$ = 300 км/ч.

Абсолютное максимальное число M :

в горизонтальном полёте (достигается на высоте 11000 м) – 0,919;

у земли – 0,877;

на практическом потолке M = 0,7.

Ограничение по приборной скорости:

V = 1070 км/час по прибору действительно для высот полёта от земли до 900 м;

Максимальная скорость полёта с выпущенными закрылками на 55° – 400 км/ч;

Максимальная скорость полёта, при которой разрешено выпускать/убирать шасси – 500 км/ч.

Максимальная горизонтальная скорость полёта с подвесными баками:

малые баки (2 x 300 л) на $H = 3500$ м, $V_{ист} = 820$ км/ч ($V_{пр} = 700$ км/ч);

на $H = 5000$ м, $V_{ист} = 1015$ км/ч;

большие баки (2 x 600 л) на $H = 4600$ м, $V_{ист} = 990$ км/ч ($V_{пр} = 800$ км/ч).

Максимальное число M полёта с подвесными баками ограничено значениями:

малые баки (2 x 300 и 400 л) – $M = 0,9$;

большие баки (2 x 600 л) – $M = 0,85$.

Максимальная горизонтальная скорость полёта при выпущенных воздушных тормозах (тормозных щитках):

$H = 0$, $V_{ист} = 750$ км/ч ($V_{пр} = 750$ км/ч);

$H = 10000$ м, $V_{ист} = 790$ км/ч ($V_{пр} = 482$ км/ч).

Момент от воздушных тормозов (тормозных щитков) кабрирующий и при необходимости может быть использован для вывода самолёта из пикирования.

Примечание. В нашей модели стоят тормозные щитки увеличенной площади $0,8$ м² самолёта МиГ-15бис 1952 года выпуска.

Наивыгоднейшая истинная скорость самолёта при наборе высоты без подвесных баков практически не зависит от высоты полёта и составляет $V_{ист} = 710$ км/ч, а соответствующая ей приборная скорость заметно уменьшается при увеличении высоты (до 300 км/ч на потолке).

Практический потолок самолёта (при $V_y = 0,5$ м/сек):

15500 м (без ПТБ);

13400 м (с ПТБ).

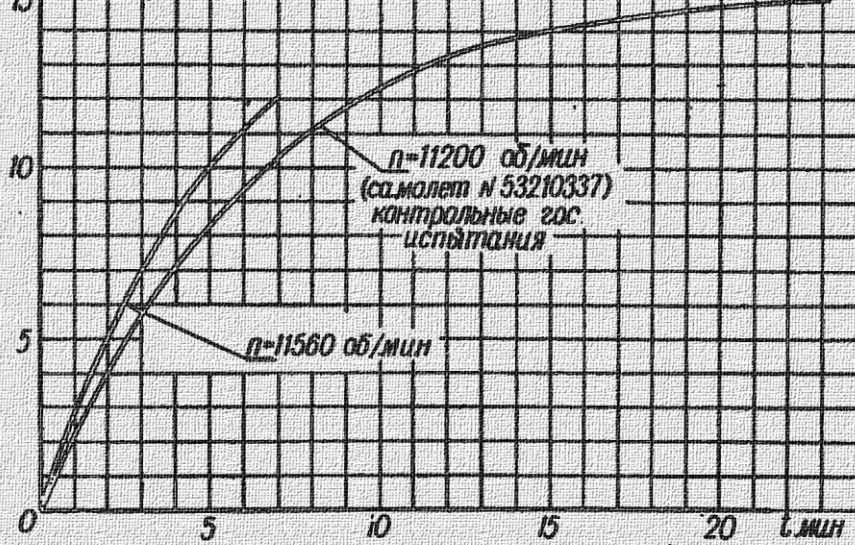
8.1.3. Ограничения по минимальной скорости

Минимальные скорости полёта самолёта (по прибору), на которых самолёт теряет устойчивость и сваливается на крыло, в зависимости от режима работы двигателя следующие:

малый газ, щитки-закрылки и шасси выпущены.....	190 км/ч;
малый газ, щитки-закрылки и шасси убраны:	
высота меньше 10000 м.....	200–220 км/ч;
высота больше 10000 м.....	230–240 км/ч;
малый газ, воздушные тормоза выпущены.....	200–210 км/ч;
максимал, набор высоты, ЩЗ и шасси убраны.....	200 км/ч.

Минимальная эволютивная скорость, на которой самолёт ещё достаточно устойчив и рули эффективны, на высотах больше 12000 м равна 300 км/ч по прибору.

Минимальная скорость в горизонтальном полёте и на фигурах, кроме взлёта и посадки, установлена для эксплуатации самолёта 300 км/ч по прибору.



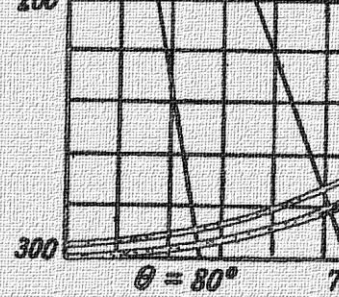
Фиг. 20. Время набора высоты самолетом.



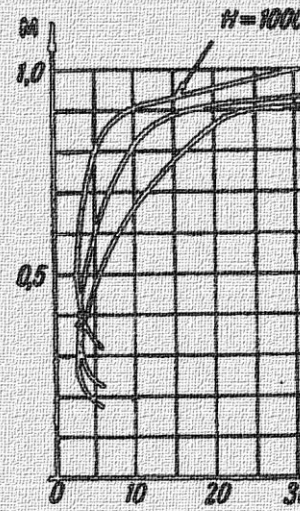
9

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЁТА

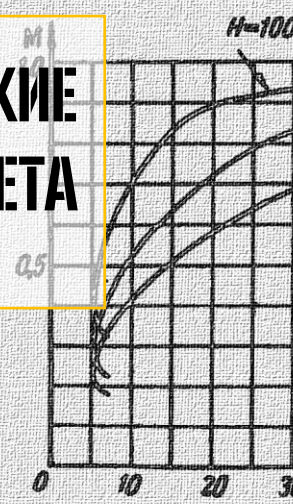
Фиг. 21. Указательница глissад планирования самолета без тормозных щитков (по расчету). Малый газ



Фиг. 22. Указатель с тормозными щитками. Малый газ ($P_{мал. газ} = 75$ кг); G_1



Фиг. 23. Числа M (пикирования) (по расчету). Малый газ ($G_1 = 4$)



9. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЁТА

Ниже указаны аэродинамические характеристики и особенности самолёта для условий стандартной атмосферы CA-64: температура +15°C, давление 760 мм рт. ст. на уровне моря.

9.1.1. Скороподъёмность

Время подъёма на 5000 м – 1,95 мин.

Время подъёма на 10000 м – 4,9 мин.

Максимальные вертикальные скорости заметно уменьшаются при увеличении высоты, максимальное значение у земли – 50 м/сек (36,6 м/сек с большими ПТБ).

9.1.2. Взлётно-посадочные характеристики

Основные скорости самолёта при взлёте и посадке

Длина разбега (щитки-закрылки выпущены на 20°) – 475 м.

Скорость отрыва самолёта без подвесных баков при взлёте с щитками-закрылками, отклонёнными на угол 20°, 220–230 км/ч, при убранных щитках-закрылках – около 245 км/час;

скорость отрыва самолёта с большими подвесными баками при выпущенных щитках-закрылках на 20°, 255 км/час, при убранных щитках-закрылках – около 275 км/час;

скорость планирования на посадку (перед выравниванием) при угле отклонения щитков-закрылков 55° и малом газе установлена 250–270 км/ч.

Посадочная скорость самолёта 200–190 км/час при угле отклонения щитков-закрылков 55°, малом газе и посадочном весе.

Длина пробега (щитки-закрылки выпущены на 55°) – 670 м.

Другие особенности

Длина взлётной дистанции и скорость отрыва зависит от числа оборотов двигателя, угла отклонения щитков-закрылков и полётного веса самолёта.

При разбеге трогание с места начинается после вывода двигателя на 8000–9000 об/мин, при которых самолёт ещё может быть удержан на месте тормозами.

Скорость отделения носового колеса от земли при разбеге примерно 160 км/час.

При взлёте уборка шасси выполняется на скорости 350–400 км/ч на высоте 10–15 м (время уборки шасси 6–8 с).

Щитки-закрылки убираются на высоте 50–100 м (после уборки шасси).

Длина пробега самолёта заметно зависит от вида грунта посадочной полосы и его состояния, а также от степени использования колёсных тормозов.

Перед посадкой выпуск шасси выполняется на скорости 400–450 км/ч (время выпуска 8–10 с). В начале захода на посадку скорость горизонтального полёта 320–350 км/ч. Щитки-закрылки выпускаются во время захода на посадку.

Скорость подхода к полосе 250–270 км/ч в зависимости от посадочного веса самолёта

Выравнивание самолёта начинается на высоте 6–7 м и заканчивается на высоте около 1 м. Обороты двигателя устанавливаются на малый газ, и производится выдерживание самолёта для гашения скорости до посадочной 190–200 км/ч (в зависимости от веса самолёта).

9.1.3. Управляемость самолёта

На самолёте МиГ-15 с двигателем ВК-1 могут выполняться все элементы пилотажа. При этом самолёт не имеет никаких особенностей в полёте до скоростей, соответствующих числу $M = 0,86 - 0,87$.

На скоростях выше чисел $M = 0,86 - 0,87$ самолёту свойственны следующие особенности:

- a) обратная реакция по крену на дачу ноги;
- b) некоторое уменьшение усилий на ручке в прямолинейном полёте;
- c) увеличение усилий, потребных для создания единицы перегрузки;

d) произвольное кренение (валёжка).

Условия продольной балансировки самолёта

При нейтральном положении триммера руля высоты, номинальных оборотах двигателя 11200 об/мин на режиме набора высоты на высотах от 3000 м до 5000 м при нормальном полётном весе скорость балансировки должна быть в пределах 520–600 км/ч по прибору;

на высотах от 3000 до 7000 м на всём диапазоне скоростей усилия на ручке управления рулём высоты изменяются незначительно, и пользоваться триммером нет необходимости;

для полётов на высотах ниже 3000 м на скоростях близких к максимальным рекомендуется балансировать самолёт триммером руля высоты на скорости 800 км/час по прибору;

для полётов на высотах 10000 м и выше рекомендуется балансировать самолёт триммером на скорости 350 км/час по прибору.

9.1.4. Реакция самолёта на отклонение руля направления

Реакция самолёта на крен при отклонении педали в горизонтальном полёте на скоростях более 300 км/ч прямая, но слабая ввиду отрицательного поперечного V крыла. Однако при увеличении перегрузки реакция значительно усиливается и является прямой (в сторону педали). При увеличении скорости и приближении к числу $M = 0,84 - 0,86$ значение угловой скорости крена на отклонение педали начинает заметно снижаться. В диапазоне $M = 0,87 - 0,95$ направление крена обратное отклонению педали. Поведение самолёта при числах $M = 0,87 - 0,95$ называется "обратной реакцией по крену на дачу ноги". Это явление связано с наличием у крыла стреловидности и объясняется возникновением обратных моментов крена, получающихся из-за неодинакового изменения аэродинамических характеристик левого и правого крыльев при скольжении в воздухе при критических числах Маха.

9.1.5. Самопроизвольное кренение (валёжка) самолёта

Самопроизвольное кренение самолёта может появляться на больших скоростях полёта на всех высотах. На высоте ниже 4000 м самопроизвольное кренение может появляться на истинной скорости полёта более 1070–1090 км/час (узкая стрелка). С увеличением высоты

истинная скорость полёта, при которой начинается самопроизвольное кренение самолёта, уменьшается, а на высотах 11000 м и более является постоянной и составляет 1010–1040 км/час (узкая стрелка).

Самопроизвольное кренение самолёта устраняется отклонением ручки управления в противоположную сторону.

Необходимо помнить:

- a) Если почему-либо истинная скорость полёта стала больше 1070 км/час, её необходимо погасить выпуском воздушных тормозов и переводом двигателя на режим малого газа.
- b) При создании перегрузки на скоростях близких к максимальным для данной высоты следует ожидать появления самопроизвольного кренения самолёта. При возникновении кренения – уменьшить перегрузку, выпустить воздушные тормоза и затем плавно увеличить перегрузку до требуемой.
- c) Отклонение руля направления (педали) при самопроизвольном кренении самолёта против крена на скорости, соответствующей числам Маха от 0,86 и более, может привести к увеличению крена и резкому возрастанию усилий на ручке от элеронов. Уменьшить значение крена в этом случае можно небольшим плавным нажатием педали в сторону образовавшегося крена самолёта, т. е. при левом крене нажать левую педаль, при правом – правую.

