

F-86F СЕЙБР

модуль для **DCS**World



Руководство пилота



СОДЕРЖАНИЕ

Прочти!	11
1. ИСТОРИЯ САМОЛЕТА	13
<i>Введение</i>	<i>13</i>
1.1. НАЧАЛО РЕАКТИВНОЙ АВИАЦИИ	13
1.2. ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ СЕЙБРА	18
1.3. МОДИФИКАЦИЯ F-86F SABRE	22
1.4. ПРИМЕНЕНИЕ F-86 В КОРЕЕ	27
1.5. МОДИФИКАЦИИ F-86 ОТ ПРОТОТИПА ДО ФИНАЛЬНЫХ ВЕРСИЙ.....	36
2. ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ	49
2.1. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЁТА	49
3. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЯ.....	53
3.1. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЁТА.....	53
3.1.1. Фюзеляж.....	53
3.1.2. Крыло	55
3.1.3. Закрылки	56
3.1.4. Тормозные щитки (воздушный тормоз).....	58
3.1.5. Хвостовое оперение.....	59
3.1.6. Шасси	60
3.1.7. Фонарь кабины	61
<i>Общее описание</i>	<i>61</i>
<i>Герметизация кабины</i>	<i>61</i>
<i>Органы управления фонарём кабины</i>	<i>61</i>
3.2. ДВИГАТЕЛЬ И СВЯЗАННЫЕ СИСТЕМЫ	64
3.2.1. Общая компоновка	64
3.2.2. Схема двигателя.....	65
3.2.3. Система топливной автоматики двигателя.....	66
3.2.4. Основная топливная автоматика	67
3.2.5. Аварийная топливная автоматика.....	68
<i>Регулятор давления топлива</i>	<i>69</i>
3.2.6. Масляная система двигателя	69
3.2.7. Органы управления и приборы контроля.....	70
<i>Перекрывной кран топливной системы.....</i>	<i>70</i>
<i>Главный выключатель топливной автоматики</i>	<i>70</i>

<i>Ручка управления двигателем (РУД)</i>	70
<i>Приборы контроля двигателя</i>	71
4. КАБИНА ПИЛОТА	73
4.1. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ	75
4.1.1. <i>Ручка управления самолётом</i>	76
4.1.2. <i>Рычаг управления двигателем</i>	77
4.1.3. <i>Педали</i>	78
4.2. ПРИБОРНАЯ ПАНЕЛЬ.....	79
4.2.1. <i>Манометр гидросистемы</i>	81
4.2.2. <i>Сигнальная лампа отказа основного 3-хфазного преобразователя</i>	82
4.2.3. <i>Переключатель прибора давления на основную или дублирующую гидросистемы</i>	82
4.2.4. <i>Сигнальная лампа отказа обоих 3Ф-преобразователей</i>	83
4.2.5. <i>Сигнализация перехода на дублирующую гидросистему</i>	83
4.2.6. <i>Лампа сигнализации отказа однофазного преобразователя</i>	84
4.2.7. <i>Указатель курса</i>	84
4.2.8. <i>Лампа взлётного положения триммера</i>	85
4.2.9. <i>Кнопка быстрого согласования курсовой системы</i>	86
4.2.10. <i>Акселерометр</i>	86
4.2.11. <i>Авиагоризонт J-8</i>	87
<i>Работа прибора</i>	89
4.2.12. <i>Панель управления LABS (системы маловысотного бомбометания)</i>	92
4.2.13. <i>Индикатор угла пикирования и крена системы LABS (Dive-and-Roll Indicator)</i>	93
4.2.14. <i>Кнопка проверки системы сигнализации о пожаре</i>	94
4.2.15. <i>Указатель давления масла</i>	94
4.2.16. <i>Лампы сигнализации о пожаре</i>	95
4.2.17. <i>Указатель оборотов турбины компрессора</i>	96
4.2.18. <i>Указатель температуры выходящих газов</i>	97
4.2.19. <i>Указатель расхода топлива</i>	98
4.2.20. <i>Топливомер</i>	98
4.2.21. <i>Указатель "высоты" в кабине</i>	99
4.2.22. <i>Вариометр</i>	100

4.2.23.	Указатель поворота и скольжения	101
4.2.24.	Высотомер	102
4.2.25.	Часы	103
4.2.26.	Указатель нагрузки сети	104
4.2.27.	Лампа отказа генератора	104
4.2.28.	Вольтметр	105
4.2.29.	Радиокомпас	106
4.2.30.	Указатель скорости (в узлах)	106
4.2.31.	Кнопка аварийной уборки шасси	108
4.2.32.	Указатель числа Маха (М)	108
4.2.33.	Переключатель аварийной системы топливной автоматики	109
4.3.	ОБОРУДОВАНИЕ ЛЕВОГО БОРТА	110
4.4.	ОБОРУДОВАНИЕ ПРАВОГО БОРТА	116
	Правая передняя панель	118
4.5.	ОТДЕЛЬНО УСТАНОВЛЕННЫЕ ОБЪЕКТЫ КАБИНЫ	118
5.	СИСТЕМЫ	125
5.1.	СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ	125
	Ручка управления самолётом (РУС)	125
	Пружинно-загрузочный механизм	126
	Механизм триммерного эффекта РУС	126
	Световой индикатор ВЗЛЁТНАЯ ПОЗИЦИЯ ТРИММЕРА	129
	Управляемое горизонтальное оперение	129
	Педали с триммерным механизмом в путевом канале	130
5.2.	СИСТЕМА ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ	131
5.2.1.	Общее описание	131
	Объекты кабины, связанные с электросистемой:	132
	Схема электропитания самолёта	135
	Система постоянного тока (DC)	136
	Система переменного тока (AC)	137
	Подключение внешнего питания	138
	Автоматы защиты сети	138
5.2.2.	Отказы объектов электросистемы	138
	Отказ генератора	138
	Отказ однофазного преобразователя	139
	Отказ одного трёхфазного преобразователя	139
	Отказ обоих трёхфазных преобразователей	140
5.3.	ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	140

5.3.1.	<i>Общая схема и описание</i>	<i>141</i>
5.3.2.	<i>Объекты кабины, связанные с топливной системой.....</i>	<i>143</i>
5.3.3.	<i>Порядок расхода топлива</i>	<i>145</i>
5.3.4.	<i>Управление выработкой топлива</i>	<i>146</i>
5.3.5.	<i>Количество заправляемого топлива.....</i>	<i>147</i>
5.4.	ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ.....	148
5.4.1.	<i>Общее описание</i>	<i>148</i>
5.4.2.	<i>Объекты кабины, связанные с гидросистемами</i>	<i>149</i>
5.4.3.	<i>Общая гидросистема и связанные с ней системы.....</i>	<i>154</i>
	<i>Схема общей гидросистемы</i>	<i>154</i>
	<i>Система выпуска и уборки шасси.....</i>	<i>155</i>
	<i>Кнопка аварийной уборки шасси</i>	<i>157</i>
	<i>Кран-переключатель аварийного выпуска шасси.....</i>	<i>157</i>
	<i>Система управления поворотом носового колеса.....</i>	<i>157</i>
5.4.4.	<i>Бустерные гидросистемы</i>	<i>158</i>
	<i>Схема бустерных гидросистем (ГС).....</i>	<i>158</i>
	<i>Общее описание</i>	<i>159</i>
	<i>Основная бустерная гидросистема (ОБГС).....</i>	<i>159</i>
	<i>Дублирующая бустерная гидросистема (ДБГС)</i>	<i>160</i>
	<i>Работа бустерных систем.....</i>	<i>160</i>
5.5.	АНТИОБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ.....	161
	<i>Переключатель антиобледенительной системы и</i>	
	<i>защитных экранов</i>	<i>162</i>
5.6.	СИСТЕМА ЗАЩИТЫ ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПОСТОРОННИХ	
	ПРЕДМЕТОВ НА ЗЕМЛЕ	162
5.7.	СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ПОЖАРА ДВИГАТЕЛЯ	163
5.8.	СИСТЕМА НАДДУВА И КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ	164
	<i>Общая схема.....</i>	<i>164</i>
5.8.1.	<i>Работа системы.....</i>	<i>165</i>
5.9.	СИСТЕМА КИСЛОРОДНОГО ПИТАНИЯ	166
	<i>Панель управления системой кислородного питания (Oxygen</i>	
	<i>regulator)</i>	<i>168</i>
	<i>Работа системы кислородного питания.....</i>	<i>169</i>
	<i>Подготовка системы перед полётом.....</i>	<i>170</i>
5.10.	СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	171
5.10.1.	<i>Осветительное оборудование кабины лётчика</i>	<i>171</i>
5.10.2.	<i>Внешнее светотехническое оборудование</i>	<i>175</i>
	<i>Особенность эксплуатации посадочной фары.....</i>	<i>177</i>

<i>Описание объектов кабины, связанных с внешним светотехническим оборудованием</i>	178
6. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА	180
6.1. <i>Предназначение, состав, варианты вооружения.</i>	
Общее описание	180
6.1.1. <i>Предназначение и состав</i>	180
<i>Предназначение</i>	180
<i>Состав</i>	180
6.1.2. <i>Варианты вооружения F-86F-35, узлы подвески, подсистема сброса оружия с подвесок</i>	181
<i>Узлы подвески средств поражения к самолёту</i>	183
<i>Подсистема сброса подвесок</i>	185
6.2. <i>Общие органы управления оружием и прицелом</i>	185
6.2.1. <i>Центральная панель вооружения</i>	185
6.3. <i>Стрелково-пулемётное вооружение</i>	189
6.3.1. <i>Общее описание</i>	189
<i>Пристрелка пулемётов и прицела для стрельбы из пулемётов</i>	191
6.3.2. <i>Органы управления СПВ</i>	191
6.4. <i>Бомбардировочное вооружение</i>	194
6.4.1. <i>Общее описание</i>	194
6.4.2. <i>Специальная подвеска (не моделируется)</i>	196
6.4.3. <i>Органы управления бомбардировочным вооружением (общие)</i>	197
<i>Переключатель ручного/автоматического сброса бомб</i>	197
<i>Переключатель порядка сброса фугасных бомб</i>	198
<i>Переключатель активного взрывателя для бомбы</i>	199
<i>Переключатель режима сброса осколочных бомб</i>	200
<i>Кнопка сброса бомб и пуска ракет</i>	201
<i>Аварийный сброс подвесок (механический)</i>	201
<i>Аварийный сброс подвесок (от электроцепи)</i>	202
<i>Бомбардировочное вооружение и прицел А-4</i>	202
6.4.4. <i>Система маловысотного бомбометания LABS (Low-altitude Bombing System)</i>	203
<i>Панель управления системы LABS</i>	203
<i>Индикатор угла пикирования и крена (Dive-and-Roll Indicator)</i>	204
6.4.5. <i>Система бомбометания с ручным вводом прицельной поправки MPC (Manual Pip Control)</i>	205

<i>Пульт ввода ручной поправки прицеливания (Manual Pip Control Unit)</i>	206
<i>Бомбардировочный высотомер (Bombing Altimeter)</i>	208
<i>Авиагоризонт</i>	210
6.5. НЕУПРАВЛЯЕМОЕ РАКЕТНОЕ ВООРУЖЕНИЕ (НУРВ).....	210
6.5.1. <i>Общее описание</i>	210
6.5.2. <i>Органы управления НУРВ</i>	212
<i>Переключатель режима пуска НАР</i>	212
<i>Выключатель активации сброса пусковых устройств НАР вместе с НАР (Rocket Jettison Switch)</i>	213
<i>Интервалометр ракетного вооружения (Rocket Intervalometer)</i>	213
<i>Переключатель задержки взрывателя для НАР</i>	216
<i>Кнопка сброса бомб и пуска ракет</i>	216
6.6. УПРАВЛЯЕМОЕ РАКЕТНОЕ ВООРУЖЕНИЕ (УРВ)	217
6.6.1. <i>Общее описание</i>	217
6.6.2. <i>Органы управления УРВ</i>	218
<i>Главный переключатель вооружения</i>	219
<i>Панель управления УРВ</i>	219
<i>Триггер (кнопка пуска УР) на РУС</i>	220
6.7. ПОЛУАВТОМАТИЧЕСКИЙ ОПТИЧЕСКИЙ ПРИЦЕЛ ТИПА А-4	221
6.7.1. <i>Оборудование для настройки и управления прицелом</i>	225
<i>Кнопка перезахвата цели</i>	225
<i>Кнопка электрического арретирования (блокировки) гироскопа прицела</i>	225
<i>Ручка ввода дальности</i>	226
<i>Блок настройки прицела (Sight Selector Unit)</i>	227
<i>Регулятор поправки на ветер и на движение цели (в игре не задействован)</i>	229
6.7.2. <i>Режимы применения прицела</i>	230
<i>Применение без использования вычислителя</i>	230
<i>Применение с использованием вычислителя</i>	231
6.8. РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ AN/APG-30	235
6.9. ФОТОКАМЕРА ФИКСАЦИИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ И РЕЗУЛЬТАТОВ ПРИМЕНЕНИЯ	237
6.10. ОБЪЕКТЫ КАБИНЫ, СВЯЗАННЫЕ С СИСТЕМОЙ ВООРУЖЕНИЯ.....	239

7. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	245
7.1. УКВ КОМАНДНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ AN/ARC-27	245
<i>Эксплуатация AN/ARC-27</i>	<i>246</i>
7.2. РАДИОКОМПАС AN/ARN-6	247
<i>Эксплуатация радиокompаса AN/ARN-6</i>	<i>249</i>
8. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТОВ	252
8.1. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ.....	252
<i>Подготовка к запуску</i>	<i>252</i>
<i>Порядок запуска двигателя</i>	<i>253</i>
8.2. ПРОВЕРКА СИСТЕМ ПОСЛЕ ЗАПУСКА	256
<i>Эксплуатация двигателя на земле</i>	<i>256</i>
<i>Проверка систем на земле после запуска двигателя.....</i>	<i>256</i>
8.3. РУЛЕНИЕ	258
8.4. ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ.....	259
<i>Проверить, что:</i>	<i>259</i>
<i>Проверка аварийной топливной системы.....</i>	<i>261</i>
<i>Проверка работы двигателя перед взлётом</i>	<i>262</i>
8.5. ВЗЛЁТ.....	262
8.6. НАБОР ВЫСОТЫ	264
<i>Порядок определения параметров (на примере)</i>	<i>266</i>
8.7. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА	267
8.8. ЗАРУЛИВАНИЕ И ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ	269
9. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.....	271
9.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ДВИГАТЕЛЮ	271
9.1.1. <i>Ограничения по давлению масла</i>	<i>271</i>
9.1.2. <i>Ограничения по температуре газов</i>	<i>272</i>
9.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ И ПЕРЕГРУЗКЕ	272
9.2.1. <i>Скорость безопасного пуска управляемых ракет</i>	<i>272</i>
9.2.2. <i>Ограничения по скорости для шасси и закрылков</i>	<i>272</i>
9.2.3. <i>Разрешённая скорость выпуска посадочной фары</i>	<i>272</i>
9.2.4. <i>Скорость полёта с открытым фонарём кабины</i>	<i>272</i>
9.2.5. <i>Максимальная располагаемая скорость полёта и</i>	
<i>перегрузка в зависимости от подвесок</i>	<i>272</i>
9.2.6. <i>Запрещённые манёвры</i>	<i>274</i>
10. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЕТА	277
10.1.1. <i>Большая скорость</i>	<i>277</i>

10.1.2.	Манёвренность	277
10.1.3.	Аэродинамическое качество самолёта	278
10.1.4.	Превышение допустимых перегрузок.....	280
10.1.5.	Сваливание.....	280
10.1.6.	Вывод из сваливания.....	282
10.1.7.	Штопор.....	282
10.1.8.	Вывод из штопора	283
	Для управляемого вывода из штопора рекомендуется:	283
11.	БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ	285
11.1.	ПРИМЕНЕНИЕ СТРЕЛКОВО-ПУЛЕМЁТНОГО ВООРУЖЕНИЯ.....	285
11.1.1.	Стрельба из пулемётов (СПВ) с применением радара.....	285
	При использовании радара необходимо:	285
11.1.2.	Стрельба из пулемётов без применения радара	287
11.2.	ПРИМЕНЕНИЕ БОМБАРДИРОВОЧНОГО ВООРУЖЕНИЯ	288
11.2.1.	Применение бомб с использованием прицела (без использования ручного ввода прицельной поправки).....	289
	Действия	289
11.2.2.	Применение бомбардировочного вооружения с использованием системы LABS.....	292
	Действия	293
11.2.3.	Применение бомбардировочного вооружения с прицелом и использованием ручного ввода прицельной поправки MPC (Manual Pip Control)	296
	Действия	297
11.2.4.	Особенности применения бомб при смешанной подвеске НАР и бомб	301
11.2.5.	Аварийный сброс бомб	302
11.3.	ПРИМЕНЕНИЕ НАР.....	302
11.3.1.	Применение ракет с использованием прицела.....	302
11.3.2.	Особенности применения НАР при смешанной подвеске НАР и бомб	306
11.4.	ПРИМЕНЕНИЕ УРВ.....	307
11.4.1.	Применение управляемых ракет "воздух-воздух" GAR-8.....	307
11.5.	ТАКТИКА ПЕРВЫХ РЕАКТИВНЫХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ.....	309
11.5.1.	Боевое построение истребителей	310
11.5.2.	Изменение функций наземных командных пунктов.....	310

11.5.3.	<i>Основные задачи НКП в новых условиях</i>	311
12.	ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА	313
12.1.	НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ	313
12.1.1.	<i>Отказ двигателя при полёте на малой высоте</i>	313
12.1.2.	<i>Отказ двигателя сразу после отрыва самолёта от земли</i>	313
12.1.3.	<i>Потеря тяги двигателем на высоте ниже 25000 футов</i>	313
12.1.4.	<i>Запуск в воздухе.....</i>	314
12.1.4.	<i>Немедленный перезапуск</i>	314
12.1.4.	<i>Запуск в воздухе.....</i>	314
12.1.5.	<i>Достижение максимальной дальности планирования при отказе двигателя.....</i>	315
12.2.	ПОЖАР	316
12.2.1.	<i>Пожар во время взлёта.....</i>	316
12.2.2.	<i>Пожар при отрыве от ВПП</i>	316
12.2.3.	<i>Пожар в полёте</i>	316
12.3.	НЕИСПРАВНОСТИ БУСТЕРНЫХ ГИДРОСИСТЕМ	317
12.3.1.	<i>Неисправности ОБГС.....</i>	317
12.3.2.	<i>Отказ ОБГС и ДБГС.....</i>	317
12.4.	АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ	318
12.4.	<i>Аварийный выпуск шасси.....</i>	318
12.5.	ОТКАЗ СИСТЕМЫ ТРИММИРОВАНИЯ	318
13.	КАК ИГРАТЬ	320
13.1.	ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ	320
13.1.	<i>Возможности игрока по действиям в кабине.....</i>	321
13.2.	ЗАПУСК ВСТРОЕННЫХ МИССИЙ	321
13.2.	<i>Порядок действий пользователя при запуске встроенной миссии:</i>	322
13.3.	УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ И ОБЪЕКТАМИ КАБИНЫ В ИГРЕ	324
13.3.1.	<i>Управление самолётом с помощью джойстика</i>	325
13.3.2.	<i>Управление самолётом с клавиатуры.....</i>	326
13.3.3.	<i>Управление объектами кабины с помощью мыши</i>	326
13.4.	УПРАВЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЕМ ГОЛОВЫ ВИРТУАЛЬНОГО ПИЛОТА И ВИДАМИ В КАБИНЕ 6DOF	327
13.4.1.	<i>Управление положением головы виртуального пилота в кабине 6DOF</i>	327

<i>Действия клавиатурой и мышью для перемещения головы, её поворотов и зуммирования изображения.....</i>	<i>328</i>
13.4.2. <i>Управление видами в кабине 6DOF.....</i>	<i>331</i>
13.5. <i>ОСОБЫЕ НАСТРОЙКИ ИГРЫ</i>	<i>332</i>
13.6. <i>ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОМОЩЬ ИГРОКУ</i>	<i>333</i>
13.6.1. <i>Наколенный планшет.....</i>	<i>333</i>
14. АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНЫ	336
15. КОНВЕРТИРОВАНИЕ ВЕЛИЧИН, КОЭФФИЦИЕНТЫ	348
15.1.1. <i>Конвертирование величин метрической системы в имперскую</i>	<i>348</i>
15.1.2. <i>Приблизительные коэффициенты для конвертации величин</i>	<i>349</i>
16. РАЗРАБОТЧИКИ	352
17. БИБЛИОГРАФИЯ	356

Прочти!

Настоящее описание включает в себя историю самолёта, краткое описание элементов его конструкции и систем, а также органов управления системами и оборудованием из кабины лётчика.

В Руководстве сложный объект (система) рассмотрены сначала как элемент конструкции (или системы), а затем как объект управления из кабины лётчика.

Описание системы вооружения также разделено на две части: в первой части описано предназначение, состав, функциональные особенности, во второй – порядок эксплуатации каждой из подсистем оружия при выполнении задач по предназначению.

Такой подход (когда исчерпывающая информация не содержится в одном месте документа) обусловлен наличием множественных перекрёстных связей между объектами (системами) самолёта и наличием нескольких признаков, по которым можно выполнить систематизацию содержания.

В любом случае, для желающих глубоко понять устройство и особенности эксплуатации нашей модели самолёта F-86F Sabre 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.

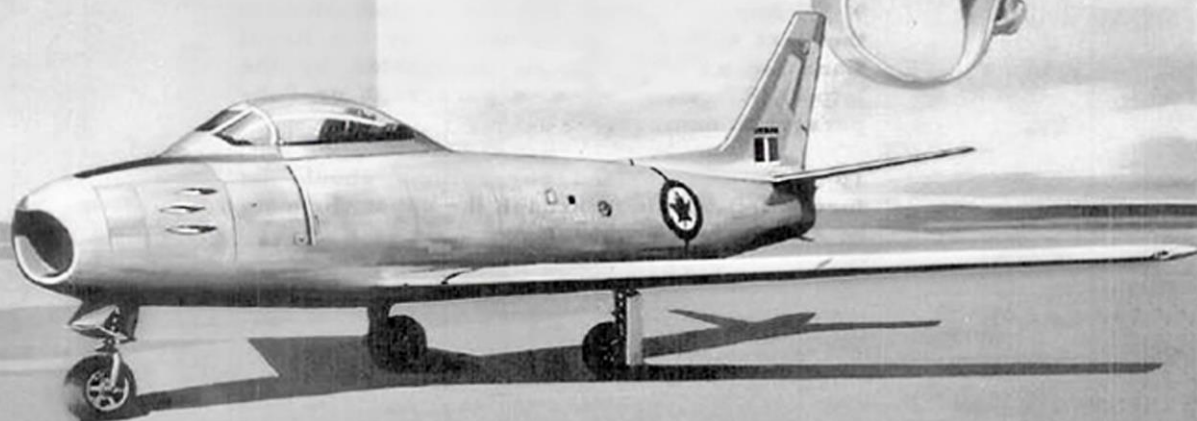
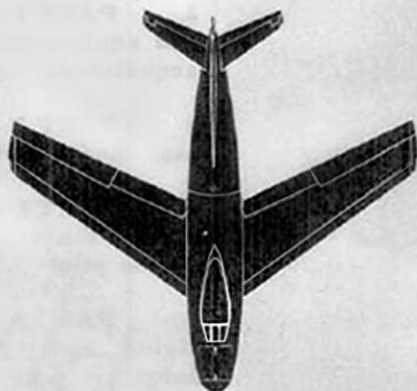
Если пользователь желает без промедления приступить к полётам и боевому применению, а изучать самолёт по мере накопления опыта полётов, то можно сразу перейти к разделам [ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТОВ](#) и [БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ](#).

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. 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](#).

F-86E Sabre



1

ИСТОРИЯ САМОЛЁТА

1. ИСТОРИЯ САМОЛЁТА

Введение

"За всю историю авиации немногие самолёты заслужили право называться легендами. Они не что иное, как великие самолёты."

Discovery Channel Great Planes

Модуль DCS "F-86F Sabre" является виртуальной разработкой истребителя F-86F – самой массовой модификации самолёта F-86 Sabre. F-86 Sabre – американский реактивный истребитель со стреловидным крылом, разработанный компанией North American Aviation в конце 1940-х годов. Принят на вооружение в 1948 г. Принимал участие в нескольких войнах и конфликтах (война в Корее 1950-1953 гг., Тайваньский кризис 1958 г., Индо-пакистанский конфликт 1965 г.), самый массовый истребитель, принимавший участие в воздушных боях реактивных самолётов. Кроме истребительных задач F-86F Sabre применялся как ударный самолёт, самолёт-разведчик, самолёт-цель, а также как прототип для испытаний систем и оружия. Выпущено более 9000 самолётов (всех модификаций).

В игре представлена возможность наслаждаться полётом и выполнять боевые миссии на одной из продвинутых модификаций истребителя F-86F-35.

1.1. Начало реактивной авиации

История реактивных истребителей зародилась к началу Второй мировой войны. Первым реактивным истребителем, который использовали союзники, был английский Глостер Метеор (англ. Gloster Meteor) Meteor F.1.



Рис. 1.1. Посадка лётчика в кабину истребителя Meteor F.1. 1944 год

Meteor F.1. имел два турбореактивных двигателя и мог развивать скорость до 716 км/ч. Максимальная скорость большинства поршневых истребителей была не более 640 км/ч. Огромная по тем временам скорость Метеора давала решающее преимущество в борьбе против немецкой крылатой ракеты Фау-1, оборудованной прямоточным реактивным двигателем и системой автоматического наведения. Эти ракеты применялись по площадным целям на Британских островах и роль Метеоров как реактивного средства противовоздушной обороны невозможно переоценить.

В это же время Германия опережала Англию в области реактивного самолётостроения. Истребитель с турбореактивным двигателем был построен в Германии ещё в начале Второй мировой войны. Истребитель Me-262 в то время был очень прогрессивной машиной.



Рис. 1.2. Первый реактивный самолёт люфтваффе в истребительно-бомбардировочном варианте Me-262A-2 Швальбе (ласточка)

Me-262 оснащался двумя реактивными двигателями с осевым компрессором. Благодаря хорошей аэродинамике фюзеляжа и крыла он развивал большую скорость, чем Метеор. Было построено более полутора тысяч Me-262. Истребители Me-262 заставили союзников иначе взглянуть на возможности развития реактивного самолётостроения.

Уделяя основное внимание совершенствованию поршневого двигателя, в США до 1943 года вообще не приступали к реактивной тематике. В дальнейшем ситуация изменилась. Если бы Вторая мировая война продолжалась несколько дольше, в бой вступил бы реактивный истребитель F-80 Шутинг Стар (англ. F-80 Shooting Star) – первый американский серийный реактивный истребитель.



Рис. 1.3. Истребитель F-80A Shooting Star

Фирма Рипаблик (англ. Republic) продолжила дальнейшее совершенствование реактивного истребителя, внедрив в серийное производство F-84 Тандерджет (англ. F-84 Thunderjet) – первый реактивный истребитель, поступивший на вооружение многих стран. Он имел хорошо обтекаемый фюзеляж и более мощный двигатель.



Рис. 1.4. F-84 Thunderjet

F-80 и F-84 имели прямое крыло, препятствующее достижению более высоких скоростей. Авиастроительной компанией Норд Американ (англ. North American), использовав накопившейся опыт и проведя

собственные изыскания для нового истребителя F-86 Sabre, была принята стреловидная схема крыла и оперения.



Рис. 1.5. F-86 Sabre в полёте

В переводе с английского "sabre" означает "сабля". Это позволяет предположить, что при выборе названия первый американский реактивный истребитель со стреловидным крылом, ассоциировался с мощным холодным оружием и сравнивался с кавалерией прошлого.