Причины возникновения "валёжки" связаны с технологией в самолётостроении 50-х годов прошлого века. Невозможно было сделать полностью симметричные профили консолей крыла (левого и правого) с одинаковой жёсткостью. На больших скоростях крыло испытывало деформации изгиба и кручения с различной амплитудой на левом и правом полукрыле из-за их неодинаковой жёсткости. Это приводило к различию углов атаки на левой и правой консоли крыла. Кроме того, в трансзвуковом диапазоне волновой кризис возникал неодновременно на обоих полукрыльях из-за различий в отделке их внешней поверхности и толщины профиля. Подъёмная сила полукрыла, на котором волновой кризис начинался раньше, сразу оказывалась меньше, чем у другого полукрыла. В конечном итоге и различие в углах атаки, и волновой кризис приводили к нарушению равновесия поперечных моментов

аэродинамических сил и, как следствие, к непреднамеренному кренению самолёта – "валёжке".

Пр и м е ч а н и е . Все самолёты, поступающие в воинские части, должны были быть облётаны опытными лётчиками на определение скорости, на которой наступает самопроизвольное кренение.

Для подогрева интереса к игровому процессу в модели введена случайная установка различий в жёсткости крыльев, т. е. начало возникновения и интенсивность самопроизвольного кренения – в зависимости от условий полёта, а направления крена (влево или вправо) – случайно при каждом "рождении" самолёта игрока.

9.1.6. Сваливание и штопор

Минимальные скорости полёта самолёта (по прибору), на которых самолёт теряет устойчивость и сваливается на крыло см. [8.1.3.](#)

Уменьшение скорости полёта меньше минимально допустимой приводит к неустойчивости самолёта в полёте. В режиме горизонтального полёта на скорости 210–220 км/ч по прибору (широкая стрелка) при нейтральном положении педалей самолёт плавно кренится в левую или правую сторону, опускает нос ниже горизонта, парашютирует, но в штопор не входит. При отклонении ручки управления самолётом (РУС) от себя в нейтральное или несколько за нейтральное положение самолёт быстро набирает скорость, становится легко управляемым и выходит в прямолинейный полёт.

Если уменьшение скорости является результатом выбора ручки на себя, то за 10–15 км/ч до указанных выше минимальных скоростей полёта у самолёта начинается предупредительная тряска, усиливающаяся по мере уменьшения скорости. Элероны становятся малоэффективны.

Если во время предупредительной тряски самолёта отклонить рули управления по штопору (полностью отклонить педаль и ручку управления самолётом взять полностью на себя), самолёт входит в штопор. При этом самолёт сначала накренится на противоположное от педали крыло (особенно характерно при вводе в левый штопор), затем опустит нос и перейдёт во вращение в сторону отклонённой педали.

При отклонении РУС на вводе в штопор в противоположную от педали сторону самолёт энергичнее входит как в левый, так и в правый штопор.

При заходе на посадку с выпущенными шасси и закрылками самолёт сохраняет устойчивый режим полёта до скорости 190 км/ч по прибору. При достижении этой скорости самолёт с характерным вздрагиванием покачивается с крыла на крыло и может свалиться в любую сторону.

На скоростях, превышающих скорость срыва, при энергичном взятии РУС на себя с отклонением педали самолёт выполняет бочку с большим радиусом входит в штопор, постепенно увеличивая угол наклона оси вращения к горизонту.

Вывод из сваливания

При потере скорости менее допустимой для данных условий полёта, при начале предупредительной тряски, плавной отдачей РУС от себя перевести самолёт на снижение, увеличить обороты двигателя. С ростом скорости вывести самолёт в горизонтальный полёт, установить требуемый режим.

При сваливании самолёта установить педали нейтрально, РУС в нейтральное положение или немного от себя. С ростом скорости вывести самолёт в горизонтальный полёт, установить требуемый режим.

Вывод из штопора

При попадании (вводе) самолёта в штопор:

- a) оценить направление вращения;
- b) установить РУД на МГ;
- c) установить РУС нейтрально (в кабине нарисована белая черта – нейтральное положение РУС);
- d) педаль отклонить против вращения.

Самолёт прекращает вращение, увеличивает скорость. При достижении скорости 380 км/ч и более по прибору (широкая стрелка) плавно вывести самолёт в ГП.

9.1.7. Другие аэродинамические особенности

Следует отметить весьма плавное течение кривой C_y на закритических углах атаки, благодаря чему безопасен полёт в отношении сваливания на крыло.

Максимальное аэродинамическое качество самолёта при убранных щитках-закрылках равно 14,6 при $M = 0,6$; $C_y = 0,45$ на $H = 0$.

Максимальное аэродинамическое качество самолёта при убранных щитках-закрылках при неработающем двигателе равно 14,2 при скорости по прибору 300–330 км/ч.

Минимальный коэффициент лобового сопротивления самолёта $C_{x\min} = 0,015$ при $M = 0,6$ и $C_y = 0$ на $H = 0$.

В боковом отношении во всём диапазоне эксплуатационных углов атаки и отклонений рулей и чисел M самолёт устойчив, рули высоты эффективны.

Самолёт сохраняет боковую устойчивость, а элероны и руль поворота – свою эффективность во всём диапазоне углов атаки и отклонений. При этом элероны эффективны также и во всем эксплуатационном диапазоне чисел M вплоть до $M = 0,92$.

При $M > 0,92$ эффективность элеронов резко меняется, при этом при малых значениях угла атаки ($1,5^\circ$) эффективность практически равна нулю при $M = 0,96 - 0,98$.



10

БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

10. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

10.1. Особенность использования дальномерного устройства прицела АСП-ЗН

10.1.1. Общие особенности

В прицеле АСП-ЗН угловой размер окружности сетки оптического дальномера, образованной ромбиками, может изменяться от 17,5 до 122 тыс. Это и позволяет на дальностях от 180 до 800 вписывать в эту окружность цели размером от 14 до 22 м. Для вписывания же на этих дальностях целей размером от 7 до 45 м потребовалось бы создать дальномер с сеткой, угловой размер которой мог бы изменяться от 8 до 250 тыс., что значительно увеличило бы размеры прицела.

Принятый в прицеле АСП-ЗН диапазон работы дальномера вполне обеспечивает прицельную стрельбу по воздушным целям на наиболее вероятных дальностях, встречающихся в воздушном бою. Для уменьшения ошибки в определении дальности вследствие изменения видимого размера цели при стрельбе под различными ракурсами в дальномерном устройстве учтён средний ракурс (1/4) для наиболее вероятного диапазона ракурсов целей (от 2/4 до 0/4). Поэтому никаких поправок на ракурс цели учитывать не следует.

Зависимость диапазона дальностей точной работы дальномера от базы цели показана на [Рис. 10.1](#). По горизонтальной оси отложены дальности до цели D, m , по вертикальной оси – размеры цели (база цели) – b_t, m . Так как угловой размер цели одновременно зависит и от базы, и от дальности, то при подготовке к полёту на основе данных о цели (её базе) рекомендуется определить дальности, на которых прицел будет работать корректно.

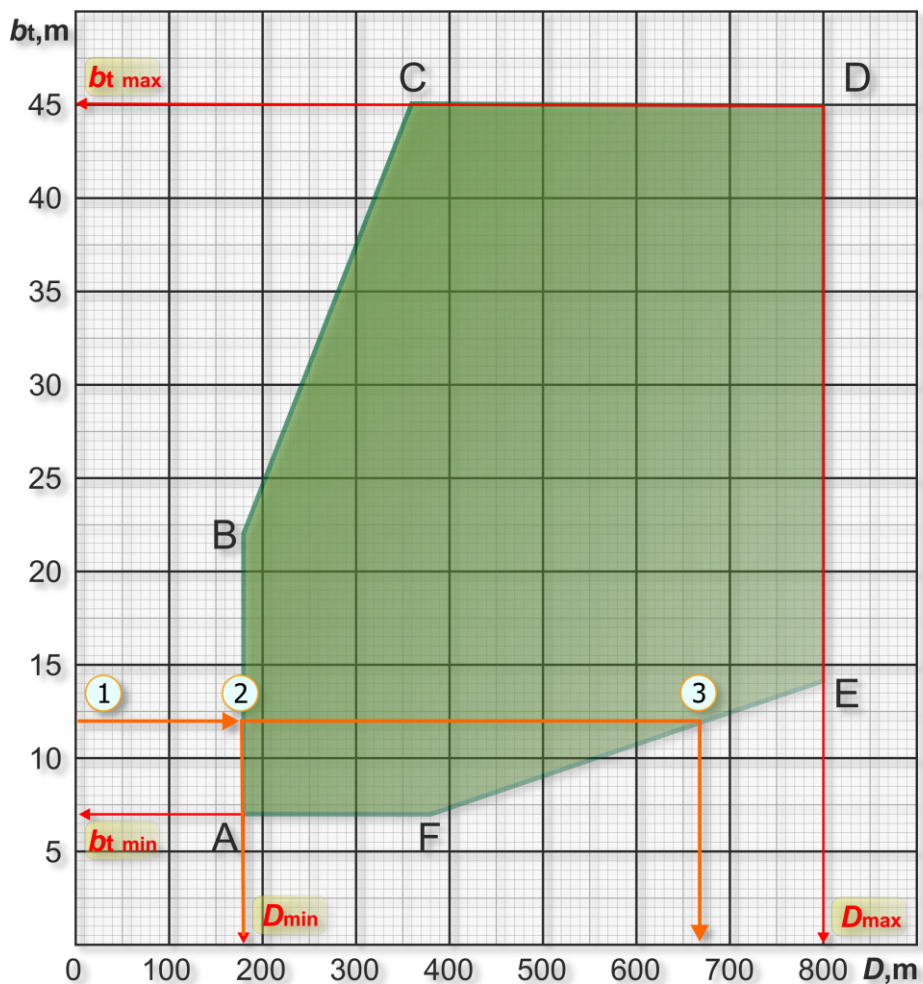


Рис. 10.1. Зависимость диапазона точной работы дальномера от базы цели

Ключ для нахождения диапазона дальностей точной работы прицела

ЗАДАЧА: база цели 12 м, определить диапазон дальности точной работы АСП-3Н.

1. По известной базе цели (в м), отложенной по вертикали, провести горизонтальную линию до пересечения многоугольника ABCDEF.
2. Из точки пересечения участка ABC опустить перпендикуляр к оси дальностей – получим значение минимальной дальности (180 м).
3. Из точки пересечения участка DEF опустить перпендикуляр к оси дальностей – получим значение максимальной дальности (670 м).

При отличных от расчётных параметрах базы/дальности неточность будет проявляться как невозможность обрмить цель при вращении рукоятки в сторону увеличения дальности (останется неустранимый зазор между ромбиками и целью), либо как постановка "дальности" на упор с выходом размеров цели за пределы ромбиков при вращении рукоятки в сторону уменьшения дальности.

[Вернуться к схеме прицеливания.](#)

10.1.2. Особенности стрельбы по воздушной цели

См. [Рис. 5.15.](#)

10.1.3. Особенности стрельбы по наземной цели

При стрельбе по наземным целям, размер которых больше 14 м, необходимо установить базу на прицеле, соответствующую размерам цели, и перед вводом самолёта в пикирование ввести в прицел минимальную дальность. После разворота на цель при минимальной установленной дальности наложить марку на цель и, удерживая её в таком положении, продолжать пикирование в течение 1–2 сек. Затем ввести максимальную дальность и в момент, когда цель впишется в окружность, образованную ромбиками, дать короткую очередь. После этого необходимо сразу же начать вывод из пикирования, снова введя в прицел минимальную дальность.

При стрельбе по наземным целям размером более 18 м на больших скоростях или с подвесными баками (при наличии в них горючего) с дальности порядка 1000 м рекомендуется устанавливать базу на 20 % меньше истинного размера цели. Огонь открывать при точном обрмлении цели.

При стрельбе по наземным целям, размер которых меньше 14 м, установить на прицеле базу 14 м. Порядок работы с дальномером аналогичен описанному выше.

Момент открытия огня определять по положению цели в сетке прицела на дальности 800 м (т.е. вращающаяся ручка ввода дальности на упоре). Ни в коем случае нельзя ожидать точного вписывания цели, так как дальность в момент вписывания будет во столько же раз меньше 800 м, во сколько раз размер цели меньше 14 м.

При стрельбе по малоразмерным наземным целям на больших скоростях или с подвесными баками при наличии горючего в них с дальностей порядка 1000 м момент открытия огня можно определить по размеру проекции центральной марки на цели, помня при этом, что угловая величина центральной марки равна 2 тыс. Так, например, при стрельбе по автомашине на дальности 1000 м диаметр проекции центральной марки соответствует примерно поперечному размеру автомашины.

10.2. Прицеливание при бомбометании

Самолёт не имеет специального бомбового прицела, поэтому точное бомбометание с МиГ-15бис весьма проблематично. Линия прицеливания проходит через место объектива фотокинопулемёта С-13:



Порядок прицеливания и сброса бомб

1. Для удобного визирования цели наиболее целесообразно выходить в район цели с таким направлением относительно неё, чтобы цель перемещалась в нижний угол бокового стекла неподвижной части фонаря.

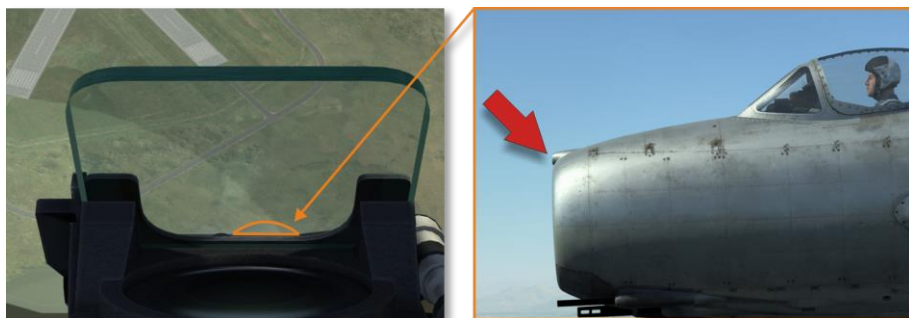


При этом оптимальная высота 2000–2200 м, скорость – 400 км/ч.

2. К моменту совмещения цели с линией её визирования на 10 часов или 2 часа выполнить следующее:

установить обороты двигателя не более 6000;

установить линию визирования носа самолёта, подняв "голову" лётчика, как указано на рисунке [RShift + RCtrl + Num8]:



3. В момент совмещения цели с линией её визирования на 10 часов или 2 часа выполнить доворот на цель с креном 45–50° и одновременно ввести в пикирование с углом 30–45°.

4. Вывод из разворота начинать заранее (угол упреждения равен крену). Скорректировать отклонения носа самолёта от цели с таким расчётом, чтобы цель начала "наползать" на линию прицеливания.

На высоте 800–1200 м выполнить сброс [RAlt + Space]. Во время пикирования скорость вырастет примерно до значения 500–550 км/ч. Не допускать роста скорости более 600 км/ч, применяя тормозные щитки.

Ошибки при бомбометании

Для получения устойчивого результата требуется определённый навык.

При бомбометании возникают ошибки по дальности и по направлению.

Ошибки по дальности (в продольном отношении относительно цели):

1. Ошибка в невыдерживании высоты бросания.

Фактическая высота бросания больше расчётной – недалёт авиабомбы.

Фактическая высота бросания меньше расчётной – перелёт авиабомбы.

2. Ошибка в невыдерживании скорости бросания.

Фактическая скорость больше расчётной – перелёт авиабомбы.

Фактическая скорость меньше расчётной – недалёт авиабомбы.

3. Ошибка в невыдерживании угла пикирования.

Фактический угол больше расчётного – перелёт авиабомбы.

Фактический угол меньше расчётного – недалёт авиабомбы.

Ошибки по направлению (в поперечном отношении относительно цели):

Возникают при наличии скольжения или крена при пикировании на цель.

При наличии угла скольжения в 1° вызывает отклонение бомбы на 20 м.

При наличии крена в 3° вызывает отклонение бомбы на 15 м.



11

**ОБОБЩЕННОЕ ОПИСАНИЕ
ОСОБЕННОСТЕЙ МОДУЛЯ**

МиГ-15бис

11. ОПИСАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ МОДУЛЯ MiG-15bis

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
1.	Запуск на земле обеспечен только от внешнего источника.	"Слабый" аккумулятор.	На более поздние версии МиГ-15bis ставили два аккумулятора. Была возможность запускать автономно.
2.	Невозможность запуска при положении РУД не на упоре "на себя".	Разомкнута электроцепь пусковой панели, стоит концевой выключатель (КВ).	РУД в положении "на себя" только для начала процесса запуска. Далее электроцепь пусковой панели запитана, минуя КВ, на РУД.
3.	Невозможность запуска при нажатии на кнопку ЗАПУСК менее 1 сек.	Особенность настройки системы запуска: предотвращение случайного нажатия.	
4.	Срыв запуска при резком открытии перекрывного крана (ПК, он же СТОП-кран) во второй половине процесса запуска, либо при полностью открытом кране перед запуском.	Система запуска автоматизирована только в части работы панели запуска. Дозирование основного топлива в камеры сгорания осуществляет пилот "вручную".	При забросе температуры и зависании оборотов необходимо немного прикрыть ПК. При восстановлении нормальной температуры (менее 650°C) продолжить запуск плавным открытием ПК.
5.	Помпаж двигателя при резком движении РУД "вперёд" в диапазоне от МГ до 5000 об/мин.	Автомат приёмности работает корректно в диапазоне оборотов от 5000 до максимала.	При возникновении помпажа – РУД на МГ. При восстановлении нормальной температуры (менее 590°C) и оборотов МГ – плавным движением РУД "вперёд" увеличить обороты до требуемых.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
6.	Помпаж двигателя при резком движении РУД "вперёд" в диапазоне оборотов от 5000 до максимальных при включённом ИЗОЛИРУЮЩЕМ КЛАПАНЕ.	При включении изолирующего клапана отключается автомат приёмистости и баростатический регулятор топливной автоматики. Пилот "вручную" управляет подачей топлива в камеры сгорания.	Переместить РУД "на себя" до прекращения помпажа. При восстановлении температуры и оборотов – плавно действовать РУДом при увеличении оборотов.
7.	Возможность установить тормозные колодки.	Тормозные колодки необходимы для проверки приёмистости и работы двигателя на максимале.	Тормоза основных колёс обеспечивают устойчивость самолёта на месте только до оборотов двигателя 10000 об/мин.
8.	Потеря сознания пилотом при полёте на высотах выше 10000 м в негерметизированной кабине.	Гипоксия, обусловленная низким давлением окружающего воздуха, несмотря на дополнительную подачу кислорода.	Необходимо герметизировать кабину при полётах на высоту.
9.	Ухудшение самочувствия пилота при полёте без кислорода на высотах выше 8000 м.	Гипоксия, обусловленная низким содержанием кислорода в дыхательной смеси.	Необходимо открывать кислородный вентиль при полёте на высоту.
10.	Невозможность открыть фонарь в герметизированной кабине.	Шланги герметизации, "приподнимая" фонарь кабины, "зажимают" замки открытия. Принудительная разгерметизация (как на Сейбре) не предусмотрена.	Разгерметизировать кабину краном герметизации. Открыть фонарь штатно.
11.	Фонарь кабины в открытом положении удерживается фиксатором. Ручки открытия фонаря не действуют на закрытие.	Конструктивная особенность.	Для закрытия фонаря потянуть за рычаг на верхней части обечайки подвижной части фонаря.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
12.	АРК-5. Щиток переключателей диапазонов ближней приводной радиостанции (слева, за РУД). Запрещается включение более одного поддиапазона.	Выходит из строя электродвигатель, управляющий подключением схемы частотных диапазонов.	
13.	РСИ-6К. Радиостанция работает в диапазоне коротких волн. Ручка проградуирована в номерах каналов, а не в частотном диапазоне. Для установки нужной частоты РП на аэродроме необходимо использовать таблицу настроек, в которой указаны соответствия частот в редакторе номерам каналов на шкале настройки.	Принятым во времена МиГ-15 порядком настроек радиостанций.	Приёмник и передатчик настраиваются отдельно. В качестве игрового допущения реализована возможность также и одновременной настройки передатчика вместе с приёмником. Реализуется при настройке от пульта дистанционного управления слева (за РУД). Кроме того, можно контролировать текущую частоту настройки в кноборде RShift + K , K .
14.	Ограничено непрерывное время работы тормозных щитков (ТЩ) "на выпуск" – 7 мин.	Сгорают электрогидрокран выпуска ТЩ. Щитки убираются потоком, и больше выпустить их невозможно.	При использовании ТЩ от переключателя на левом борту RShift + B контролировать время их выпуска (уборка ТЩ RCtrl + B). Для кратковременного гашения скорости использовать кнопку на РУС B . При отпуске кнопки ТЩ убираются.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
15.	При заходе на посадку, если поставить кран закрылков сразу в положение ВЫП. 55° (посадочное), закрылки не выйдут.	При "штатном" выпуске закрылков, открытие замков "убранного положения" происходит при установке крана закрылков в положение 20° в течение не менее 1,5–2 сек.	Установить кран закрылков в положение ВЫП. 20° и только через 1–2 сек – в положение ВЫП. 55°, закрылки выйдут полностью.
16.	Аварийный выпуск закрылков обеспечивается при установке крана закрылков в положение НЕЙТРАЛ. или ВЫП. 55°.	При аварийном выпуске от воздушной системы замки убранного положения закрылков будут открыты, и закрылки выйдут полностью на 55°.	При установке крана закрылков в положение ПОДЪЕМ или ВЫП. 20° закрылки не выйдут (не будет вытеснена жидкость из полости уборки).
17.	Выход закрылков можно контролировать по выходу механического указателя на левом крыле.	Сигнализация выпущенного положения закрылков в кабине только при их выходе в посадочное положение на 55°.	Актуально при выпуске в положение ВЫП. 20°, когда лампа не загорается, но механический указатель частично появляется.
18.	При выпуске шасси – контроль их выхода можно осуществлять по механическим указателям (на каждой консоли крыла и перед козырьком кабины слева).		Установка шасси на замки выпущенного положения – по загоранию сигнальных ламп (зелёных) на индикаторе шасси.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
19.	При включении ламп АРУФОШ регулятор в режиме "зажигание" (крайнее правое положение) удерживать не более 30 сек. При большем времени на максимальном напряжении лампа может сгореть.	В режиме "зажигания" подаётся максимальное напряжение на спираль и биметаллическую пластинку. Спираль разогревает биметаллическую пластинку, пары ртути и аргона, а биметаллическая пластинка после 15 сек нагрева размыкает цепь, но "взамен" этого между спиралью и кольцом вокруг неё возникает дуговой разряд, поддерживающий свечение паров ртути и аргона. При постоянной подаче максимального напряжения на лампу может произойти перегорание спирали.	В режиме "зажигание" удерживать регулятор в течение 3–5 сек и затем немного открутить его влево. Лампа загорается плавно в течение 10–15 сек.
20.	Механический фиксатор крана шасси.	Для исключения случайной уборки шасси на земле.	После запуска на стоянке, перед выруливанием, после выпуска закрылков, отодвинуть механический фиксатор влево. Подготовиться к уборке шасси. В полёте фиксатор не используется, т. е. закрывать его не следует.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
21.	Предохранительная боевая скоба на РУС.	Для исключения случайной стрельбы.	Если начало миссии на земле, в полёте перед применением пушек – не забудь откинуть скобу [LCtrl + Space]. Конструктивно, нажатие на кнопку стрельбы из 23-х мм пушек возможно только этой скобой (после её перекидывания на другую сторону РУС скоба становится своеобразным "спусковым курком").
22.	Кнопки перезарядки пушек.	Для заряжания пушек.	Если начало миссии на земле, в полёте перед применением пушек – не забудь их зарядить кнопками перезарядки ("дослать" по одному снаряду из лент в стволы).
23.	После уборки закрылков или после полного их выхода на 55° – кран управления закрылками ставить в нейтральное положение.	В убранном и посадочном положениях закрылки удерживаются гидрозамками.	В положении НЕЙТРАЛ. давление в линии выпуска-уборки сбрасывается, и исключаются потери гидрожидкости через подвижные соединения.
24.	Закрылки в положении 20° удерживаются давлением гидрожидкости. Кран в НЕЙТРАЛ. не ставить.	Закрылки подожмутся к крылу потоком воздуха по причине отсутствия давления в линии выпуска.	