Рис. 1.6. F-86 Sabre с подвесными баками

Истребитель F-86 Sabre, построенный фирмой North American, без всяких преувеличений является самым знаменитым американским реактивным самолётом прошлого столетия. Широкою известность ему принесла не

только война в Корее, с которой началась его боевая карьера, но и огромные объёмы серийного производства: было выпущено почти 9000 Sabre в двадцати вариантах с пятью разными двигателями. Последний F-86 официально был снят с эксплуатации в 1993 году, установив рекорд лётного долголетия. В настоящее время F-86 Sabre находятся в частных коллекциях и летают до сих пор.

1.2. История создания Сейбра

История F-86 началась осенью 1944 г. с проекта палубного истребителя NA-134 фирмы North American. Самолёт NA-134 имел прямое низкорасположенное крыло и короткий бочкообразный фюзеляж. Турбореактивный двигатель TG180 с тягой 1820 кгс обеспечивал истребителю массой 6532 кг максимальную скорость полёта 872 км/ч. Кроме этого, NA-134 имел скороподъёмность на уровне моря 23,8 м/с, а его практический потолок достигал 14500 м.



Рис. 1.7. NA-134 North American

С такими характеристиками летательный аппарат становился весьма грозным противником в воздухе. Однако требуемой скорости 600 mph (миль в час) (960 км/ч) достигнуть не удалось. Работа была продолжена. Было рассмотрено более 1200 различных схем и, в результате инженерам удалось определить требуемую компоновку самолёта. В мае 1945-го года ВВС заказали фирме три экспериментальных образца NA-140, которым было присвоено обозначение XP-86. Однако достигнуть нужной скорости никак не удавалось, и над проектом нависла угроза закрытия. Основные

отличия NA-140 от NA-134 заключались в форме фюзеляжа, имевшего более вытянутую форму, и в профиле крыла. Несколько изменилась форма лобового воздухозаборника. Хвостовое оперение перешло в новую модель без внешних изменений. Однако проект имел несколько особенностей, ранее не использовавшихся в американских истребителях: герметичную кабину и бустеры в каналах управления по тангажу и крену.



Рис. 1.8. Самолёт-прототип XP-86

На самолёт-прототип XP-86 устанавливался двигатель Шевроле J35-C-3 с тягой 1816 кгс. Вооружение отсутствовало. В августе 1945 года аэродинамик Раймонд Райе предложил исследовать в аэродинамической трубе модель XP-86 с новым стреловидным крылом. Продувки, начавшиеся в сентябре, сразу показали уменьшение лобового сопротивления и прирост максимальной скорости полёта. В ноябре 1945 года проект был одобрен. Конструкция крыла получила стреловидность 35 градусов. Проблему с устойчивостью самолёта на малых скоростях решили за счёт установки предкрылков, которые автоматически выпускались на скорости 130 узлов и убирались на скорости 290 узлов.

Первый прототип PX-86 со стреловидным крылом был поднят в воздух 1 октября 1947 года.



Рис. 1.9. Самолёт-прототип XP-86 в полёте

Во время нескольких скоростных пикирований на PX-86 лётчик-испытатель Джордж Уэлч (George Welch) сообщал, что столкнулся с необычными колебаниями стрелок указателя скорости и высоты. Специалисты предположили, что самолёт превышал скорость звука, но полной уверенности в этом не было. 13 ноября 1947 года (официально опубликовано 26 апреля 1948 г.) станция наземного слежения сообщила, что Джордж Уэлч летит со скоростью $M=1,02$. XP-86 мог превышать скорость звука в пикировании, показывая на больших высотах вполне удовлетворительную управляемость с небольшой тенденцией на кабрирование. Однако на высоте ниже 7600 м самолёт стремился войти во вращение относительно продольной оси, и скорость приходилось снижать.

Проект стал усиленно развиваться и оказался настолько удачным, что уже в декабре 1947 года ВВС подписывает контракт на покупку F-86A (фирменное обозначение NA-151), оборудованных двигателем фирмы Джeneral Электрик (англ. General Electric) J-47-GE-7, а затем и улучшенным двигателем J-47-GE-13.



Рис. 1.10. F-86A-5 с крышками пулемётных портов и подвесными топливными баками

Самолёт получил вооружение из шести 12,7-мм пулемётов. Вместо сбрасываемых баков самолёт мог нести боевую нагрузку. Обычно это были 45-кг, 220-кг или 454-кг бомбы, 375-кг баки с напалмом или 220-кг одноразовые бомбовые кассеты. Можно было также установить направляющие для восьми неуправляемых ракет под каждым крылом.



Рис. 1.11. F-86 с выложенным рядом с ним вооружением

1.3. Модификация F-86F Sabre

Основным серийным вариантом "Сейбра" считается модификация F-86F. Главным отличием этой модификации стала установка на него нового двигателя J47-GE-27 мощностью 2680 кгс.

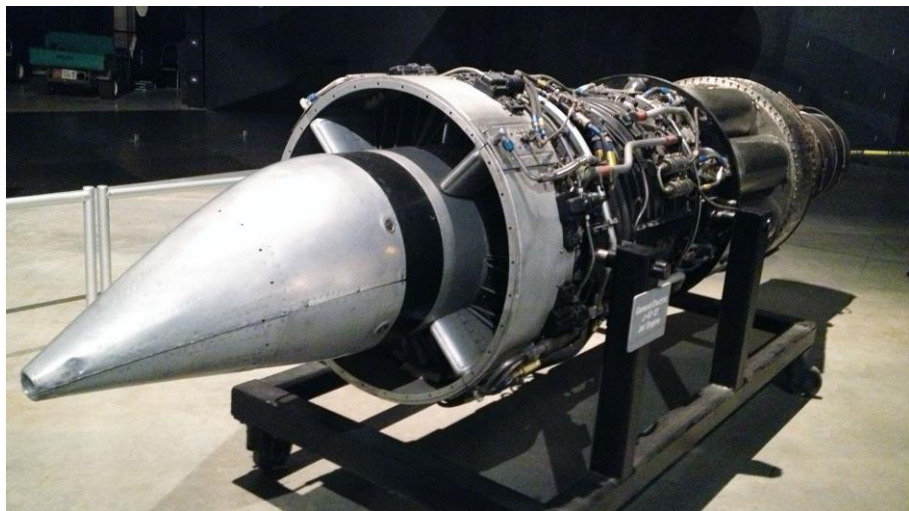


Рис. 1.12. Двигатель J47-GE-27

Работа над F-86F Sabre началась в июле 1950 г. Заказ на 109 самолётов подписали в апреле 1951 г, а в июне его увеличили до 360 машин. Планировалось вести производство F-86 F на двух заводах: в Инглвуде (Калифорния), где строили "Сейбры", а также на законсервированном с конца Второй мировой войны предприятии в Колумбусе.

Обладая более мощным двигателем J47-GE-27, новая модификация самолёта значительно отличалась своими лучшими характеристиками. Максимальная скорость F-86F возросла до 1107 км/ч на уровне моря и до 965 км/ч на высоте 10670 м. Практический потолок составил 14500 м. Лучшая экономичность двигателя J47-GE-27 позволила увеличить радиус действия истребителя до 690 км. Самолёт имел полностью автоматические предкрылки, выпускаемые на скорости 217 км/ч и встроенное стрелковое вооружение. Шесть крупнокалиберных пулемётов М3 со скорострельностью 1100 выстрелов в минуту и с боезапасом по 300 патронов каждый располагались в бортах носовой части фюзеляжа.

Первые истребители новой модификации собрали в Инглвуде. Поставка ТРД J47-GE-27 началась весной 1952 г., и уже 19 марта был выпущен первый из 78 F-86F-1. В июне появилась модификация F-86F-5, которая могла нести подвесные баки ёмкостью 760 л вместо прежних 454 л. Это позволило увеличить радиус действия истребителя до 740 км.

Следующий вариант F-86F Sabre, к работе над которым приступили в октябре 1951 г. под наименованием NA-191, был уже истребительно-бомбардировочный. Вместо одного пилона под каждым крылом он имел два. Ранние модификации Сейбров мало подходили для задач бомбардировки объектов из-за небольшого радиуса действия в случае замены баков бомбами или ракетами. Самолёт с четырьмя узлами наружной подвески мог нести на внутренних пилонах 454-л баки или 454-кг бомбы, а на внешних 760-л баки. С максимальным запасом топлива (включая два 760-л и два 454-л бака) дальность достигала 2560 км, а боевой радиус действия – 910 км.

В августе 1952 г. подписали контракт на поставку 907 NA-191 с завода в Инглвуде. Первый Сейбр в варианте истребителя-бомбардировщика получил обозначение F-86F-30. Он сошёл со сборочной линии в Инглвуде в октябре 1952 г. С января 1953 г. в Колумбусе стали делать аналогичный ему F-86F-25.

Для того чтобы улучшить лётные данные, на трёх машинах в августе 1952 г. опробовали крыло без предкрылков. Хорду крыла на этих самолётах сделали длиннее на 150 мм в корневой части и на 75 мм у законцовок. При этом площадь крыла увеличилась с 26,78 м² до 28,12 м². Увеличение площади крыла позволило разместить в нём дополнительное топливо.

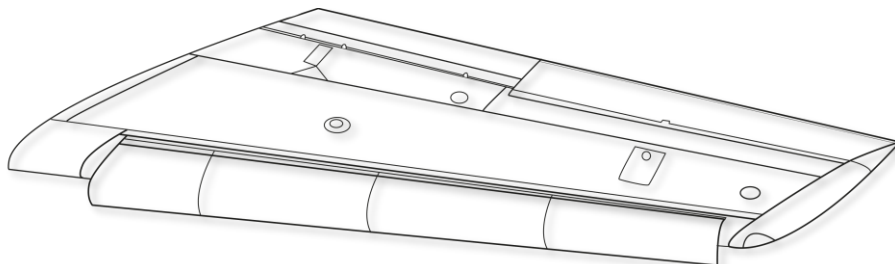


Рис. 1.13. Крыло F-86 с предкрылком

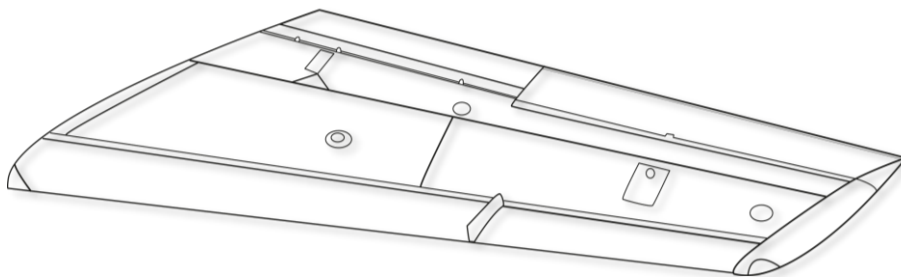


Рис. 1.14. Крыло "6-3" F-86F без предкрылка

Общая ёмкость внутренних топливных баков составила теперь 1911 л вместо 1646 л. На верхней кромке крыла установили гребень, мешающий перетеканию потока воздуха вдоль крыла. Новое крыло (известное как "6-3") заметно улучшило боевые качества истребителя. Скорость у земли возросла с 1100 до 1112 км/ч, а на высоте 10680 м – с 966 до 973 км/ч. Несколько увеличилась дальность полёта, заметно улучшилась манёвренность на больших высотах и скоростях. Крыло "6-3" стало стандартным для всех последующих Сейбров серии "F".



Рис. 1.15. F-86F с крылом "6-3"

В начале 50-х годов "супероружием", которое должно принести гарантированную и лёгкую победу в войне, считалось ядерное. Ядерные заряды разрабатывались для доставки их к цели любыми способами. Первой модификацией истребителя-бомбардировщика, способного нести ядерный заряд, стал F-86F-35 Sabre.

В 1952 году в Инглвуде началась сборка F-86F-35 (NA-202(191)). Всего было построено 157 (263) самолётов этой модификации. Специально разработанная для истребителя-бомбардировщика облегчённая атомная бомба Mk.12 весом 545 кг и мощностью 12-14 кт подвешивалась под левым крылом, а под правым – 454-литровый подвесной топливный бак.



Рис. 1.16. Бомба Mk.12

Бомбометание ядерного заряда с пикирования не представлялось возможным, т.к. гарантированно уничтожался носитель. На F-86F-35 установили систему бомбометания с малых высот LABS ([Low Altitude Bombing System](#)), позволяющую выполнять бомбометание с кабрирования или полупетли. Пилот выходил к цели на небольшой высоте и на восходящем манёвре сбрасывал бомбу. Завершая полупетлю с одновременным набором высоты, самолёт уходил от ударной волны ядерного взрыва.



Рис. 1.17. Истребитель F-86F-35 с макетом бомбы Mk.12

Самолёт мог нести и обычное оружие: бомбы весом до 454 кг, 340-кг баки с напалмом или до восьми 127-мм неуправляемых ракет HVAR (High-Velocity Aircraft Rocket).



Рис. 1.18. Неуправляемая ракета HVAR калибра 127 мм



Рис. 1.19. Стрельба 127-мм неуправляемыми ракетами HVAR

1.4. Применение F-86 в Корее

25 июня 1950 г. начались боевые действия в Корее. С 27 июня войска союзников уже наносили удары с воздуха по войскам противоборствующей стороны. Господство в воздухе авиацией коалиции было завоёвано быстро, т.к. противник имел только поршневые самолёты.

1 ноября 1950 г. группа самолётов В-26, сопровождаемая истребителями Р-51, бомбила аэродром в районе Синуйдзу. Неожиданно со стороны реки появились шесть истребителей со стреловидными крыльями, которые атаковали В-26. Бомбардировщики под прикрытием истребителей ушли из-под удара и сумели вернуться на свой аэродром. Так в воздушной войне

в Корее появился новый участник – МиГ-15, которого нельзя было недооценивать.



Рис. 1.20. В-29 сбрасывает 226-килограммовые бомбы. 1950 год

8 ноября 4-я истребительная группа, базировавшаяся в штате Делавер и оснащённая F-86A, получила приказ готовиться к отправке в Корею. Большинство пилотов этой части имели опыт Второй мировой войны – общий счёт их боевых побед достигал 1000 сбитых самолётов. Истребители были погружены на суда и к середине декабря прибыли в Японию. Их собрали и перегнали на аэродром Кимпо в Корее.