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
25.	При полёте с выпущенными закрылками в положении 55° не превышать скорость более 400 км/ч по прибору (широкая стрелка).	Закрылки в "посадочном" положении удерживаются гидрозамками (не поджимаются), и возможно повреждение управляющих штоков повышенным давлением на закрылки воздушного потока.	При повреждении штока возможна "неуборка" одного из закрылков. Т.е. если была превышена скорость 400 км/ч при полёте с закрылками на 55°, при их последующей уборке один из закрылков может не убраться.
26.	При выпуске/уборке шасси на скорости более 500 км/ч по прибору (широкая стрелка) возможно повреждение шасси и отказ гидросистемы.	На скорости более 500 км/ч на выпускающие механизмы системы выпуска шасси воздействуют нерасчётные нагрузки. Возможно нарушение герметичности гидросистемы с последующим падением давления до нуля.	В выпущенном положении шасси находятся на механических замках. Скорость полёта ограничена только дополнительным сопротивлением от шасси.
27.	Затруднено (невозможно) выполнять пилотаж в облаках и ночью.	Ограничение по индикации пространственного положения авиагоризонта АГК-47Б (рабочие углы: крена $\pm 95^\circ$, тангажа $\pm 85^\circ$). Указатель "встаёт на упор".	На более поздних МиГ-15бис (после войны в Корее) устанавливался авиагоризонт АГИ-1. АГИ-1 функционален при любом пространственном положении самолёта.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
28.	Во всём диапазоне высот, на больших скоростях (близких к предельным), может возникнуть произвольное кренение самолёта – "валёжка". "Валёжка" значительно усиливается при создании положительной перегрузки.	Технологически в 50-х годах невозможно было сделать полностью симметричные профили консолей крыла (левого и правого) и с одинаковой жёсткостью. Поэтому предельные воздушные нагрузки вызывали неравномерную изгибно-крутильную деформацию крыльев, а также неравномерность возникновения на них скачков уплотнения. Это приводило к нарушению равновесия поперечных моментов аэродинамических сил.	Предотвратить "валёжку" можно только уменьшением скорости полёта (уменьшить обороты, выпустить воздушные тормоза). Создание перегрузки при переводе в набор (выводе из пикирования) только усугубит кренение. В игре введена случайная асимметрия жёсткости левого или правого крыла, реализуется с "рождением" самолёта.
29.	При полёте на числе Маха 0,86 и более возникает обратная реакция по крену на отклонение педали.	Особенности аэродинамики стреловидного крыла.	Этот эффект можно использовать при устранении "валёжки", которая усиливается на перегрузке.
30.	При полёте на числе Маха 0,93 и выше (возможно только со снижением) – возникает незначительная тряска, которая не мешает пилотированию.	В трансзвуковом диапазоне происходит отрыв потока в районе местных скачков уплотнения на консолях крыла.	Контролировать скорость и ожидать возникновения произвольного кренения ("валёжки").
31.	После превышения допустимой эксплуатационной перегрузки возможно возникновение самопроизвольного кренения и небольшого пикирующего момента.	Накапливающиеся напряжения конструкции приводят к остаточной деформации крыла.	После появления деформаций пилотирование не вызывает затруднений, но располагаемые перегрузки уменьшаются.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
32.	При выходе на минимальную скорость в горизонтальном полёте (ГП) или на предельную по сваливанию перегрузку появляется "предупредительная" тряска.	Происходит неравномерный срыв воздушного потока с законцовок крыла.	Если продолжать уменьшать скорость или увеличивать перегрузку – произойдёт сваливание самолёта с последующим переходом в штопор. Необходимо: в ГП – увеличить обороты двигателя или перевести на снижение; на перегрузке – уменьшить перегрузку.
33.	При стрельбе из пушки (любой) длинной очередью (более 3 сек) возможно заклинивание оружия (с вероятностью, определённой на основе статистических данных). Сделано для приближения игрового процесса к реальности.	Перегрев механизма перезарядки.	Рекомендовано стрелять короткими очередями с близких дистанций. Отказавшее оружие определяется по "негорящей" красной лампочке готовности (на панели вооружения). Произвести перезарядку (нажатием кнопки перезарядки) и продолжить стрельбу.
34.	При полёте с подвесными баками учитывается влияние их веса на крыло.	Баки, особенно с топливом, разгружают крыло при создании перегрузки. Таким образом, наличие баков теоретически позволяет ослабить последствия превышения допустимых перегрузок.	Не превышать перегрузку 5 единиц при полёте с полными баками. Иначе бак (баки) могут не сброситься.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
35.	Превышение ограничений по скорости при полёте с подвесными баками влечёт за собой тряску и самопроизвольное кренение самолёта.	Значительные продольные нагрузки (сила сопротивления), действующие на баки на больших скоростях, приводят к возникновению крутящего момента, действующего на конструкцию крыла и приводящего к несимметричным деформациям консолей, что, в свою очередь, приводит к возникновению "валёжки".	Действия как при возникновении "валёжки": выпустить воздушные тормоза, снизить обороты, перевести в набор для гашения скорости.
36.	После превышения ограничений по перегрузке с подвесными топливными баками возможен "несброс" одного или обоих баков.	Превышение расчётной нагрузки на крепление вызывает нарушение (заклинивание замка), и бак не сбрасывается.	Если один бак не сбросился, второй уже не вернуть, придётся лететь с одним баком со всеми вытекающими последствиями: кренение, скольжение и т.д. Трудно, но можно зайти на посадку и сесть. Рекомендуется выйти из боя.
37.	В особых настройках модуля есть возможность индикации нормальной перегрузки в правом верхнем углу экрана.	В кабине отсутствует указатель перегрузки.	
38.	В особых настройках модуля есть возможность выводить картинку работы фотокинопулемёта в правый нижний угол экрана.	Для наглядности процесса стрельбы.	При нажатии на кнопку стрельбы любой из пушек, согласно логике работы фотокинопулемёта, показываются кадры фотоконтроля применения оружия.

№ пп	Особенность	Чем обусловлена	Примечание
39.	В особых настройках модуля встроено "кабинный помощник" (AI Helper), предназначенный для привлечения внимания игрока к обязательному действию с оборудованием кабины, если это действие не было выполнено.	Облегчением ввода игрока в игровой процесс. Есть действия, невыполнение которых приводит либо к невозможности выполнения полёта, либо вызывает затруднение действий с оборудованием (не со всем оборудованием, а только с наиболее критичным), либо к неожиданному прерыванию полёта из-за прекращения деятельности виртуального пилота.	Представляет собой систему активных графических подсказок с указанием места действия и кратким описанием самого действия.



12

**ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ
СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА**

12. ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЁТА

" ТОВАРИЩ ЛЁТЧИК!

Советский народ и его Вооружённые Силы доверили тебе грозное оружие – современную авиационную технику.

В совершенстве владея этой техникой, отлично зная её возможности и особенности, ты с честью выполнишь свою священную обязанность по защите Социалистической Родины.

Техника, которая находится в твоих руках, надёжна и подвластна твоей воле.

Если она хорошо подготовлена к полёту и ты сам отлично владеешь ею, можно быть твёрдо уверенным, что полётное задание будет тобою выполнено точно и в срок.

Но, если в подготовке авиационной техники к полёту будет допущена небрежность или ты сам, находясь в кабине самолёта, допустишь ошибку в своих действиях – могут быть отказы в работе систем или агрегатов самолёта."

"Прежде всего запомни:

1. *Об отказе авиационной техники сообщи руководителю полётов" (пока не реализовано).*
2. *"Во всех случаях если возможно, используй запас скорости для набора высоты. Не допускай скорость меньше эволютивной" (300 км/ч).*
3. *"Если ты сделал всё для ликвидации последствий отказа авиационной техники и принял решение произвести вынужденную посадку с убранными шасси – **производи её только на грунт.**"*

Посадка на бетонную или металлическую ВПП может привести к пожару самолёта и тяжёлым последствиям.

4. *Во всех случаях, когда в воздухе создаётся непосредственная угроза твоей жизни, ты обязан покинуть самолёт и воспользоваться парашютом."*

[Памятка лётчику по особым случаям в полёте на самолётах МиГ-15бис, МиГ-17 и их модификациях. 1955, с. 3-4].

Запомни характерные признаки каждого из возможных отказов авиационной техники и твои действия по предотвращению последствий этих отказов.

12.1. Самовыключение двигателя в полёте

Самовыключение двигателя в полёте может произойти: из-за ошибок в управлении двигателем – многократное резкое перемещение рычага управления двигателем от оборотов малого газа до максимальных оборотов и наоборот (с темпом менее 1,5 сек); при неправильном использовании изолирующего клапана в зависимости от режима работы двигателя и высоты полёта; в полётах на скорости менее 300 км/час по прибору, когда двигатель работает на боевом режиме, а также при появлении каких-либо неисправностей в топливной аппаратуре двигателя.

О том, что двигатель остановился, ты можешь узнать по резкому падению оборотов, давления топлива и температуры газов, а также по уменьшению скорости полёта.

После того, как ты убедился, что двигатель действительно остановился, закрой стоп-кран, рычаг управления двигателем поставь на упор малого газа и планируй в направлении аэродрома или выбранной для посадки площадки. Не допускай уменьшения скорости менее эволютивной.

Выключи на правой панели все автоматы защиты, кроме аккумулятора, генератора, радиостанции, самолётного радиопередатчика опознавания (СРО), а также триммеров руля высоты и элеронов; на левой оставь включёнными: "бустер-помпа", "пусковая панель", "зажигание, пусковая помпа, соленоиды форсунок", "приборы контроля двигателя", "сигнализация генераторов и подвесных баков".

Кроме того, при полётах в сложных метеорологических условиях должны быть включены авиагоризонт и компас. Если ты находился на высоте менее 2000 м, не пытайся запускать двигатель, а производи посадку на аэродром на шасси или на пригодную площадку на фюзеляж. Если этого сделать нельзя, покинь самолёт.

Если ты находился в стратосфере – как можно быстрее снижайся до высоты 11000–10000 м.

Примечание. Горячий двигатель запускается более надёжно. Поэтому, если позволяет обстановка, то как можно быстрее снижайся на высоту 6000 м. При этом необходимо учитывать запас высоты для планирования на свой или запасный аэродром.

В облаках снижайся только по прямой. Если "пробил" облака на высоте более 2000 м, можешь производить запуск двигателя, если до этой высоты будешь находиться в облаках – покинь самолёт.

12.2. Запуск двигателя в полёте

Помни, что надёжность запуска двигателя увеличивается с уменьшением высоты и скорости полёта.

Не производи запуск на высоте более 6000 м. Перед запуском двигателя установи скорость 300–320 км/час.

Двигатель надёжно запустится, если твои действия будут точными и последовательными. Поставь переключатель в положение "зажигание в воздухе" (при этом должна загораться красная лампочка) и через 10–15 сек открой стоп-кран.

Если двигатель не запустился, то плавно (с темпом 15 сек) перемещай рычаг управления двигателем сначала вперёд, а затем назад, подбирая наивыгоднейшие условия для запуска двигателя.

Когда обороты начнут возрастать, убери рычаг управления двигателем на упор малого газа (сведи за температурой газа).

Выключи "зажигание в воздухе" (красная лампочка погаснет).

Установи необходимый режим работы двигателя и включи ранее выключенные автоматы защиты.

Предупреждение. Вывод двигателя на рабочий режим (крейсерский и т. д.) запрещается до выключения пускового зажигания.

Если через 40–45 сек двигатель не запустился, закрой стоп-кран и выключи "зажигание в воздухе"; проверь, стоит ли рычаг управления двигателем на упоре малого газа.

Повторный запуск производи на меньшей высоте, но не раньше, чем через 20–30 сек после закрытия стоп-крана.

Если двигатель до высоты 2000 м не запустился, дальнейшие попытки запуска прекрати и при отсутствии пригодной площадки, а в ночное время при невозможности посадки на свой аэродром, покинь самолёт.

В случае остановки двигателя при полёте по кругу быстро оцени возможность посадки на аэродром или заранее изученную площадку в районе аэродрома, при сомнении в производстве безопасной посадки – покинь самолёт.

12.3. Падение давления топлива

Признак: горит сигнальная лампа "Пусковое давление". Проверь, включён ли автомат защиты подкачивающего насоса. Если окажется, что подкачивающий насос выключен, то при полёте на высоте менее 9000 м включи его на любом режиме работы двигателя, при полёте на большей высоте сначала установи обороты 10000 об/мин, а потом включи подкачивающий насос.

При горячей лампочке сигнализации давления топлива полёт производи на высотах менее 9000 м.

12.4. Падение оборотов двигателя

При падении оборотов двигателя на разбеге прекрати взлёт и прими меры к быстрой остановке самолёта.

Если обороты упали в полёте на высоте до 3000 м – включи изолирующий клапан при любом режиме работы двигателя; на высотах более 3000 м изолирующий клапан включай, только установив рычаг управления двигателем на упор малого газа. После включения изолирующего клапана плавным и медленным перемещением рычага управления двигателем установи требуемое число оборотов.