Первый боевой вылет F-86A состоялся 17 декабря. Подполковник Б. Хинтон (Bruce Hinton) заявил о победе над одним МиГ-15 из встретившихся четырёх. А 22 декабря "МиГи" сбили первый "Сейбр", но позже в тот же день было заявлено о шести победах над "МиГаами". С этого момента началось противостояние двух реактивных истребителей в воздухе.

До конца декабря, по данным командования 4 FIW, Сейбры выполнили 234 боевых вылета, провели 76 воздушных боёв и одержали восемь побед, потеряв при этом один истребитель.

МиГ-15 превосходил F-86A в высотных характеристиках: имел лучшую скороподъёмность, больший практический потолок и был быстрее на больших высотах. Это превосходство давало ему возможность выйти из боя когда угодно. В то же время пилоты F-86A старались использовать преимущества своего самолёта: лучшую точность огня и несколько более высокие лётные данные на малых высотах, быстрый разгон скорости на пикировании. Чтобы использовать эти преимущества, пилоты "сейбров" в бою старались увлечь противника вниз.

В ходе войны F-86 Sabre модернизировался и совершенствовался. Постепенно проводился переход на F-86E с усовершенствованной системой управления. Был установлен механизм загрузки ручки, что позволяло пилоту при наличии бустеров в каналах тангажа и крена, ощущать усилия на ручке управления при маневрировании. Первой получила новые Сейбры 33-я группа истребителей-перехватчиков на базе Отис в штате Массачусетс. В июне 1951 г. транспорт с F-86E ушёл в Корею. Новые истребители вступили в бой в сентябре. Отвоевавшие F-86A отправлялись в Штаты для Национальной гвардии. 22 октября 1951 г. в Японию отправили партию из 75 F-86E, предназначенных для замены F-80 51-й группы, базировавшейся в Сувоне.



Рис. 1.21. 51-ая группа истребителей-перехватчиков "Checkertails" на авиабазе К-13 (Сувон, Южная Корея) готова к вылету

Первые F-86F (модернизированный вариант F-86E) попали в Корею в июне–июле 1952 г. Отличительной особенностью этой модификации был более мощный двигатель J47-GE-27. Они поступили на вооружение 39-й эскадрильи 51-й группы. Через два месяца их получила также 335-я эскадрилья 4-й группы. F-86F с крылом "6-3" имел превосходство в скорости над МиГ-15 во всем диапазоне высот вплоть до своего практического потолка – 14 335 м, манёвренность стала лучше, а скороподъёмность практически сравнялась. Более высокие лётные характеристики нового самолёта позволили его пилотам уверенней чувствовать себя в бою.

С их прибытием эффективность действий истребителей союзников значительно возросла. До конца года 335-я эскадрилья записала на свой счёт 81 победу, в то время как остальные две эскадрильи (все ещё летавшие на F-86E) сумели одержать лишь 41. В результате было решено собрать и отгрузить в Корею все имеющиеся в США истребители этого типа и распределить их равномерно по действующим на фронте частям.

Именно F-86F с крылом "6-3" одержали самые значительные победы в Корейской войне. В период с 8 по 31 мая 1953 года на этих самолётах было сбито 56 МиГов, при одном потерянном Сейбре. Этот показатель смогли превзойти только в начале 80-х годов израильские лётчики, когда над долиной Бекаа на своих F-15 и F-16 сбили 80 сирийских истребителей, не потеряв ни одного своего самолёта.

F-86F часто летали вместе с F-86E. Обычно F-86F держались на высоте 12000 м, а "E" пониже, непосредственно прикрывая бомбардировщики. 20 июня 1953 г. пилоты F-86F заявили о 16 победах – наибольший результат в течение одного дня за всю войну.

В это время появилось знаменитое понятие "Аллея МиГов", которое включало в себя район в северо-западной Корее, к югу от реки Ялуцзян. Этот район являлся зоной ответственности МиГов, и для авиации союзников полёты в этом месте представляли большую опасность. Бои над "Аллеей МиГов" отличались скоротечностью. Отдалённость аэродромов базирования Сейбров ограничивала их время пребывания в этом районе.

Первые истребители-бомбардировщики F-86F-30 прибыли в Корею 28 января 1953 г., поступив в 18-ю группу на аэродроме Осана. Первый боевой вылет в район Ялу состоялся 25 февраля; тогда же ими был сбит

первый МиГ-15. К концу марта на такие же машины перевооружили и 12-ю эскадрилью, а также 2-ю эскадрилью южноафриканских ВВС. Последняя совершила на Сейбрах 1427 боевых вылетов и потеряла от огня ПВО противника два самолёта.

Война в Корее окончилась 27 июля 1953 г. Последний бой между "сейбрами" и МиГ-15 состоялся 22 июля; лейтенант С. Янг из 31-й группы заявил о первой и единственной воздушной победе этой части. Последним сбитым самолётом для Сейбра в Корее стал Ил-12 27 июля 1953 г. В этот день F-86F-30 пилотировал капитан Р. Пэрри. К этому времени в Корее насчитывалось 297 Сейбров, включая 132 истребителя-бомбардировщика.

39 американских лётчиков воюя на Сейбрах, стали за время Корейской войны асами.

Все достоинства истребителя Sabre проявила война в Корее, с которой и ассоциируется этот самолёт.



Рис. 1.22. Истребители F-86F в небе Кореи.



Рис. 1.23. F-86Е с отметками о победах на авиабазе Кипмо



Рис. 1.24. F-86G из 67 FBS



Рис. 1.25. Аллея МиГов



Рис. 1.26. F-86F с вариантами бомбовой нагрузки



Рис. 1.27. Истребитель F-86F из 25 FIS весной 1953 года на авиабазе Суwon



Рис. 1.28. Склад топливных баков для F-86 на аэродроме



Рис. 1.29. Истребители из 16 FIS на стоянке аэродрома



Рис. 1.30. Подготовка к полёту истребителя F-86F из 16 FIS



Рис. 1.31. Сейбр на взлёте

1.5. Модификации F-86 от прототипа до финальных версий

Разработчик – North American Aviation Inc. (Инглвуд, Калифорния).

Всего построено около 9000 F-86 всех модификаций, в т.ч. в США – около 6300.

Выпускались по лицензии: в Канаде (1815 самолётов в Canadair Ltd, Картервилль, Монреаль, Квебек: CL-13 – 790, CL-13A – 370, CL-13B – 655), Австралии (CAC – Commonwealth Aircraft Corp., Мельбурн: 1 CA-26 в 1952 г. и 111 CA-27 Avon Sabre самолётов в 1953-61 гг.: поставлялись в Малайзию и Индонезию), Италии (221 F-86K: Fiat, Турин) и Японии (300 F-86F-40 в 1956-61 гг. по комплектам, изготовленным в NAA: Mitsubishi Heave Industries Ltd, Нагоя). Спецификации основных модификаций перечислены в Таблица 1.1.

Таблица 1.1

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
NA-134	XFJ-1 Fury	J35-GE-2	1946	-	Палубный истребитель. Опытный, 3 машины (BuNo. 39053/39055) в 1946 г., North American, Инглвуд (Калифорния). С прямым складывающимся крылом, ТРД тягой 1733 кгс
NA-135	FJ-1 Fury	Allison J35-A-2	1947	1948	С ТРД тягой 1814 кгс, 6 12-мм пулемётами Browning, топливными баками на концах крыла. Серия в 1947-48 гг. в North American, Инглвуд (Калифорния), 30 самолётов (BuNo. 120342 / 120371, из 100 заказанных)
NA-140	XP-86	Allison J35-GE-2	-	-	Вариант FJ-1 Fury для ВВС, 1946 г. С прямым крылом
	XP-86	Allison J35-C-3	1947	-	Опытный, 3 машины (45-59597/45-59599) в 1947 г., North American, Инглвуд (Калифорния). Со стреловидным (36 град.) крылом, автоматическими предкрылками, ТРД тягой 18 кН
NA-151	F-86A-1 Sabre (P-86A-1-NA, наименование дано в марте 1949 г.)	J47-GE-7	1948	1949	Со стрелковым прицелом Mk 18, ТРД тягой 2360 кгс (23,1 кН), 2 тормозными щитками вместо 3, 6 12,7-мм пулемётами Browning M3 (по 267 патронов). Серия в North American, Инглвуд (Калифорния), 33

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
NA-152	F-86A-5-NA (F-86B)	J47-GE-7 или J79-GE-13		1949	С увеличенным фюзеляжем и усиленным шасси. Построено 188 самолётов (48-129/316)
NA-161	F-86A-5-NA	J47-GE-7 или J79-GE-13		1949	С новым козырьком фонаря из бронестекла, подкрыльевыми узлами для подвески бомб и топливных баков, обогревателем отсека вооружения, без автоматических створок выброса гильз. Серия по декабрь 1950 г., 333 (49-1007 / 1339) самолёта
NA-167	F-86J	Avro Orenda	1954	-	Опытный самолёт с канадским ТРД, 1 машина (переоборудованный F-86A-5-NA № 49-1069)
	F-86A-6	J79-GE-13			С РЛ дальномером AN/APG-5C
	F-86A-7	J79-GE-13			С РЛ дальномером AN/APG-30
	RF-86A	J79-GE-13			Фоторазведчик (без вооружения или с 2 нижними пулемётами, 2 АФА К-24). Переоборудованы 11 F-86A
Honeybucket, Ashtray	F-86C (YF-93A)	Pratt&Whitney J48-P-1 или J48-P-6	1950	-	Дальний истребитель сопровождения. Опытный, 2 машины (48-317/318), North American, Инглвуд (Калифорния). С увеличенным фюзеляжем, боковыми воздухозаборниками, РЛС SCR-720, ТРДФ тягой 2834/3628 (J48-P-6 - 2722/3970) кгс, 6 20-мм пушками (не устанавливались)
NA-157	F-93A	J48-P-1 или J48-P-6	-	-	Серийный вариант. Не реализован (предполагалось построить 236 самолётов)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
NA-166	YF-86D-NA (F-95A)	J47-GE-17 или J47-GE-33	1949	-	Истребитель-перехватчик. Опытный, 2 машины (50-577/578) в 1949 г., North American, Инглвуд (Калифорния). С увеличенным фюзеляжем, СУО Hughes E-3, РЛС Hughes AN/APG-36 над воздухозаборником, 24 70-мм НАР Mighty Mouse во внутрифюзеляжной платформе под воздухозаборником (без стрелкового вооружения), ТРДФ тягой 2270/3015 (J47-GE-17) или 2515/3470 (J47GE-33) кгс
NA-164	F-86D-1-NA Sabre Dog	J47-GE-17		1951	Серия с марта 1951 г. в North American, Инглвуд (Калифорния), 36 самолётов (50-455/576 и др.). Всего в 1949-54 гг. в North American, Инглвуд (Калифорния) изготовлены 2448 (по другим данным – 2504) F-86D различных вариантов (включая опытные)
NA-165	F-86D-5-NA	J47-GE-17			Построено 26 самолётов (50-492/517)
	F-86D-10-NA	J47-GE-17			Построено 36 самолётов (50-518/553)
	F-86D-15-NA	J47-GE-17			Построено 54 самолёта (50-554/576, 50-704/734)
	F-86D-20-NA	J47-GE-17			Построено 188 самолётов (51-2944/3131). Позже все самолёты переоборудованы в F-86L
NA-177	F-86D-25-NA	J47-GE-17			Построено 88 самолётов (51-5857/5944)
	F-86D-30-NA	J47-GE-17			Построено 200 самолётов (51-5945/6144)
NA-173	F-86D-35-NA	J47-GE-17			Построено 349 самолётов (51-6145/6262, 51-8274/8505)
	F-86D-40-NA	J47-GE-17			Построено 299 самолётов

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	F-86D-45-NA	J47-GE-17			Построено 299 самолётов
NA-190	F-86D-50-NA	J47-GE-17			Построено 299 самолётов
	F-86D-55-NA	J47-GE-17			Построено 225 самолётов (53-0557/0781)
NA-201	F-86D-60-NA	J47-GE-17A/B			Построено 399 самолётов (53-0782/1071, 53-3675/3710 – позже все переоборудованы в F-86L, 53-4018/4090 – позже все переоборудованы в F-86L)
	F-86E-1-NA	J79-GE-13 или J79-GE-15	1950	1951	Начало работ – 1949 г. С цельноповоротным стабилизатором, 6 пулемётами М3 (по 300 патронов). Серия в North American, Инглвуд (Калифорния), 60 самолётов (50-579/638). Всего изготовлено 456 (по другим данным – 336 с декабря 1952 по апрель 1952 г.) F-86E различных вариантов
NA-170	F-86E-5-NA	J79-GE-13/15			Построен 51 самолёт (50-639/689)
NA-170	F-86E-10-NA	J79-GE-13/15			Построено 132 самолёта (51-2718/2849)
NA-172	F-86E-15-NA	J79-GE-13/15			С 2 подвесными топливными баками по 760 л. Построено 93 самолёта (51-12977/13069)
NA-172	CL-13 Sabre Mk 1	Avro Orenda	1953		Лицензионный на базе F-86A-5 (Canadair Ltd). Изготовлен 1 самолёт ((RCAF) 19101)
	CL-13 Sabre Mk 2 (F-86E-6-CAN)	Avro Orenda			Лицензионный F-86E-1 (Канада). Изготовлено 350 самолётов ((RCAF) 19201/19452), из них 60 в 1951 г. переданы ВВС США (F-86E-6-CAN)
	CL-13 Sabre Mk 3	Avro Orenda			С ТРД тягой 2724 кгс. Изготовлен 1 самолёт