Выполнение задания прекрати и производи посадку на свой или запасный аэродром.

Выключать изолирующий клапан можно только после посадки.

12.5. Помпаж двигателя

Признаки (возможно проявление как одного, так и нескольких признаков одновременно): зависание (падение) оборотов, обороты не реагируют на РУД, заброс температуры.

Действия: РУД на МГ, до установления нормальной температуры и оборотов (можно до начала устойчивого движения оборотов к МГ). Далее работать РУДом плавно.

12.6. Пожар в зоне двигателя

Признаками пожара в зоне двигателя являются:

загорание сигнальной лампочки на левом борту;

полоса дыма за хвостом самолёта, что легко обнаруживается при развороте.

Для ликвидации пожара необходимо:

- убрать рычаг управления двигателем на упор малого газа;
- закрывать стоп-кран, выключить насосы подкачки и перекачки топлива;
- нажать кнопку включения огнетушителя;
- уменьшить скорость полёта до 300–350 км/час, используя избыток скорости для набора высоты.

Если в кабину попадает дым, закрой подсос воздуха на кислородном приборе, уменьши высоту полёта до 7000 м, плавно разгерметизируй кабину и включи дополнительную вентиляцию.

Если дым не рассеивается, сбрось фонарь.

После прекращения пожара не пытайся запускать двигатель. Прими решение производить посадку с выключенным двигателем или катапультироваться.

12.7. Запотевание остекления фонаря кабины (WIP)

Проверь:

- загерметизирован ли фонарь;
- открыт ли кран подачи воздуха в кабину.

Переключи подачу воздуха на "горячий", увеличь обороты двигателя и уменьши скорость снижения.

12.8. Выход из строя кислородной системы самолёта

Признак – сегменты индикатора неподвижны или слабо реагируют, давление в системе (по манометру) резко упало.

Твои действия:

- возможно быстрее уменьши высоту полёта менее 4000 м и прекрати выполнение задания.

12.9. Разгерметизация кабины в стратосфере

Если разгерметизация кабины произошла по причинам, не связанным с разрушением остекления фонаря или срыва подвижной части фонаря,

включи аварийную подачу кислорода, уменьши высоту полёта.
Выполнение задания прекрати.

В случае разрушения остекления или срыва подвижной части фонаря, немедленно уменьши высоту и скорость полёта.

Выполнение задания прекрати.

12.10. Отказ гидроусилителя элеронов

Об отказе гидроусилителя ты узнаешь сразу по возникновению больших усилий (в игре реализовано как замедление скорости перемещения РУС), толчков на ручку управления и по падению давления в системе гидроусилителя.

При отказе гидроусилителя отключи его при помощи крана. Уменьши скорость полёта. Горизонтальный полёт и посадка с отключенным гидроусилителем безопасны.

Только ты должен быть особенно внимателен к пилотированию самолёта и помнить о больших усилиях на ручке.

Выполнение фигур пилотажа с отключенным гидроусилителем недопустимо.

Не делай попыток включать отказавший гидроусилитель – можешь не справиться с пилотированием самолёта.

12.11. Отказ генератора

Отказ генератора в полёте ты обнаружишь по загоранию красной сигнальной лампочки и показанию амперметра.

Стрелка прибора покажет разрядку.

Если генератор отказал, и ты совершаешь полёт в облаках или ночью на высоте менее 9000 м оставь включёнными:

радиостанцию, компас, авиагоризонт, приборы контроля работы двигателя, обогрев ПВД, лампы УФО и аэронавигационные огни.

Радиокомпас, передатчик включай кратковременно, при необходимости.

При полёте на высотах более 9000 м насос подкачки топлива не выключай.

Выполнение задания прекрати.

Помни, что электроэнергии бортового аккумулятора тебе хватит на полёт днём в облаках в течение 24–26 мин, ночью – на 20–23 мин.

Если ты оставишь все потребители включёнными, то аккумулятор тебе обеспечит их работу только в течение 10–14 мин.

12.12. Отказ радиосвязи

При отказе радиосвязи под облаками, в облака не входи, выполнение задания прекрати и произведи посадку.

При отказе радиосвязи в облаках или за облаками выйди на приводную радиостанцию аэродрома и, соблюдая осторожность, произведи заход на посадку.

Прими меры по предотвращению столкновения при пробивании облаков.

Примечание. При дополнительном оборудовании приводной радиостанции команды руководителя полётов могут быть приняты через приёмник АРК (так называемый "21-й канал связи") – пока не реализовано в DCSW – для чего поставь переключатель "приём–АРК" на "АРК". Переключатель рода работ на щитке управления АРК поставь в положение "антенна", а переключатель "ТЛГР–ТЛФ" поставь в положение "ТЛФ".

После получения команд руководителя полётов переключатель рода работ необходимо поставить в прежнее положение (КОМПАС). В противном случае индикатор курса не будет показывать направление на приводную радиостанцию.

12.13. Отказ светотехнического оборудования самолёта в ночных условиях

При отказе АНО повысь осмотрительность, при подходе к аэродрому докладывай о своём местонахождении, а при исправной фаре периодически обозначай себя фарой. Фарой можно пользоваться при скорости полёта не более 400 км/час по прибору.

При отказе ламп УФО для подсвета приборов пользуйся кабинной лампой белого света.

Отказ пилотажно-навигационных приборов при полёте в сложных условиях

12.14. Отказ авиагоризонта

Отказ авиагоризонта определяется сравнением показаний авиагоризонта с показаниями указателя поворота, ДГМК, вариометра и скорости полёта. Если ты установил неисправность авиагоризонта:

перейди к пилотированию самолёта по указателю поворота и скольжения в сочетании с указателем скорости, вариометром, высотомером и ДГМК;

сохраняй режим полёта в поперечном отношении по указателю поворота и скольжения; в продольном – по указателю скорости, высотомеру и вариометру; в путевом – по указателю поворота с контролем по компасу и АРК.

При отказе авиагоризонта в момент пробивания облачности вверх, пилотируй самолёт указанным способом и пробей облака.

Выйди над облаками на посадочный курс, установи скорость полёта, выпусти шасси, щитки-закрылки во взлётное положение.

С заданной вертикальной скоростью и курсом пробивай облачность вниз. Ошибку в заходе на посадку в пределах 10°–20° в облаках не исправляй. Прими все меры к выходу на дальний привод.

Если необходимо, уточни заход на посадку визуально.

12.15. При отказе указателя скорости, высотомера и вариометра:

проверь, включён ли обогрев ПВД;

режим полёта выдерживай по авиагоризонту в сочетании с указателем поворота и скольжения и указателем числа оборотов двигателя, высоту определяй по РВ-2.

12.16. При отказе радиокompаса:

выдерживай режим полёта по гиромагнитному компасу для выхода в район аэродрома. Правильность выхода на аэродром периодически проверяй запросом радиопеленга.

При отказе радиокompаса в облаках или за облаками заход на посадку производи по гиромагнитному компасу в сочетании с радиопеленгом и по командам руководителя полётов.

12.17. При отказе гиромагнитного компаса:

выход на аэродром производи по радиокompасу, КИ-11 и командам руководителя полётов (пока не реализовано);

заход на посадку в сложных метеорологических условиях производи по радиокompасу в сочетании с наземным радиопеленгатором и по командам руководителя полётов.

12.18. Аварийный выпуск шасси и щитков-закрылков

При невозможности выпуска шасси и щитков-закрылков основным способом – производи выпуск аварийно, для этого соблюдай последовательность:

поставь ручку крана шасси в нейтральное положение;

потяни "на себя" правую скобу аварийного открытия замков носовой и правой стоек шасси;

потяни "на себя" левую скобу аварийного открытия замка левой стойки шасси;

проверь, снялись ли стойки шасси с замков – сигнальные лампочки погаснут, а механические указатели несколько выйдут наружу;

поставь ручку крана шасси на выпуск;

открой кран аварийного воздушного баллона шасси на правом пульте.

Проверь выпуск шасси по загоранию зелёных сигнальных лампочек и механическим указателям.

Помни! Убирать шасси в полёте после аварийного выпуска запрещается.

Для аварийного выпуска щитков-закрылков переведи ручку крана закрылков на выпуск – полностью вниз (55°); открой кран аварийного воздушного баллона щитков-закрылков на правом пульте. Проверь выпуск щитков-закрылков по сигнальной лампочке на приборной доске слева и механическому указателю на левом крыле.

В том случае, когда в аварийной системе давление воздуха почему-либо недостаточно, а в основной системе есть воздух, то перепусти воздух из основной системы в аварийную, открытием крана наполнения аварийной системы, который находится на правом борту кабины.

12.19. Посадка с невыпущенной носовой стойкой шасси

Посадку с невыпущенной носовой стойкой шасси и при невозможности уборки основных стоек шасси производи на бетонированную ВПП или на грунтовую посадочную полосу.

Посадка с невыпущенной носовой стойкой шасси на металлическую ВПП **запрещается**.

Во всех случаях, когда шасси выпустились не полностью, прими меры к их уборке и посадку с убранным шасси производи только на грунт.

12.20. Вынужденная посадка вне аэродрома

Посадку вне аэродрома производи только с убранным шасси и выпущенными щитками-закрылками.

На высоте не выше 100 м открой фонарь и выключи аккумулятор.
Скорость планирования выдерживай 260–270 км/час.

При посадке с работающим двигателем – убедившись в точности расчёта – выключи его.



13

КАК ИГРАТЬ

13. КАК ИГРАТЬ

[К предисловию.](#)

13.1. Общие положения

Игра представляет собой симулятор самолёта, в котором игрок "от первого лица" управляет этим самолётом, кабинным оборудованием и положением головы виртуального пилота, используя игровые устройства ввода (джойстики, педали, тач-пады и др.), клавиатуру и мышь.

Кроме того, имеется возможность установки внешней (по отношению к кабине ЛА) камеры в любое место игрового пространства для наблюдения со стороны как своего самолёта, так и других объектов мира.

Суть игры заключается в том, что игрок должен в режиме реального времени имитировать основные действия лётчика при работе с кабинным оборудованием, а также распределении внимания между внекабинным пространством и кабиной на каждом этапе выполнения полётного задания (от запуска двигателя до заруливания на стоянку). Кроме того, при усложнении игрового сценария игрок должен управлять (принимать решения и отдавать команды) своими подчинёнными экипажами (лётчиками своего подразделения).

Игра может быть одиночной (в игровом мире есть только один игрок, остальные объекты управляются искусственным интеллектом (ИИ)) или сетевой (в игровом мире присутствует более одного игрока, которые входят в игру через интерфейсы локальной сети, остальные объекты управляются ИИ).

После покупки игры её необходимо установить как модуль к DCS World и активировать. Основные документы, описывающие порядок активации игры, функции главного окна, настройки игры, работу с редактором миссий, настройку игровых устройств находятся в папке DOC, расположенной в каталоге установленной игры. Каждый из них описывает определённую часть игрового функционала:

- a) как установить и активировать игру – в руководстве DCS World Activation Guide EN.pdf;

- b) описание функций главного окна, настроек игры и работы с редактором миссий – в руководстве DCS User Manual EN.pdf;
- c) порядок настройки игровых устройств – в руководстве DCS World Input Controller Walk Through EN.pdf;
- d) данные радиотехнических средств аэродромов, используемых в игре, указаны в справочнике DCS World List of all available Beacons EN.pdf.

Чтобы оказаться в кабине самолёта, необходимо запустить соответствующую миссию (сценарий) под управлением оболочки DCS World. Миссии могут быть встроенными в игру (поставляются вместе с пакетом установки модуля), скачанными из интернета или разработанными самостоятельно. Набор сюжетно связанных миссий называется кампанией. Пользователь может самостоятельно создать миссию (кампанию), используя инструменты редактора миссий (MISSION EDITOR). Как работать с инструментами редактора миссий описано в DCS User Manual EN.pdf.

Возможности игрока по действиям в кабине

Находясь в кабине, игрок может **управлять самолётом, объектами кабины и положением головы виртуального пилота** (видами). Все перечисленные возможности могут быть реализованы или только клавиатурой, мышью, джойстиком, или в их различном сочетании. Конечно, для качественной игры при управлении самолётом рекомендуется использовать джойстик.

Мышь может быть использована в двух режимах:

- управления объектами кликабельной кабины;
- управления положением головы виртуального пилота (управление видами). Переключение между режимами осуществляется комбинацией клавиш |**Alt** + **C**| или двойным кликом по колесу мыши.