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	CL-13 Sabre Mk 4 (F-86E-6)	Avro Orenda			Лицензионный F-86E-10 (Канада). Изготовлено 438 самолётов ((RCAF) 19453/19890: из них 428 поставлены в Великобританию (Sabre F.4), 60 – в США, 52-10117/10236)
	F-86E	J47-GE-27	-	-	С более мощным ТРДФ. Не реализован (планировалось построить 184 самолёта)
NA-178	F-86E(M)	J47-GE-13/5	1956		Модернизированные F-86 и Sabre Mk 2 для продажи в странах НАТО, переоборудовано 302 самолёта
	F-86F-1-NA	J47-GE-27	1952		С 4 подкрыльевыми узлами подвески, ТРД тягой 2680 (26,3 кН) кгс, сбрасываемыми ПТБ. Серия в North American, Инглвуд (Калифорния), 78 самолётов (51-2850/2927). Всего изготовлено 2239 F-86F в различных вариациях (по другим данным – 2227), из них в North American, Инглвуд (Калифорния) – 1539, North American, Колумбус (Огайо) – 700
NA-172	F-86F-2	J47-GE-27			С 20-мм пушками T-160. Переоборудованы 6 F-86F-1 (51-2855, 2861, 2867, 2868, 2884, 2900) и 4 F-86F-10 (51-2803, 2819, 2826, 2836)
NA-172 (Gunval)	F-86F-3	J47-GE-27			С 4 20-мм пушками Oerlicon. Переоборудованы два F-86F-1 (51-2916, 2926)
NA-172 (Gunval)	F-86F-5-NA	J47-GE-27			Построено 16 самолётов (51-2928/2943)
NA-172	F-86F-10-NA	J47-GE-27			С новым прицелом A-4. Построено 34 самолёта (51-12936/12969)
NA-172	F-86F-15-NA	J47-GE-27			Построено 6 самолётов (51-12970/12976)
NA-172	F-86F-20-NH	J47-GE-27			Построено 100 самолётов (51-13070/13169)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
NA-176	F-86F-25-NH	J47-GE-27			С новым крылом "6-3" (с увеличенной хордой крыла в корне на 6 дюймов и 3 дюйма на конце, без предкрылков). Построен 341 (по другим данным – 598) самолёт (51-13170/13510)
NA-176	F-86F-30-NA	J47-GE-27			С новым крылом "6-3". Построено 858 самолётов
NA-191	F-86F-35-NA	J47-GE-27			С системой LABS (Low Altitude Bombing System) для бомбометания с малых высот, ядерной бомбой Mk 7 или Mk12. Изготовлено 263 самолёта (53-1072/1335)
NA-191, NA-202	F-86F-26	J47-GE-27			Модернизированный
NA-193	F-86F-40-NA	J79-GE-27			С удлинённым на 30,5 см крылом и предкрылками. Построено 280 самолётов (55-3816/4030, 55-4983/5047)
NA-227	F-86F-40-NA	J79-GE-27			Построено 70 самолётов
NA-231	F-86F-40-NA	J79-GE-27			Построено 110 самолётов
NA-238	F-86F-40-NA	J79-GE-27			Построено 120 самолётов
NA-256	F-86F-40-NA	J79-GE-27			Экспортный (Япония). Построено 300 (по другим данным – 340) самолётов (110 – 56-2773/2882, 110 – 56-2773/2882, 120 – 57-6338/6457: собраны в Mitsubishi)
	RF-86F	J79-GE-27	1953		Фоторазведчик. Переоборудованы 35 F-86F-30: для ВВС США – 18, Кореи – 10, Тайваня - 7
Haymaker	CL-13A Sabre Mk 5	Avro Orenda 10	1953		Лицензионный (Канада). С ТРДФ тягой 2885 кгс (28,3 кН). Серия с 1953 г., 370 самолётов ((RCAF) 23001/23370, из них 75 поставлены в Германию)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	CL-13B Sabre Mk 6	Avro Orenda 14	1954		Лицензионный F-86F-10 (Канада). С ТРДФ тягой 3300 кгс (32,7 кН). Изготовлено 655 самолётов: из них 390 в RCAF (23371/23760), 255 – в Германию, 6 – в Колумбию, 34 – в ЮАР
	CA-26 Avon Sabre	Avon 20	1953		Лицензионный, на базе F-86F (Commonwealth Aircraft Corp., Австралия). 1 машина (1428, (RAAF) A94-101)
	CA-27 Avon Sabre Mk 30	Avon 20	1954		Построено 22 самолёта (CA27-1/22, (RAAF) A94-901/A-94-922). Всего изготовлено 111 самолётов CA-27
	CA-27 Avon Sabre Mk 31	Avon 20			Построено 20 самолётов (CA27-23/42, (RAAF))
	CA-27 Avon Sabre Mk 32	Avon 26			Построено 69 самолётов (CA27-91/111, (RAAF) A94-351/A94-371)
	TF-86F	J79-GE-27	1954	-	Двухместный учебный самолёт. Опытный, 2 машины (переоборудованные F-86F 52-5616 и 53-1228). С удлинённым на 1,6 м фюзеляжем, на 20 см передвинутым крылом, 2 12,7-мм пулемётами. Работы прекращены в 1955 г. в пользу F-100F
NA-204, NA-216	F-86G	J47-GE-17B			С форсированным ТРД. 406 самолётов F-86D
	YF-86H-1-NA	J79-GE-3	1953	-	Многоцелевой истребитель. Опытный, 2 машины (52-1975/1976) North American, Инглвуд (Калифорния). С ТРД тягой 4045 кгс (39,7 кН), крылом "6-3", увеличенным килем, уменьшенной площадью руля направления, удлинённой и перемещённой вперёд передней стойкой шасси, фонарём F-86D, 6 12,7-мм пулемётами, объём ВТБ уменьшен до 2127 л

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
NA-187	F-86H-1-NA	J79-GE-3	1953	1954	Серия в North American, Колумбус (Огайо), 112 самолётов (52-1977/2088). Всего с января 1954 г. по апрель 1956 г. в North American, Колумбус (Огайо) изготовлено 473 самолёта.
	YF-86H-5-NA	J79-GE-3			С 4 20-мм пушками М39 (по 200 снарядов). Построено 36 самолётов (52-2089/2124)
	F-86H-5-NH	J79-GE-3			Построено 25 самолётов (52-5729/5723)
	F-86H-10-NH	J79-GE-3			С 4 20-мм пушками М39 (по 200 снарядов). Боевая нагрузка – 900 кг. Построено 300 самолётов (53-1229/1528)
NA-203	YF-86K	J47-GE-17B	1954	-	Истребитель-перехватчик с удлинённым фюзеляжем, СУО North American MG-4, РЛС AN/APG-36, 4 20-мм пушками Pontiac M24A1 (по 132 снаряда), ТРДФ тягой 2461/3620 кгс, крылом с предкрылками. Опытный, 2 машины (52-3630, 52-3804), North American, Инглвуд (Калифорния)
NA-207	F-86K	J47-GE-17B			Экспортный (Италия). Построено 50 самолётов (53-8273/8322, собраны в Fiat)
NA-222	F-86K-13-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Норвегия). Построено 2 самолёта (54-1231/1232), North American, Фресно (Калифорния)
NA-213	F-86K-14-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Норвегия, Нидерланды). Построено 6 самолётов (54-1233/1234 – Норвегия, 54-1235/1238 – Нидерланды), North American, Фресно (Калифорния)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	F-86K-15-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Нидерланды, Норвегия). Построено 12 самолётов (54-1239/1250: 54-1239, 12411244, 1246, 1249, 1250 – Нидерланды, 54-1240, 1242, 1243, 1245, 1247, 1248 – Норвегия), North American, Фресно (Калифорния)
	F-86K-17-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Норвегия, Нидерланды). Построено 25 самолётов (54-1251/1275: Норвегия – 12, Нидерланды – 13), North American, Фресно (Калифорния)
	F-86K-18-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Нидерланды, Норвегия). Построено 25 самолётов (54-1276/1300: Нидерланды – 12, Норвегия – 13), North American, Фресно (Калифорния)
	F-86K	J47-GE-17B			Экспортный (Италия, Франция, Германия, Норвегия, Нидерланды). Построено 126 самолётов (55-4811/4936: собраны в Fiat)
NA-221	F-86K	J47-GE-17B			Экспортный (Германия). Построено 45 самолётов (56-4116/4160: собраны в Fiat)
NA-242	F-86L Sabrejet	J47-GE-33		1956	Истребитель-перехватчик. Переоборудованные в 1956-58 гг. F-86D, 981 самолёт (по другим данным – 827). С усовершенствованным БРЭО, удлинённым крылом, ТРДФ тягой 2517/3470 кгс
Follow on	DF-86A	J47-GE-7 или J79-GE-13			Самолёт управления БЛА (переоборудованные F-86A)
	QF-86E	1xAvro Orenda 10			Самолёт-мишень (переоборудованные Sabre Mk. 5 для U.S. Army), 1975-96 гг.
	QF-86F	J79-GE-27			Самолёт-мишень (около 50 переоборудованных F-86F, U.S. Navy), 1981 г.

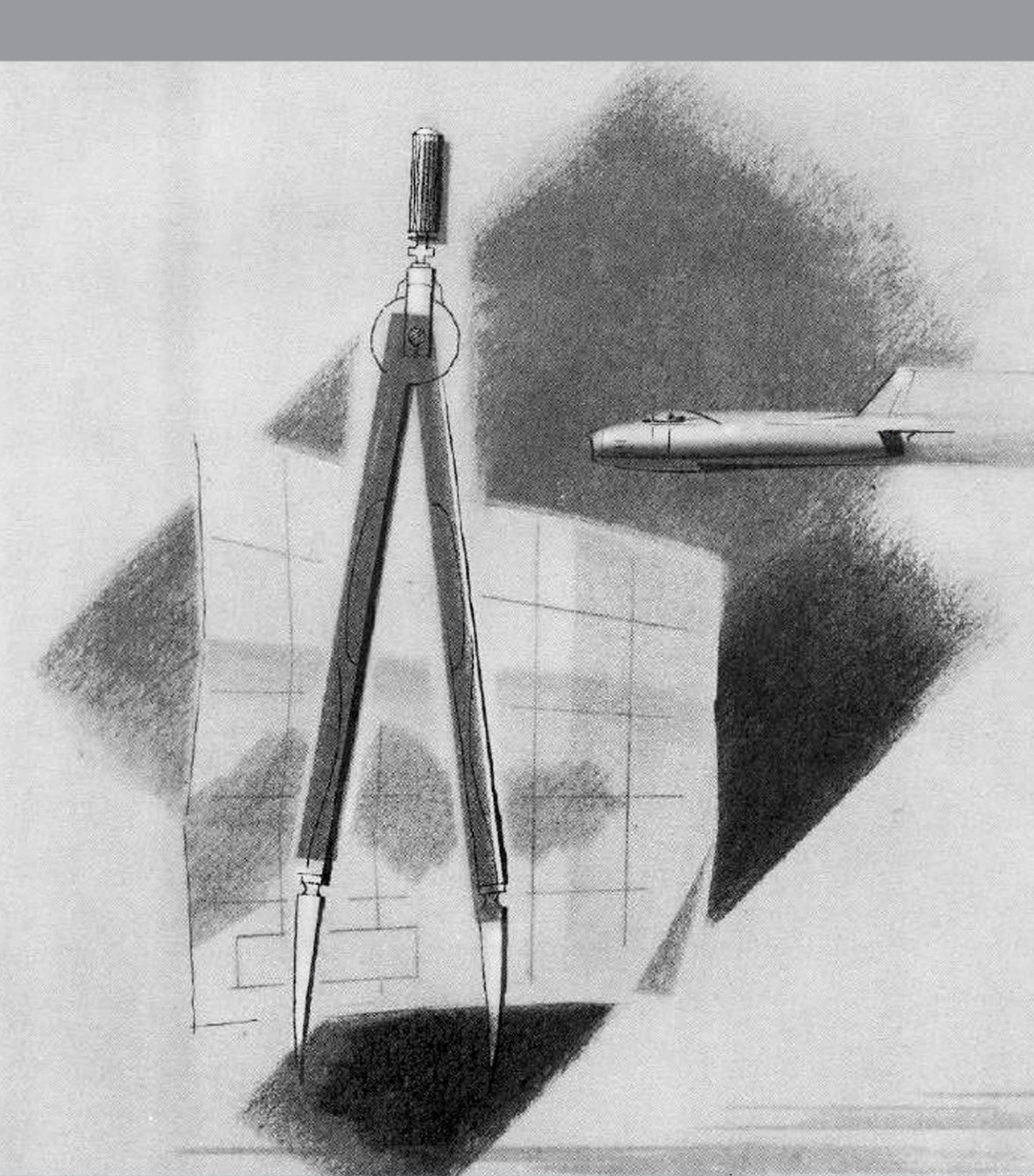
Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	QF-86H	J79-GE-3			Самолёт-мишень (29, по другим данным – 31, переоборудованных F-86H, U.S. Naval Weapon Center), 1972 г.

Самолёт F-86 Sabre всех модификаций экспортировался более чем в 30 стран мира.

Таблица 1.2

Страна	Количество экспортированных самолётов
Великобритания	3 CL-13 Mk 2, 428 CL-13 Mk.4 (Sabre F.4) в 1952-53 гг.
Турция	102 CL-13 Mk 2 в 1954-58 гг., 12 F-86F в 1958 г., 50 F-86D, 40 F-86K
Тайвань	около 160 F-86F-1-NA/F-30-NA в 1954-56 гг., 320 F-86F в 1958 г., 7 RF-86F в 1958 г., 18 F-86D
Греция	100-110 CL-13 Mk 2 в 1954 г., 50 F-86D в 1958 г.
ЮАР	22 F-86F-40 в 1950-е гг., 34 CL-13 Sabre Mk 6 в 1954-56 гг.
Бельгия	5 F-86F в 1955 г.
Нидерланды	63 F-86K (из них 6 итальянской сборки) в 1955-56 гг.
Норвегия	64 F-86K в 1955-56 гг., 115 F-86F в 1957-58 гг.
Испания	270 F-86F-20/25/30 в 1955-58 гг. (в ходе эксплуатации модернизированы по стандарту F-86F-40)
Италия	63 (по другим данным – 120) F-86K, 179 бывших английских Sabre F.4 – F-86E(M)
Бельгия	5 F-86F-25 в 1955 г.
Япония	180 F-86F в 1955-57 гг., 122 F-86D-25/30/35 в 1958-62 гг.
Корея	102 F-86F в 1955-58 гг., 10 RF-86F в 1958 г., 40 F-86D
Перу	26 F-86F-25 в 1955 г.
Венесуэла	30 F-86F и 74 F-86K итальянской сборки в 1955-60 гг., 51 бывший немецкий F-86K
Франция	62 F-86K итальянской сборки в 1956-57 гг.
Пакистан	102 F-86F-35/40 в 1956-58 гг. (по другим данным – с 1954 г.), 90 CL-13 Sabre Mk 6 в 1966 г. (из Германии через Иран)
Колумбия	6 SL-13B Mk 6 в 1956 г., 2 бывших испанских F-86F и 1 бывший американский F-86F
Германия	75 CL-13A Sabre Mk 5 в 1957 г., 255 CL-13B Sabre Mk 6 в 1959 г., 88 F-86K в 1957-58 гг. итальянской сборки
Филиппины	40 F-86F-25/30/35 бывших тайландских ВВС в 1957-58 гг., 20 F-86D в 1958 г.
Дания	58 F-86D в 1958-60 гг.
Португалия	50 F-86F в 1958 г., 15 бывших немецких CL-13B Mk 6, несколько бывших норвежских в 1968-69 гг.
Саудовская Аравия	16 F-86F в 1958 г., 3 бывших норвежских в 1966 г.
Ирак	5 F-86F в 1958 г. (впоследствии переданы Пакистану)

Страна	Количество экспортированных самолётов
Иран	F-86F
Эфиопия	14 (по другим данным – 25) F-86F в 1960 г.
Югославия	130 F-86D в 1961 г., 121 бывший английский Sabre F.4 – F-86E(M)
Аргентина	28 F-86F в 1961 г.
Таиланд	40 F-86F в 1961-62 гг., F-86L
Тунис	15 F-86F в 1969 г.
Гондурас	8 бывших югославских CL-13 Mk 2, 14 F-86F, 5 бывших венесуэльских F-86K в 1969 г.
Малайзия	18 CA-27 в 1969 г.
Бангладеш	5 бывших корейских SL-13 Sabre Mk 6 в 1971 г.
Бирма	12 бывших пакистанских CL-13 Mk 6 в 1970-е гг.
Боливия	10 бывших венесуэльских F-86A в 1973 г.
Индонезия	18 CA-27 в 1973 г., 5 бывших малазийских CA-27 в 1975 г.



2

**ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ И
ОСНОВНЫЕ ТТД**

2. ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ

Основное предназначение самолёта – завоевание превосходства в воздухе (в дневных условиях), однако он может применяться и в качестве ударного самолёта.

2.1. Основные данные самолёта

F-86F является одноместным, манёвренным дневным истребителем, оснащённым реактивным двигателем с осевым компрессором. Данный самолёт нормальной аэродинамической схемы со стреловидным крылом имеет трёхстоечное убирающееся шасси с носовой поворотной стойкой, закрылки и воздушный тормоз, установленный на фюзеляже. Элероны и горизонтальное оперение оснащены гидравлическими усилителями. Для обеспечения пилоту естественных ощущений при пилотировании в каналы крена и тангажа установлен пружинно-загрузочный механизм.

Таблица 2.1 Основные данные

Характеристика	Единица	Значение
Экипаж		1
Основные тактико-технические характеристики		
Максимальный взлётный вес	фунт/кг	20611 / 9348
Вес пустого	фунт/кг	11125 / 5046
Полезная нагрузка (с массой пилота 230 фунтов)	фунт/кг	6607 / 2996
Нормальный взлётный вес (в основном варианте оснащения)	фунт/кг	15175 / 6883
Количество топлива на борту (JP-4, 0,778 кг/л)	фунт/галлон // кг/л	2 826/435 // 1282 /1647
Удельный расход топлива (для условий высоты 30 000 футов, приборной скорости (CAS) 192 узлов, оборотов 74%, взлётного веса 12 296-15 138 фунтов)	фунт/ч // кг/ч	~1 150 / 522
Крейсерская скорость (для достижения максимальной дальности полёта при условии высоты 35 000 футов, оборотов 78%, взлётного веса 12 296-15 138 фунтов)	узлы / км/ч	260 / 482
Максимальная скорость на уровне моря	узлы / км/ч	600 / 1111
Максимальная скорость на высоте 33 000 футов	узлы / км/ч	313 / 580
Практический потолок (для веса 14 000 фунтов)	фут / м	52000 / 15850
Максимальная скороподъёмность	м/мин	2835
Максимальная дальность	мор. миля /км	1395 / 2584

Характеристика	Единица	Значение
Размеры		
Длина	фут-дюйм / м	37'6" / 11430
Размах крыла	фут-дюйм / м	39'1" / 11913
Высота по киллю	фут-дюйм / м	14'9" / 4496
Высота по кабине	фут-дюйм / м	9'4" / 2850
Стреловидность крыла, °	градусы	35
Колея шасси	фут-дюйм / м	8'5" / 2560
База шасси	фут-дюйм / м	15'1" / 4600
Вооружение		
Пулемёты: калибра 12,7-мм Colt-Browning M3	пулемётов x снарядов	6 x 300 (для каждого)
Бомбы M64A1	кол-во x калибр (фунт)	2 x 500
НАР типа HVAR	кол-во x калибр (фунт)	16 x 5-дюйм. (2144 фунт на 16 HVAR)

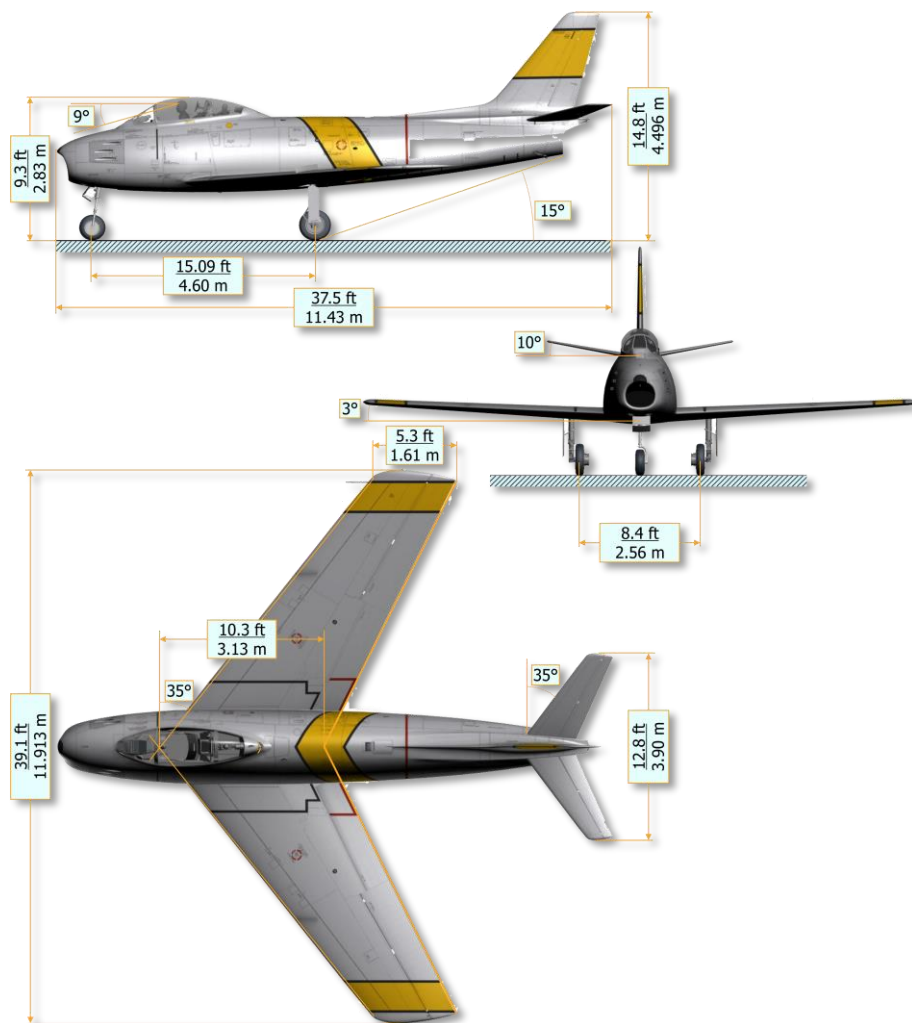
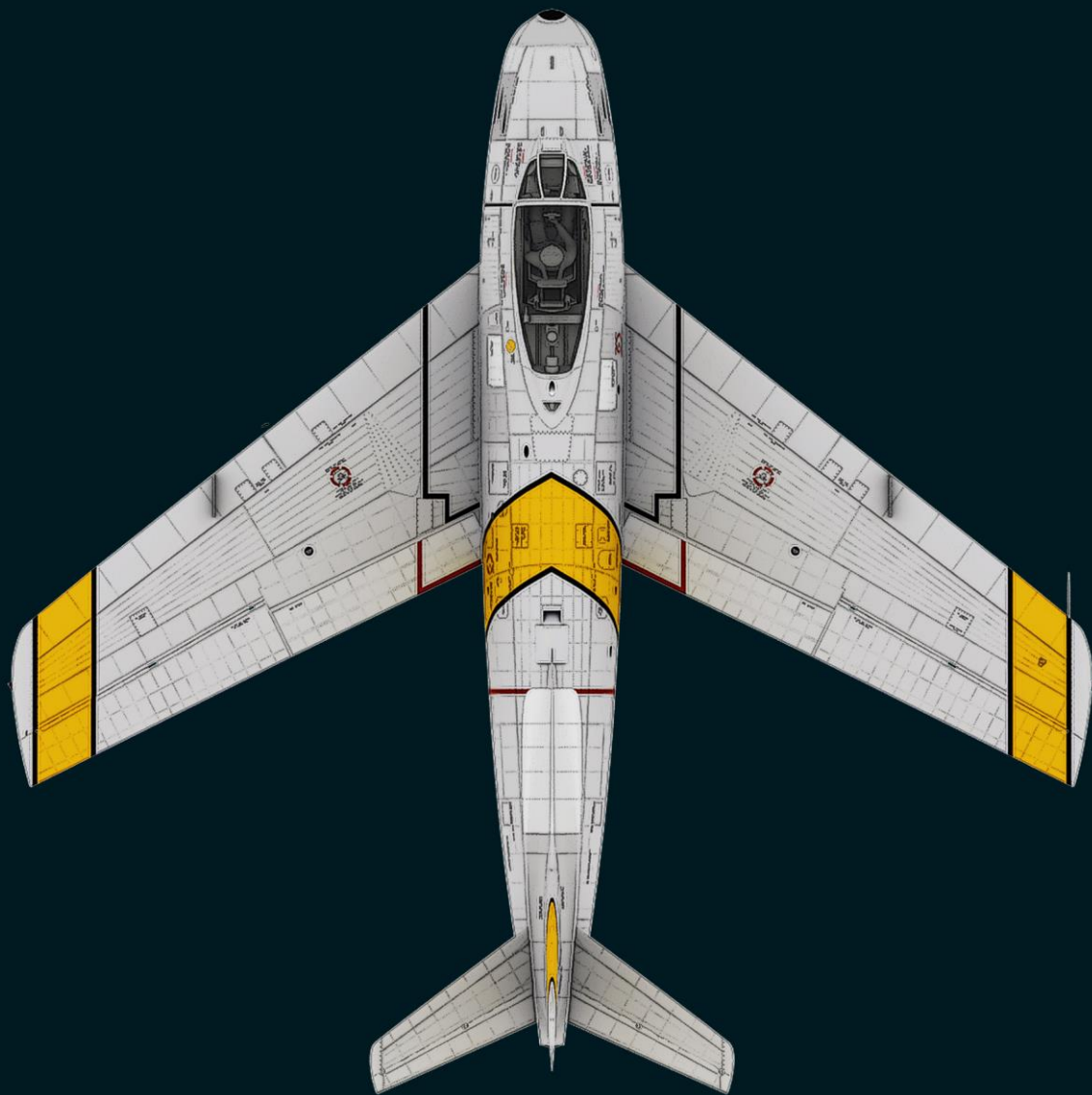


Рис. 2.1. Геометрические данные F-86F



3

**КОНСТРУКЦІЯ
САМОЛІТА І ДВИГАТЕЛЯ**

3. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЁТА И ДВИГАТЕЛЯ

3.1. Конструкция самолёта

F-86F представляет собой цельнометаллический, одноместный, однодвигательный реактивный истребитель со стреловидным крылом.

3.1.1. Фюзеляж

Фюзеляж типа полумонокок. Конструктивно фюзеляж разделён на две части – носовую и хвостовую. В носовой части фюзеляжа размещены: воздухозаборник, отсеки электронного оборудования и вооружения, герметическая кабина лётчика, закабинный отсек радиооборудования, передний и задний топливные баки. Двигатель закрепляется на цапфах силовых шпангоутов носовой части фюзеляжа. Канал воздухозаборника огибает кабину пилота снизу.

На верхней кромке воздухозаборника, под радиопрозрачным обтекателем, устанавливается антенна радиодальномера. На нижней кромке воздухозаборника – камера кинофотопулемёта.

В отсеке оборудования, перед кабиной пилота, размещается аккумулятор, блоки радиодальномера, вычислитель прицела, радиостанция и кислородные баллоны.

За носовым отсеком оборудования находится гермокабина пилота, закрытая фонарём каплевидной формы. Задняя часть фонаря при открывании сдвигается назад. Катапультируемое кресло обеспечивает безопасное покидание самолёта на скоростях более 170 км/ч, в диапазоне высот от 100 м до практического потолка самолёта (в игре реализовано типовое катапультное кресло с возможностью покидания на скорости 0 км/ч и высоте 0 м).