13.2. Запуск встроенных миссий

Игра продаётся с некоторым набором миссий. Это миссии обучения и, собственно, игровые миссии (или кампания). Игровые миссии (кампании) предполагают, что игрок уже ознакомился с особенностями управления

самолётом и готов попробовать себя в самостоятельном использовании самолёта в игровом сценарии.

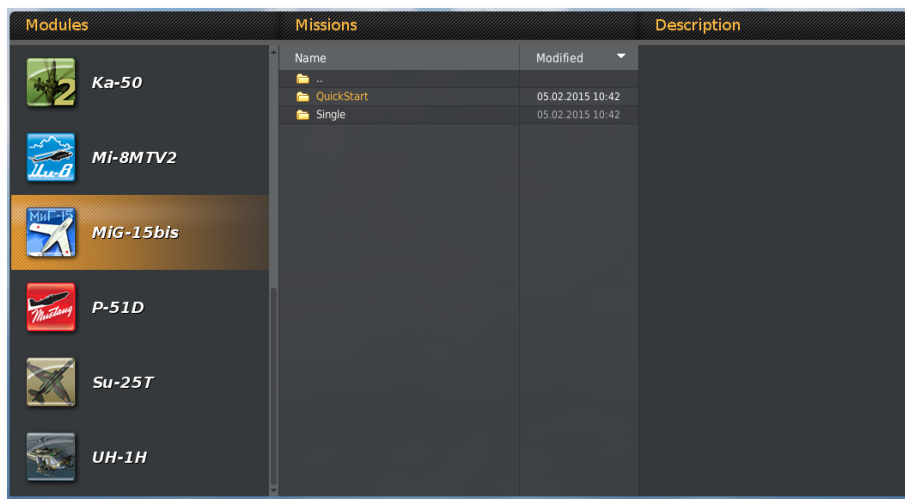
Порядок действий пользователя при запуске встроенной миссии:

1. Запустить игру (оболочку DCS World). После запуска главного окна программы –



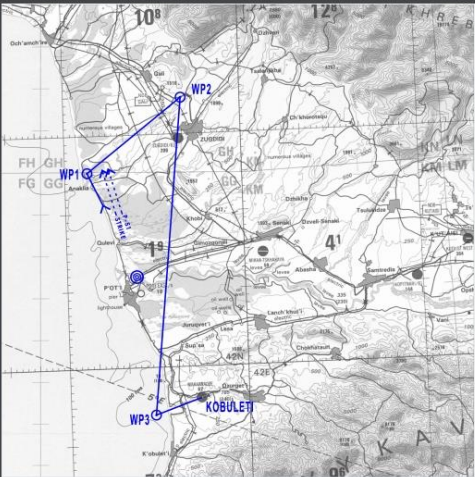
можно запустить либо тренировочные миссии, войдя в меню TRAINING, либо сразу игровые, войдя в меню INSTANT ACTION или MISSION.

2. Для выбора миссии необходимо выбрать тип модуля и затем предложенные для него миссии из соответствующей папки (в примере ниже это папки QuickStart или Single):



3. После выбора миссии появится окно описания, и будет доступна кнопка СТАРТ, которая запускает миссию для виртуального полёта:

Details



MISSION OVERVIEW

Title Flight Suit Attitude
 Start at 15/9/2011 09:36:00
 My Side USA
 Allies Australia - Belgium - Canada - Denmark - France - Georgia - Germany - Israel - Italy - Norway - Spain - The Netherlands - Turkey - UK - USA
 Enemies Abkhazia - Russia - South Ossetia - Ukraine

MISSION DATA

My task Fighter Sweep
 Flight F-86F*4
 Fuel 692(0)
 Weapon 'Fuel Tank 120 gallons*2

ALLIES FLIGHT


Allies flight 'P-51D'*4

SITUATION

September 15th, 1952

Take the role of Robinson Risner as you lead an escort mission for a Mustang ground attack strike. Orbit the Mustang flight as it attacks ground targets and protect it from MiGs.

Mid-way through their top cover, the flight runs into a fight



13.3. Управление самолётом и объектами кабины в игре

Основные органы управления самолётом включают в себя ручку управления самолётом (РУС), ручку управления двигателем (РУД) и педали. РУС используется для управления самолётом по крену (наклон самолёта влево-вправо) при выполнении разворотов и тангажу (подъём носа самолёта вверх-вниз) для перевода самолёта на снижение или в набор высоты. РУД используется для управления тягой (мощностью) двигателя при необходимости увеличить или уменьшить скорость полёта. Педали используются для управления по рысканию (поворот носа самолёта вправо-влево) и компенсации скольжения с помощью руля

направления. Кроме того, они используются на земле для раздельного торможения колёс основных стоек шасси во время поворотов на рулении (одновременно с поворотом руля направления).

13.3.1. Управление самолётом с помощью джойстика



Крен

Тангаж

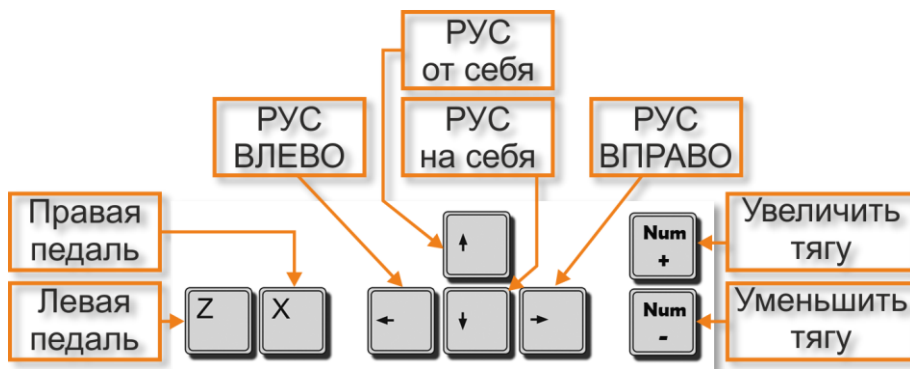
Если имеется джойстик, он может быть оборудован ручкой управления тягой и/или поворотной рукояткой (может быть любая ось джойстика), которая управляет тягой, а также вращающейся рукояткой для управления педалями.

Во время пилотирования из кабины можно включить [индикатор положения органов управления](#), используя сочетание клавиш `[RCtrl + Enter]`, чтобы видеть положение органов управления самолётом



13.3.2. Управление самолётом с клавиатуры

Если игрок управляет самолётом только с клавиатуры, то основные клавиши управления это: **клавиши со стрелками** для управления по крену и тангажу, **|Numpad+|** и **|Numpad-|** для управления тягой, клавиши **|Z|** и **|X|** для управления педалями.



13.3.3. Управление объектами кабины с помощью мыши

Всеми объектами кликабельной кабины можно управлять с помощью мыши. Это основной режим применения мыши в игре. Для этого используются левая, правая кнопки и колесо мыши.

Как правило, все включения выключателей выполняются левой кнопкой, галетные переключатели (ручки вращения с фиксированными промежуточными положениями) – в одну сторону левой кнопкой, в противоположную – правой кнопкой мыши.

Объекты кабины, предусматривающие включение/выключение при

наведении указателя мыши на них, помечены символом .

Вращающиеся ручки поворачиваются колесом мыши. Объекты кабины, предусматривающие вращение при наведении указателя мыши на них,

помечены символом .

Для ускорения вращения ручек от колеса мыши необходимо нажать |LShift| и вращать колесо мыши. Тогда ручка станет вращаться в 10 раз быстрее. По умолчанию мышь включена в режим управления объектами кабины.

13.4. Управление положением головы виртуального пилота и видами в кабине 6DOF

13.4.1. Управление положением головы виртуального пилота в кабине 6DOF

Управление положением головы виртуального пилота в кабине формата 6 DOF (Six Degrees of Freedom – 6 степеней свободы) предполагает возможность перемещения головы вдоль всех трёх осей (OX, OY, OZ), а также поворота головы вокруг этих осей (Рис. 13.1).

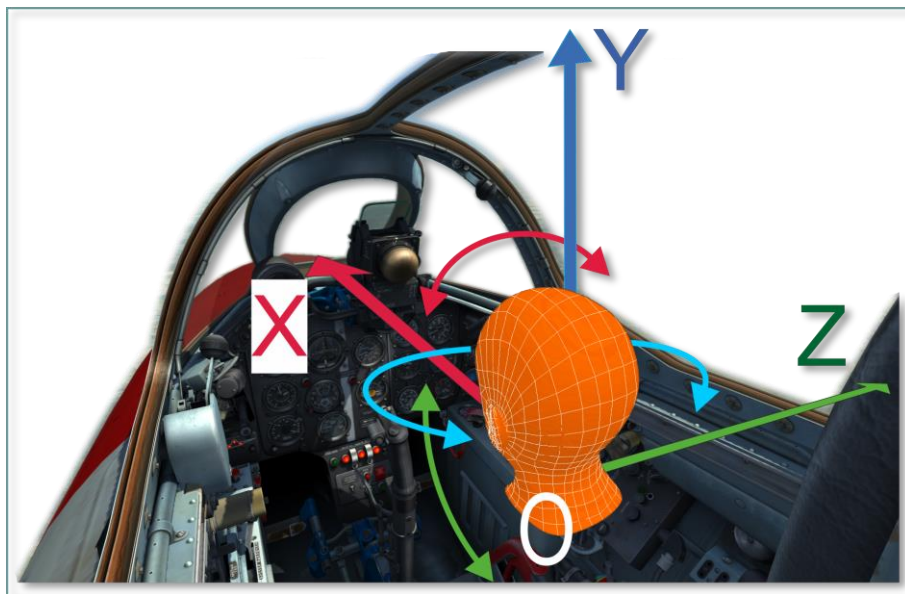


Рис. 13.1. Положение осей кабины 6DOF

Управление положением головы может быть осуществлено всеми устройствами ввода: клавиатурой, мышью, джойстиком, устройствами слежения за головой пользователя (типа TrackIR). Следует заметить, что

поворот виртуальной головы вокруг оси ОХ (изогнутая стрелка красного цвета), как правило, не используется, поэтому недоступен для управления с клавиатуры и мыши.

Кроме перемещения и поворотов головы есть также функция зуммирования (уменьшения угла поля зрения кабины).

Т.е. на рабочую площадь экрана отображаются только объекты, вошедшие в поле зрения. Так как поле зрения при зуммировании сужается, то на одной и той же площади объекты становятся крупнее. Это можно сравнить с применением подзорной трубы. При этом все объекты, расположенные на оси взгляда, видны при любом увеличении.

Действия клавиатурой и мышью для перемещения головы, её поворотов и зуммирования изображения

Условные обозначения на схемах для использования мыши:

	<p>Выполнить нажатие и удерживать колесо вниз</p>
	<p>Выполнить двойной клик КОЛЕСА</p>
	<p>Выполнить нажатие, удерживать колесо вниз и вращать</p>
	<p>Вращать колесо мыши</p>
	<p>Перемещения головы вдоль соответствующих осей</p>

	Вращение головы вокруг соответствующих осей
--	---

Мышь по умолчанию включена в *РЕЖИМ УПРАВЛЕНИЯ ОБЪЕКТАМИ КАБИНЫ*, и для её переключения в *РЕЖИМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЕМ ГОЛОВЫ ВИРТУАЛЬНОГО ПИЛОТА* (и обратно) необходимо использовать комбинацию клавиш **|LAlt + C|** или **двойной клик по колесу** мыши.

<p>Вид действия</p>	<p>Реализация клавиатурой и мышью</p> <p>Клавиатурой: RCtrl + RShift + * или RCtrl + RShift + / Мышью:</p>
	<p>Клавиатурой: RCtrl + RShift + Num2 или RCtrl + RShift + Num8 Мышью:</p> <p style="text-align: center;">и</p>

	<p>Клавиатурой: [RCtrl + RShift + Num4] или [RCtrl + RShift + Num6]</p> <p>Мышью:</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="border: 1px solid orange; padding: 5px; text-align: center;"> </div> <div style="border: 1px solid orange; padding: 5px; text-align: center;"> </div> </div> <p style="text-align: right;">и</p>
	<p>Клавиатурой: [Num4] или [Num6]</p> <p>Мышью:</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="border: 1px solid orange; padding: 5px; text-align: center;"> </div> </div>
	<p>Клавиатурой: [Num2] или [Num8]</p> <p>Мышью:</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="border: 1px solid orange; padding: 5px; text-align: center;"> </div> </div>



13.4.2. Управление видами в кабине 6DOF

Многие объекты кабины расположены неудобно (в нишах, закрыты другими объектами). Чтобы в полёте с помощью комбинации клавиш можно было быстро посмотреть на нужный объект и вернуться к приборам, следует использовать встроенную функцию настройки "быстрых видов" **SnapView**. Эта функция позволяет "запомнить" любой настроенный игроком вид и присвоить ему комбинацию клавиш на цифровой клавиатуре. Затем после процедуры записи по мере необходимости вызывать настроенные виды комбинацией клавиш |Num0 (модификатор) + Num1–9 (один из 9 нужных видов)|.

Перед самостоятельной записью видов рекомендуется ознакомиться с настроенными видами по умолчанию, поочерёдно нажимая |Num0 + Num1–9|. Возможно, сделанные по умолчанию виды вполне подойдут.

Для проведения собственной записи SnapView необходимо:

- а) для активации начала записи одного из видов нажать |Num0 + Num1–9| (одну из цифр), появится некий вид, начало записи активировано;

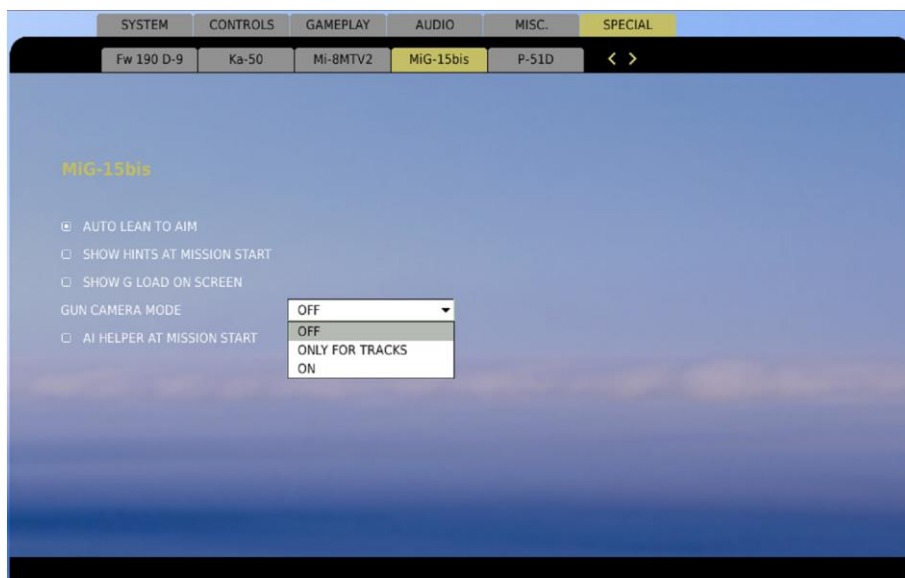
- b) теперь необходимо настроить нужный вид, который потом "запомним", для чего стандартными средствами управления камерой ($|Num^*|$ – приближение, $|Num/|$ – отдаление, $|RShift + RCtrl + Num2|$ – ось взгляда параллельно ВНИЗ, $|RShift + RCtrl + Num8|$ – ось взгляда параллельно ВВЕРХ, $|RShift + RCtrl + Num4|$ – ось взгляда параллельно ВЛЕВО, $|RShift + RCtrl + Num6|$ – ось взгляда параллельно ВПРАВО, $|Num1-9|$ – поворот оси взгляда от текущей точки ($|Num5|$ – центрировать взгляд), $|RShift + RCtrl + Num^*|$ – перемещение головы виртуального пилота вперед, $|RShift + RCtrl + Num/|$ – перемещение головы виртуального пилота назад, *ВЫПОЛНИТЬ*:
- (1) переместить ось взгляда на уровень центра выбранного объекта $|RShift + RCtrl + Num2,8,6,4|$;
 - (2) повернуть ось взгляда на нужный угол $|Num2,8,6,4|$;
 - (3) используя zoom, "приблизиться" к объекту на нужное расстояние $|*|$ (или "отдалиться" – $|/|$);
- c) теперь необходимо завершить запись настроенного вида в файл, нажав сочетание $|RAlt + Num0 + Num1-9|$.

Информация о записанных видах хранится здесь:

"C:\Users\<<USERNAME>\Saved Games\DCS\Config\View\SnapViews.lua".

13.5. Особые настройки игры

Особые настройки находятся на закладке, см. пример ниже



AUTO LEAN TO AIM – автоматическое приподнимание головы пилота к осевой линии прицела;
SHOW HINTS AT MISSION START – показывать подсказки при старте миссии;

SHOW G LOAD ON SCREEN – показывать значение перегрузки в правом верхнем углу экрана;
GUN CAMERA MODE – режим отображения результатов работы C-13;
AI HELPER AT MISSION START – режим активации кабинного помощника (см. ниже).

13.6. Информационная помощь игроку

Для облегчения процесса обучения, а также компенсации неудобств "полёта перед монитором" в игре предусмотрено использование "кабинного помощника" и наколенного планшета.

13.6.1. Кабинный помощник

Предназначен для привлечения внимания игрока к обязательному действию с оборудованием кабины, если это действие не было выполнено. Отображается картинка, указывающая, где находится критичный для данного этапа элемент оборудования кабины (или какое действие следует выполнить снаружи самолёта).

Пример активного элемента кабинного помощника "Открыть кран герметизации":



Активируется флагом в настройках игры (модуля):

AI HELPER AT MISSION START

13.6.2. Наколенный планшет

В наколенном планшете виртуального лётчика (так называемый "книборд" или kneeboard) имеется информация о текущем состоянии наиболее важных систем и необходимых сочетаниях клавиш для управления этими системами:

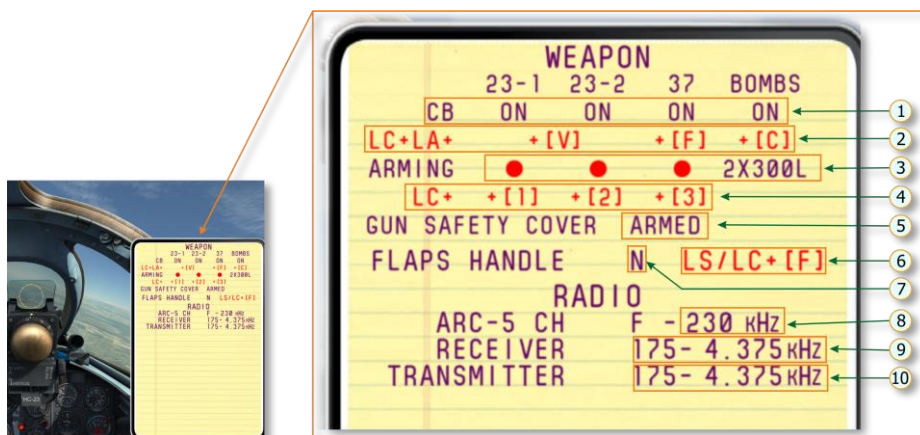


Рис. 13.2. Наколенный планшет. Информирование игрока о состоянии важных систем самолёта

1. Состояние АЗС вооружения
2. Клавиатурные команды для включения АЗС оружия (LC = LCtrl, LA = LAlt, LS = LShift)
3. Состояние перезарядки пушек (наличие подвесок)
4. Клавиатурные команды для включения перезарядки оружия
5. Положение предохранительной скобы на РУС (сейчас в боевом положении)
6. Клавиатурная команда перемещения крана закрылков
7. Текущее положение закрылков (N – нейтрально)
8. Текущая частота АРК-5
9. Частота настройки РСИ-6 приёмника
10. Частота настройки РСИ-6 передатчика

Активируется: **|K|** – на время удержания клавиши, **|RShift + K|** – до отключения (этой же комбинацией).



14

**АББРЕВИАТУРЫ
И ТЕРМИНЫ**

14. АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНЫ

APK	автоматический радиокompас	DIS	Disable
APУФОШ	самолётная арматура	DISP	Dispense
	ультрафиолетового облучения	DSCRM	Discriminator
APУФОШ	арматура	ECM	Electronic Countermeasures
	ультрафиолетового облучения шкалы	EGT	Exhaust Gas Temperature
БПРС	ближняя приводная	ELEC	Electrical
	радиостанция	EMER	Emergency
ДПРС	дальняя приводная	END	Endurance
	радиостанция	ENG	Engine
ИИ	искусственный интеллект	ESS	Essential
ИГ	искусственный горизонт	EXH	Exhaust
KB	коротковолновый	EXT	Extend
КДП	командно-диспетчерский пункт	EXT	Exterior
МПР	магнитный пеленг радиостанции	F	Fahrenheit
МРМ	маркерный радиомаяк	FAT	Free Air Temperature
МРП	маркерный радиоприёмник	FITG	Fitting
ПРС	приводная радиостанция	FCU	Fuel Control Unit
PB	радиовысотомер	FM	Frequency Modulation
CB	средневолновый	FOD	Foreign Object Damage
ТЛГ	телеграфный режим работы	FPS	Feet Per Second
	приёмника APK	FREQ	Frequency
ТЛФ	телефонный режим работы	FS	Fuselage Station
	приёмника APK	FT	Foot
УФ-лучи	ультрафиолетовые лучи	FT/MIN	Feet Per Minute
ЭДС	электродвижущая сила	FUS	Fuselage
		FWD	Forward
AC	Alternating Current	ΔF	Increment of Equivalent Flat Plate
ADF	Automatic Direction Finder		Drag Area
AGL	Above Ground Level	G	Gravity
AI	Attack Imminent	G	Guard
AI	Artificial Intelligence	GAL	Gallon
ALT	Alternator	GD	Guard
ALT	Altitude/Altimeter	GEN	Generator
ALTM	Altimeter	GND	Ground
AM	Amplitude Modulation	GOV	Governor
AMP	Ampere	GPU	Ground Power Unit
ANT	Antenna	GRWT	Gross Weight
ATTD	Attitude	GW	Gross Weight
AUTO	Automatic	HDG	Heading
AUX	Auxiliary	HF	High Frequency
AVGAS	Aviation Gasoline	HIT	Health Indicator Test
BAT	Battery	HTR	Heater
BDHI	Bearing Distance Heading	HYD	Hydraulic
	Indicator	IAS	Indicated Airspeed
BFO	Beat Frequency Oscillator		
BL	Butt Line		

BRIL	Brilliance	KCAS	Knots Calibrated Airspeed
BRT	Bright	kHz	Kilohertz
C	Celsius	KIAS	Knots Indicated Airspeed
CARR	Carrier	km	Kilometer
CAS	Calibrated Airspeed	KTAS	Knots True Airspeed
CCW	Counter Clockwise	KN	Knots
CDI	Course Deviation Indicator	kVA	Kilovolt-Ampere
CG	Center of Gravity	KW	Kilowatt
CL	Centerline	L	Left
CMPS	Compass	LB	Pounds
CNVTR	Converter	LDG	Landing
COLL	Collision	LH	Left Hand
COMM	Communication	LSB	Lower Sideband
COMPT	Compartment	LT	Lights
CONT	Control	LTG	Lighting
CONT	Continuous	LTS	Lights
CONV	Converter	MAG	Magnetic
CW	Clockwise	MAN	Manual
DC	Direct Current	MAX	Maximum
DCP	Dispenser Control Panel	MED	Medium
DF	Direction Finding	MHF	Medium High Frequency
DECR	Decrease	MHz	Megahertz
DELTA	Incremental Change	MIC	Microphone
DET	Detector	MIN	Minimum
DG	Directional Gyro	MIN	Minute
ICS	Interphone Control Station	MISC	Miscellaneous
IDENT	Identification	mm	Millimeter
IFF	Identification Friend or Foe	MON	Monitor
IGE	In Ground Effect	MWO	Modification Work Order
IN	Inch	NAV	Navigation
INCR	Increase	NET	Network
IND	Indication/Indicator	NO	Number
INHG	Inches of Mercury	NM	Nautical Mile
INOP	Inoperative	NON-ESS	Non-Essential
INST	Instrument	NON-SEC	Non-Secure
INT	Internal	NORM	Normal
INT	Interphone	NVG	Night Vision Goggles
INV	Inverter	NR	Gas Turbine Speed
INVTR	Inverter	N1	Gas Turbine Speed
IR	Infrared	N2	Power Turbine Speed
IRT	Indicator Receiver Transmitter	OGE	Out of Ground Effect
ISA	International Standard Atmosphere	PED	Pedestal