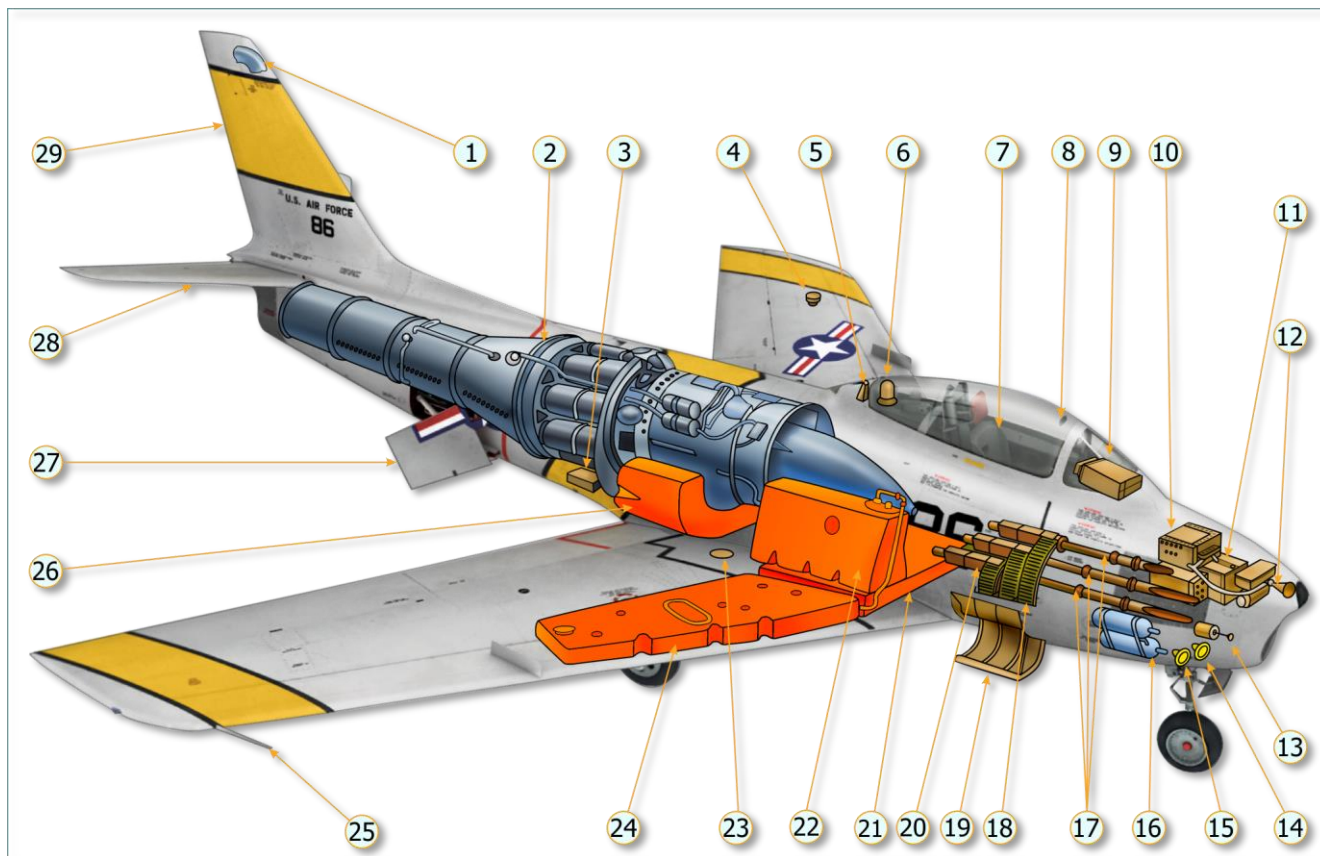


Рис. 3.1. Общая компоновка F-86F

1. Радиоантенна
2. Двигатель J47-GE-27
3. Радиоотсек
4. Магнитный датчик курса
5. Антенна радиокompаса
6. Рамочная антенна радиокompаса
7. Катапультируемое кресло
8. Зеркало заднего вида
9. Авиационный прицел
10. Оборудование радиодальномера
11. Аккумулятор
12. Антенна радиодальномера
13. Кинофотопулемёт
14. Посадочно-рулѐжная фара
15. Посадочная фара
16. Кислородные баллоны
17. Стволы пулемѐтов
18. Пулемѐтная лента
19. Дверца отсека боеприпасов
20. Пулемѐты
21. Передний нижний топливный бак
22. Передний верхний топливный бак
23. Антенна системы опознавания
24. Крыльевой топливный бак
25. Трубка Пито (ПВД)
26. Задний топливный бак
27. Воздушный тормоз
28. Стабилизатор
29. Киль

За креслом пилота находится рамочная антенна радиокompаса и отсек радиооборудования. Ниже размещается передний фюзеляжный топливный бак. За ним стоит второй топливный бак. Общая ёмкость баков 1647 литров. Справа и слева от кабины находятся отсеки вооружения, закрытые быстросъёмными панелями.

Удлинительная труба двигателя проходит через всю хвостовую часть самолѐта. Сверху над фюзеляжем устанавливаются киль и стабилизатор. На правом и левом борту хвостовой части установлены тормозные щитки. На левую сторону хвостового отсека выведена дренажная труба топливной системы.

3.1.2. Крыло

Крыло самолѐта двухлонжеронное, стреловидной формы. Стреловидность по передней кромке 35°. Относительная толщина крыла в корневой части 11 %, в концевой части 10 %.

В центроплане крыла, в межлонжеронном пространстве, размещается крыльевой топливный бак. По задней кромке крыла, с внешней стороны, находятся элероны, Рис. 3.2:



Рис. 3.2. Элероны

С внутренней (ближе к фюзеляжу) стороны размещены закрылки. На законцовке правой консоли крыла крепится штанга ПВД. Снизу крыла устанавливаются пилоны, на которые можно подвешивать подвесные топливные баки или бомбы различного калибра.

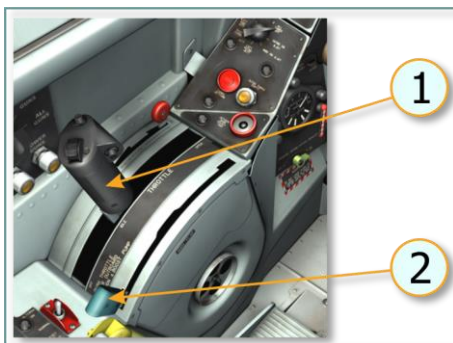
3.1.3. Закрылки

Закрылки располагаются на задней кромке каждого полукрыла, ближе к фюзеляжу (Рис. 3.3).



Рис. 3.3. Закрылки F-86F

Управление закрывками осуществляется из кабины пилота, при помощи рычага управления на левом пульте, справа от ручки управления двигателем.



1. Рычаг управления двигателем (РУД)
2. Рычаг управления закрывками |F|

Система управления закрывками электрическая и запитана на аккумуляторную шину.

Каждый закрывок имеет индивидуальный электродвигатель. Управляющие контуры электродвигателей электрически взаимосвязаны.

Исполнительные механизмы управления закрылками механически связаны между собой.

Такая схема позволяет выпустить (убрать) оба закрылка при отказе электрической цепи одного из двигателей, либо выпустить (убрать) оба закрылка при отказе одного из двигателей, а также предотвращает несинхронную уборку и выпуск закрылков.

При выпуске или уборке закрылков рычаг управления закрылками устанавливается в одно из крайних положений: вперёд или назад.

Есть возможность выпустить (убрать) закрылки не полностью, установив рычаг управления закрылками в промежуточное положение (выпуск |Shift + F|, уборка |Ctrl + F|). При нажатии и удержании сочетания клавиш закрылки выпускаются или убираются. При отпускании клавиш закрылки останавливаются.

Примечание. В кабине пилота индикатор положения закрылков отсутствует.

3.1.4. Тормозные щитки (воздушный тормоз)

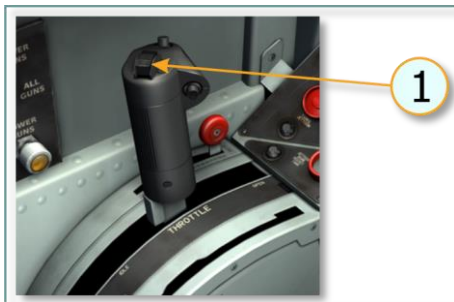
Тормозные щитки (ТЩ) установлены с обеих сторон задней части фюзеляжа ниже горизонтального оперения.



Рис. 3.4. Тормозные щитки выпущены

Выпуск и уборка ТЩ осуществляется общей гидросистемой и управляется из кабины пилота трёхпозиционным переключателем с фиксированными

положениями IN-HOLD-OUT (уборка – нейтральное положение (удержание) – выпуск) на ручке управления двигателем.

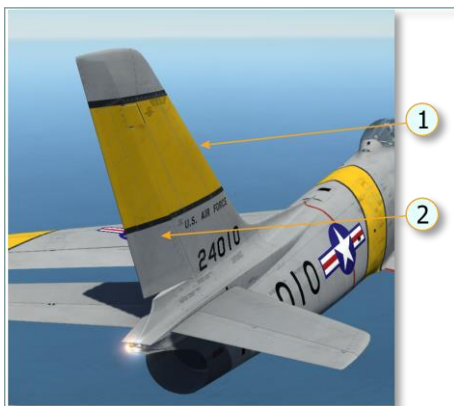


1. Переключатель положений тормозных щитков [B]

При этом надо учитывать, что полный выпуск ТЩ осуществляется примерно за 2 секунды, а уборка – примерно за 2,5 секунды. При управлении щитками и во время их уборки/выпуска установкой переключателя в нейтральное положение возможна фиксация щитков в промежуточном положении.

3.1.5. Хвостовое оперение

Хвостовое оперение однокилевое, стреловидной формы. *ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ* состоит из кия с рулём направления.

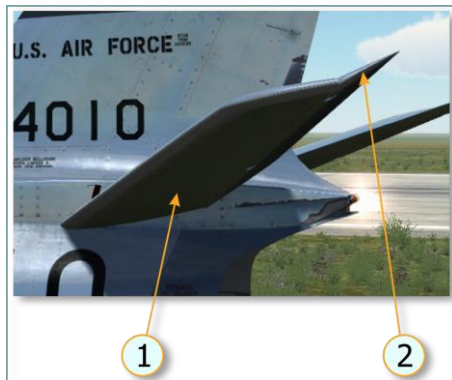


1. Киль
2. Руль направления (РН)
[Z], [X])

Рис. 3.5. Вертикальное оперение

На руле направления установлен триммер. [Руль направления является элементом системы управления.](#)

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ включает стабилизатор и руль высоты.



1. Стабилизатор
2. Руль высоты ↓, |↑

Рис. 3.6. Горизонтальное оперение

Стабилизатор отклоняется в диапазоне от $+6^\circ$ до -10° . Управление всеми рулевыми поверхностями жёсткое. [Стабилизатор является элементом системы управления.](#)

3.1.6. Шасси

Шасси – трёхстоечное. Передняя стойка шасси закрепляется на первом силовом шпангоуте фюзеляжа. При рулении колесо носовой стойки управляемое и разворачивается механизмом поворота |S|.



Уборка передней стойки осуществляется в нишу, расположенную в нижней части фюзеляжа. При этом колесо разворачивается на 90° по

полёту. Основное шасси установлено снизу крыла. Уборка осуществляется в нише центроплана. Уборка и выпуск шасси осуществляется гидравлическим приводом от [общей гидросистемы](#). Тормоза колёс гидравлические, колодочного типа.

3.1.7. Фонарь кабины

Общее описание

Привод открывания кабины подключён к первичной шине, если есть внешнее электропитание. Кабина может открываться в штатном режиме как изнутри, так и снаружи (эта функция в игре не используется).

Герметизация кабины

Герметизация кабины обеспечивается наддувом воздуха (см. [5.8](#)) из-за компрессора двигателя. При открывании фонаря кабины наддув автоматически отключается.

Органы управления фонарём кабины

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ОТКРЫТИЯ/ЗАКРЫТИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ. Установлен спереди слева:

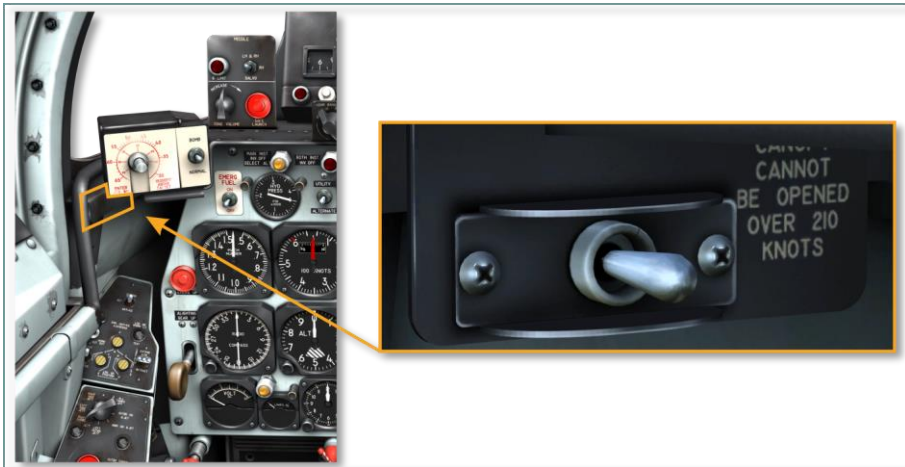


Рис. 3.7. Электрический переключатель открытия/закрытия фонаря кабины

Для закрытия фонаря необходимо переключатель нажать вперёд |LCtrl + C| или кликнуть правой кнопкой мыши (**RClick**). Центральное положение этого переключателя блокирует фонарь в текущем положении.



Рис. 3.8. Закрытый (слева) и открытый (справа) фонарь кабины

РУЧКА РАСЦЕПЛЕНИЯ ЗАМКА ФОНАРЯ КАБИНЫ. Нет необходимости использовать игроком. Расположена на аварийной панели по центру снизу.