PLT	Pilot	SQ	Squelch
PRESS	Pressure	SSB	Single Sideband
PRGM	Program	STA	Station
PSI	Pounds Per Square Inch	STBY	Standby
PVT	Private	SQ FT	Square Feet
PWR	Power	TAS	True Airspeed
QTY	Quantity	TEMP	Temperature
%Q	Percent Torque	TGT	Turbine Gas Temperature
R	Right	T/R	Transmit-Receive
RCVR	Receiver	TRANS	Transfer
R/C	Rate of Climb	TRANS	Transformer
R/D	Rate of Descent	TRANS	Transmitter
RDR	Radar	TRQ	Torque
RDS	Rounds	UHF	Ultra-High Frequency
REL	Release	USB	Upper Sideband
REM	Remote	VAC	Volts, Alternating Current
RETR	Retract	VDC	Volts, Direct Current
RETRAN	Retransmission	VHF	Very High Frequency
RF	Radio Frequency	VM	Voltmeter
RH	Right Hand	VOL	Volume
RI	Remote Height Indicator	VOR	VHF Omni Directional Range
RPM	Revolutions per Minute	VNE	Velocity, Never Exceed (Airspeed
SAM	Surface-to-Air Missile		Limitation)
SEC	Secondary	WL	Water line
SEC	Secure	WPN	Weapon
SEL	Select	XCVR	Transceiver
SENS	Sensitivity	XMIT	Transmit
SL	Searchlight	XMTR	Transmitter
SOL	Solenoid	XMSN	Transmission

15

КОНВЕРТИРОВАНИЕ ВЕЛИЧИН, КОЭФФИЦИЕНТЫ

1. Equivalents	2. Scales	3. Radiations	4. Scales	5. Radiations	6. Scales	7. Radiations
1 in. = 2.54 cm	1 in. = 2.54 cm	1 in. = 2.54 cm	1 in. = 2.54 cm	1 in. = 2.54 cm	1 in. = 2.54 cm	1 in. = 2.54 cm
1 ft. = 30.48 cm	1 ft. = 30.48 cm	1 ft. = 30.48 cm	1 ft. = 30.48 cm	1 ft. = 30.48 cm	1 ft. = 30.48 cm	1 ft. = 30.48 cm
1 yd. = 91.44 cm	1 yd. = 91.44 cm	1 yd. = 91.44 cm	1 yd. = 91.44 cm	1 yd. = 91.44 cm	1 yd. = 91.44 cm	1 yd. = 91.44 cm
1 m. = 1.0936 yd.	1 m. = 1.0936 yd.	1 m. = 1.0936 yd.	1 m. = 1.0936 yd.	1 m. = 1.0936 yd.	1 m. = 1.0936 yd.	1 m. = 1.0936 yd.
1 km. = 1.0936 m.	1 km. = 1.0936 m.	1 km. = 1.0936 m.	1 km. = 1.0936 m.	1 km. = 1.0936 m.	1 km. = 1.0936 m.	1 km. = 1.0936 m.
1 sq. ft. = 0.0929 sq. m.	1 sq. ft. = 0.0929 sq. m.	1 sq. ft. = 0.0929 sq. m.	1 sq. ft. = 0.0929 sq. m.	1 sq. ft. = 0.0929 sq. m.	1 sq. ft. = 0.0929 sq. m.	1 sq. ft. = 0.0929 sq. m.



$\alpha = \text{Bearing Angle Quad.}$
I (N-E) : $\alpha = A_1$
II (S-E) : $\alpha = 3200 - A_2$
III (S-W) : $\alpha = A_3 - 3200$
IV (N-W) : $\alpha = 6400 - A_4$

$\sin \alpha = \frac{\Delta y}{d}$
 $\cos \alpha = \frac{\Delta x}{d}$
 $\tan \alpha = \frac{\Delta y}{\Delta x}$



$\tan L = \frac{PR \sin P}{R - PR \cos P}$



$L - R$
Base



$\frac{a}{\sin A} = \frac{b}{\sin B} = \frac{c}{\sin C}$
 $C = A - B$
 $b = \frac{\sin B}{\sin C} c$
 $a = \frac{\sin A}{\sin C} c$
 $c = \text{base}$
 $C = \text{Apex Angle}$
A or B or C = Opposite Ang
a or b = Range

Law of sines :
 $\frac{a}{\sin A} = \frac{b}{\sin B} = \frac{c}{\sin C}$
Law of cosines :
 $a^2 = b^2 + c^2 - 2bc \cos A$

15. КОНВЕРТИРОВАНИЕ ВЕЛИЧИН, КОЭФФИЦИЕНТЫ

15.1.1. Конвертирование величин метрической системы в имперскую

Linear Measure

1 centimeter = 10 millimeters = .39 inch
1 decimeter = 10 centimeters = 3.94 inches
1 meter = 10 decimeters = 39.37 inches
1 dekameter = 10 meters = 32.8 feet
1 hectometer = 10 dekameters = 328.08 feet
1 kilometer = 10 hectometers = 3,280.8 feet

Weights

1 centigram = 10 milligrams = .15 grain
1 decigram = 10 centigrams = 1.54 grains
1 gram = 10 decigram = .035 ounce
1 decagram = 10 grams = .35 ounce
1 hectogram = 10 decagrams = 3.52 ounces
1 kilogram = 10 hectograms = 2.2 pounds
1 quintal = 100 kilograms = 220.46 pounds
1 metric ton = 10 quintals = 1.1 short tons

Liquid Measure

1 centiliter = 10 milliliters = .34 fl. ounce
1 deciliter = 10 centiliters = 3.38 fl. ounces
1 liter = 10 deciliters = 33.81 fl. ounces
1 dekaliter = 10 liters = 2.64 gallons
1 hectoliter = 10 dekaliters = 26.42 gallons
1 kiloliter = 10 hectoliters = 264.18 gallons

Square Measure

1 sq. centimeter = 100 sq. millimeters = .155 sq. inch
1 sq. decimeter = 100 sq. centimeters = 15.5 sq. inches
1 sq. meter (centare) = 100 sq. decimeters = 10.76 sq. feet
1 sq. dekameter (are) = 100 sq. meters = 1,076.4 sq. feet
1 sq. hectometer (hectare) = 100 sq. dekameters = 2.47 acres
1 sq. kilometer = 100 sq. hectometers = .386 sq. mile

Cubic Measure

1 cu. centimeter = 1000 cu. millimeters = .06 cu. inch
1 cu. decimeter = 1000 cu. centimeters = 61.02 cu. inches
1 cu. meter = 1000 cu. decimeters = 35.31 cu. feet

15.1.2. Приблизительные коэффициенты для конвертации величин

To change (imperial)	To (metric)	Multiply by
inches	centimeters	2.540
feet	meters	.305
yards	meters	.914
miles	kilometers	1.609
knots	km/h	1.852
square inches	square centimeters	6.451
square feet	square meters	.093
square yards	square meters	.836
square miles	square kilometers	2.590
acres	square hectometers	.405
cubic feet	cubic meters	.028
cubic yards	cubic meters	.765
fluid ounces	milliliters	29,573
pints	liters	.473
quarts	liters	.946
gallons	liters	3.785
ounces	grams	28.349
pounds	kilograms	.454
short tons	metric tons	.907
pound-feet	Newton-meters	1.356
pound-inches	Newton-meters	.11296
ounce-inches	Newton-meters	.007062
(metric)	(imperial)	
centimeters	inches	.394
meters	feet	3.280
meters	yards	1.094
kilometers	miles	.621
km/h	knots	0.54
square centimeters	square inches	.155

square meters	square feet	10.764
square meters	square yards	1.196
square kilometers	square miles	.386
square hectometers	acres	2.471
cubic meters	cubic feet	35.315
cubic meters	cubic yards	1.308
milliliters	fluid ounces	.034
liters	pints	2.113
liters	quarts	1.057
liters	gallons	.264
grams	ounces	.035
kilograms	pounds	2.205
metric tons	short tons	1.102



"Enchant by realism!"

belsimtek



16

РАЗРАБОТЧИКИ

16. РАЗРАБОТЧИКИ

БЕЛСИМТЕК

УПРАВЛЕНИЕ

Александр Подвойский

Александр Чичиланов

Общее управление проектом,
техническая документация
Управление разработкой
модуля, альфа-тестирование

ПРОГРАММИРОВАНИЕ

Владимир "sofcorpse"
Тимошенко
Александр "Alan Parker"
Николай Володин
Алексей "Alex Wolf"

Андрей Коваленко
Александр Мишкович

Николай Т

Константин "btd" Кузнецов

Ведущий программист
проекта
Динамика полёта
Системы двигателя
Силовая установка, системы
двигателя
Авионика, вооружение
Системы самолёта, авионика,
эффекты, "кабинный
помощник", модель
повреждений, отказы
Предварительный расчёт
динамических характеристик
Звуки и музыкальная дорожка
к модулю

3D-МОДЕЛИРОВАНИЕ

Сергей Головачёв
Максим Лысов

Евгений Хижняк
Андрей Решетко

3D-модель самолёта
3D-модель самолёта, модель
повреждений
3D-модель кабины
Пилоты

НАУЧНАЯ ПОДДЕРЖКА

Сергей "Vladimirovich"

Методология моделирования

КОМАНДА ТЕСТЕРОВ

Александр "BillyCrusher" Билиевский

Иван "Frogfoot" Макаров

Валерий "Rik" Хоменок

Danny "Stuka" Vanvelthoven

Дмитрий "Laivynas" Кошелев

Edin "Kuky" Kulelija

Erich "ViperVJG73" Schwarz

Jeff "Grimes" Szorc

Matthias "Groove" Techmanski

Никита "Nim" Определёнков

Norm "SiThSpAwN" Loewen

Олег "Dzen" Федоренко

Raul "Furia" Ortiz de Urbina

Roberto "Vibora" Seoane Penas

Scott "BIGNEWY" Newnham

Stephen "Nate--IRL--" Barrett

Валера "dragony" Манасян

Werner "derelor" Siedenburg

William "SkateZilla" Belmont

IT И ТЕХНИЧЕСКАЯ ПОДДЕРЖКА МИССИИ И КАМПАНИИ

Олег "Dzen" Федоренко, Дмитрий "Laivynas" Кошелев

ОБУЧЕНИЕ

Gene "EvilBivol-1" Bivol

Тренировочные миссии, техническая документация, поддержка форума


ОТДЕЛЬНОЕ СПАСИБО

Дмитрий Васильевич Хиль.
Мастер спорта по высшему
пилотажу на реактивных
самолётах, освоенные типы
Як-18, Як-11, МиГ-15, МиГ-
17, МиГ-19, МиГ-21.
Неоднократный участник
воздушных парадов,
награждён орденом за
испытания МиГ-21 на
боевое применение.

Виталий "Zulu" и Юлия
"Umka" Марчук

За консультации по работе
систем и динамике полёта

За профессионализм и
энтузиазм при переводе текста
настоящего руководства на
английский язык

A photograph of a grand, multi-story library. The lower level is filled with tall wooden bookshelves packed with books. A balcony with a dark metal railing and wooden base is visible on the upper level, also lined with books. The architecture features high ceilings and large columns. The lighting is warm, highlighting the wood and the spines of the books.

17

**БИБЛИОГРАФИЯ
И ЛИТЕРАТУРНЫЕ
ИСТОЧНИКИ**

17. БИБЛИОГРАФИЯ И ЛИТЕРАТУРНЫЕ ИСТОЧНИКИ

1. Теория авиационных двигателей, часть 1 и 2. Учебник для ВУЗов ВВС/ Под ред. Ю. Н. Нечаева – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006 – 448 с.
2. Конструкция и прочность авиадвигателей. Учебное пособие/ Под ред. А. И. Евдакимова – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007 – 340 с.
3. Сиротин Н. Н. Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей. М.: РИА "ИМ-информ", 2002.
4. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. / Под ред. Д. В. Хронина. – М.: Машиностроение, 1989.
5. Егер С.М. Проектирование самолётов.
6. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов.
7. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов. / Под ред. Г.С. Бюшгенса.
8. МиГ-15бис. Технические описания. Кн. I–IV. Москва, 1953:
 - книга I – „Лётные характеристики самолёта“;
 - книга II – „Вооружение самолёта“;
 - книга III – „Конструкция самолёта“;
 - книга IV – „Специальное оборудование самолёта“.
9. Альбом наглядных пособий по самолётам МиГ-15бис и МиГ-17. Часть I. Техника пилотирования. Воениздат, 1969.
10. Памятка лётчику по особым случаям в полёте на самолётах МиГ-15бис, МиГ-17 и их модификациях. – М, 1955 г. – 31 с.
11. Mark D. Jane’s aero-engines. – Alexandria, Virginia 22314, US: Jane’s information Group inc, 2009. – 448 с.
12. Chambers R., Grafton S. Aerodynamics of airplanes at high angles-of-attack.