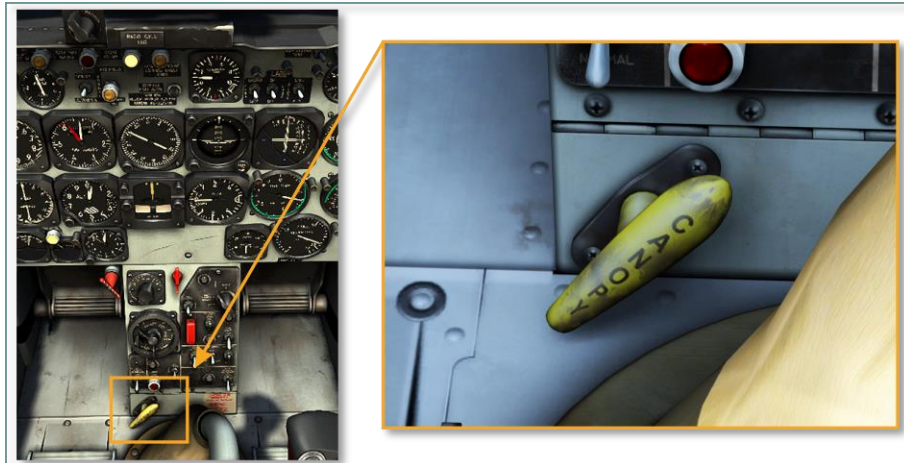


Рис. 3.9. Ручка расцепления фонаря

Служит только для расцепления замка на земле, если не работает электрический переключатель открытия/закрытия фонаря кабины. Если

дёрнуть за ручку **|RAIt + C|**, то вытянется стопорный тросик (и затем кабину можно открыть руками **|LShift + C|**, хотя для игры этого делать пока что нет необходимости). И если этой ручкой воспользоваться, то тогда не будет работать открывание фонаря от электропереключателя открытия/закрытия фонаря кабины. Эта ручка не сбрасывает фонарь кабины.

РУЧКА АВАРИЙНОГО ОТКРЫТИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ (не моделируется). Установлена с правой стороны на уровне плеч лётчика. Используется если только не удаётся открыть кабину электрическим переключателем открытия/закрытия фонаря кабины.

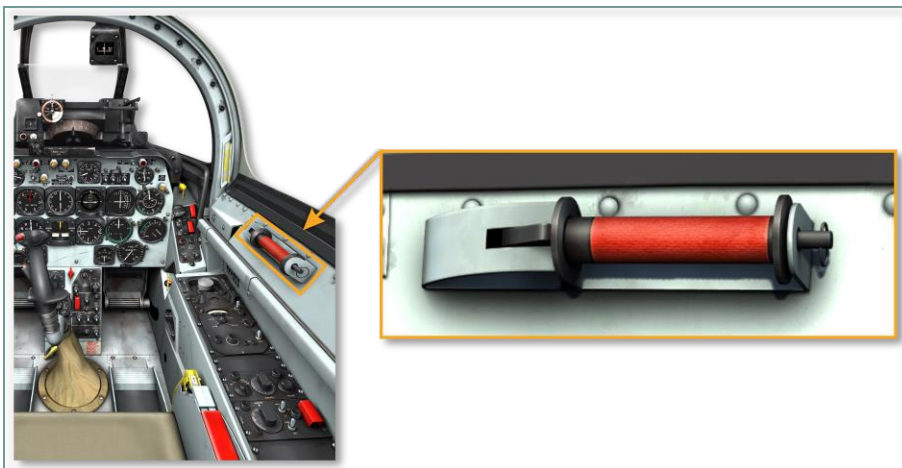


Рис. 3.10. Ручка ручного открытия фонаря кабины (не моделируется)

СБРОС ФОНАРЯ ВО ВРЕМЯ КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ **|LCtrl + E + E + E|**.

Когда игрок нажимает на **|LCtrl + E + E + E|**, осуществляется катапультирование пилота. Фонарь во время этого сбрасывается автоматически, немного опережая выход кресла из кабины.

АЛЬТЕРНАТИВНАЯ РУЧКА АВАРИЙНОГО СБРОСА ФОНАРЯ, [Рис. 3.11](#). Применяется, если необходимо отстрелить фонарь кабины без катапультирования кресла **|LCtrl + LShift + C|**. Практического применения в игре не имеет.



Рис. 3.11. Альтернативная ручка аварийного сброса фонаря

3.2. Двигатель и связанные системы

3.2.1. Общая компоновка

Силовая установка самолёта включает турбореактивный двигатель J47-GE-27 фирмы General Electric со статической тягой около 2760 кгс (6090 фунтов-силы) и обеспечивающие системы, в которые входят: система топливной автоматики, топливная система, масляная система и противопожарная система.

В носовой части фюзеляжа самолёта расположен воздухозаборник. По нему и поступает воздух к двигателю, проходя по воздушному каналу под кабиной пилота. Далее воздух направляется в осевой компрессор, где и сжимается в 12 этапов. Сжатый воздух поступает в восьмисекционную камеру сгорания, смешиваясь с распылённым топливом.

Сгорание этой смеси происходит непрерывно во время работы двигателя после запуска. Из камеры сгорания горячие газы проходят через одноступенчатую турбину и попадают в выходной аппарат (сопло) в виде расширяющейся трубы. 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 систем двигателя.

Таблица 3.1 Основные данные двигателя

Основные данные двигателя J47-GE-27	
Максимальная тяга, килограмм-силы/фунтов-силы на максимальных оборотах	2760/6090 при 7950 об/мин
Компрессор	12-ступенчатый осевой
Турбина	Осевая одноступенчатая
Степень сжатия компрессора	5,35
Максимальная температура газов, К	1170
Длина, дюйм/мм	145 / 3700
Диаметр, дюйм/мм	36,75 / 933
Сухой вес, фунт/кг	2554 / 1158
Ресурс, ч	200

3.2.2. Схема двигателя

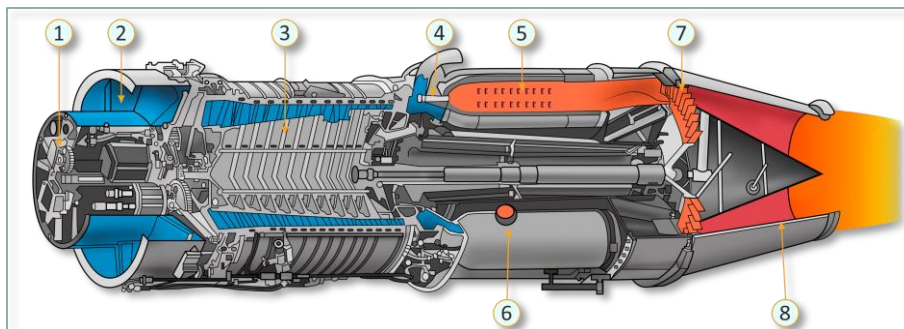


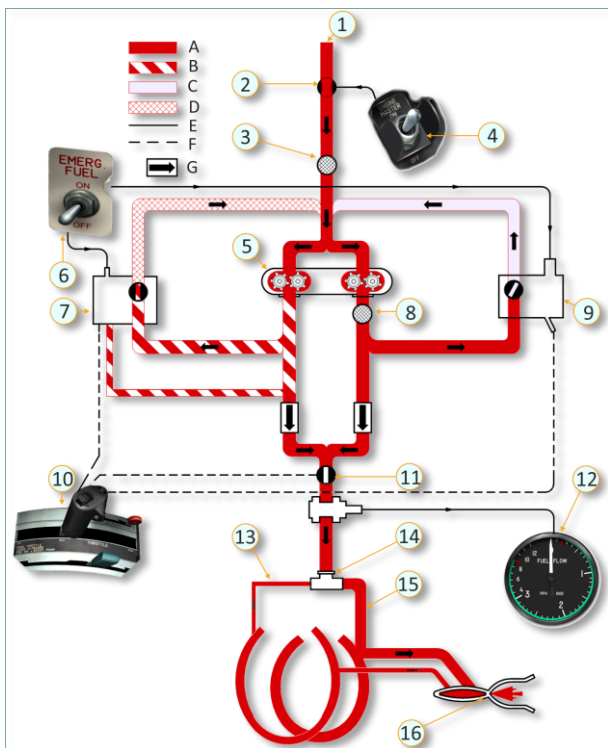
Рис. 3.12. Схема двигателя J47-GE-27

- | | |
|----------------------------|--------------------------------|
| 1. Коробка приводов | 5. Камера сгорания |
| 2. Канал воздушного потока | 6. Система зажигания |
| 3. Компрессор | 7. Турбина |
| 4. Топливные форсунки | 8. Выходное устройство (сопло) |

Кабина пилота и топливные баки отделены от двигательного отсека специальной защитной перегородкой. Сам двигательный отсек, в свою очередь, разделён огнеупорной перегородкой. Передняя часть относительно прохладная и включает в себя компрессор и агрегаты систем двигателя. В задней части двигательного отсека расположена камера сгорания, турбина и сопло.

3.2.3. Система топливной автоматики двигателя

Расход топлива регулируется системой управления подачей топлива в двигатель (системой топливной автоматики), состоящей из основной и аварийной (дублирующей) системы. Аварийная система используется для поддержания потока топлива к двигателю, если основная система выходит из строя. Общая схема показана на Рис. 3.13.



- A. Магистраль высокого давления основной автоматики
- B. Магистраль аварийной автоматики высокого давления
- C. Магистраль слива основной автоматики
- D. Магистраль слива аварийной автоматики
- E. Электрическая связь
- F. Механическая связь
- G. Контрольные клапаны
- 1. Топливо из топливной системы
- 2. Запорный клапан
- 3. Топливный фильтр
- 4. Главный выключатель топливной системы
- 5. Топливный насос
- 6. Переключатель аварийной топливной автоматики
- 7. Аварийный топливный регулятор
- 8. Топливный фильтр
- 9. Основной топливный регулятор
- 10. Ручка управления двигателем
- 11. Запорный кран
- 12. Расходомер
- 13. Малый коллектор
- 14. Распределитель потока
- 15. Большой коллектор
- 16. Топливные форсунки

Рис. 3.13. Схема топливной автоматики двигателя

3.2.4. Основная топливная автоматика

Основная система топливной автоматики ([Рис. 3.13](#)) предназначена для обеспечения устойчивой работы двигателя при выполнении руления и полёта самолёта. Основные элементы топливной автоматики: топливный насос, цифровой топливный регулятор и клапан управления топливом. Топливный насос работает от механической энергии, получаемой от коробки приводов двигателя (от ротора двигателя).

Производительность топливного насоса зависит только от оборотов двигателя. Количество топлива, поступающего в двигатель, определяется топливным регулятором. Он механически связан с РУД и регулирует подачу топлива в двигатель в зависимости от положения РУД, соответствующего определённым оборотам двигателя. Также, топливный регулятор поддерживает заданные РУД обороты при изменении условий полёта: высоты и воздушной скорости. Непосредственно через регулятор топливо не проходит. Изменение подачи топлива в двигатель осуществляется топливным клапаном управления, на который и воздействует топливный регулятор.

Топливный клапан направляет часть топлива к двигателю, часть топлива возвращает обратно к топливному насосу по магистрали слива. При этом регулировка оборотов двигателя топливной автоматикой обеспечивается в диапазоне от 30 % до 100 %.

Обороты малого газа обеспечивают устойчивое горение топлива в камере сгорания при минимально возможных оборотах. С ростом высоты содержание кислорода в воздухе уменьшается и для устойчивой работы двигателя требуется больше воздуха. Автоматика двигателя увеличивает обороты малого газа с ростом высоты.

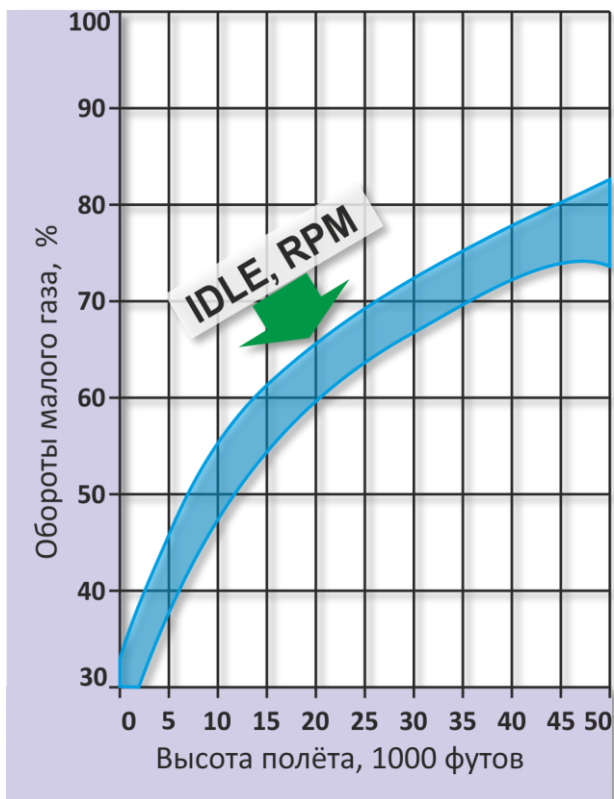


Рис. 3.14. Зависимость оборотов малого газа от высоты полёта

Предупреждение. При полёте на высоте менее 3000 м (10000 футов) и температуре наружного воздуха ниже 10°C (50°F), при оборотах ниже 70 % и работе двигателя на основной топливной автоматике, быстрое перемещение РУД вперёд может привести к срыву работы компрессора и полной остановке двигателя.

3.2.5. Аварийная топливная автоматика

Аварийная автоматика управления подачей топлива ([Рис. 3.13](#)) состоит из топливного насоса, аварийного топливного регулятора с клапаном управления подачей топлива к двигателю. При нормальной работе основной автоматики, аварийная система выключена из работы, клапан управления подачей топлива перекрыт. При отказе основной топливной автоматики и включении выключателя EMERG FUEL (АВАРИЙНОЕ

ТОПЛИВО), поступает сигнал на открытие клапана аварийной системы и перекрывается клапан основной системы, основная система полностью отключается от работы.

Отказ основной топливной автоматики проявляется как нарушение связи между положением РУД и оборотами ТК двигателя. Т.е. если перемещение РУД не приводит к росту (уменьшению) оборотов, значит произошёл отказ основной топливной автоматики.

Аварийный регулятор поддерживает заданные обороты при изменении высоты полёта, но не учитывает изменение воздушной скорости.

Примечание. Аварийный топливный регулятор настроен на поддержание оборотов двигателя в диапазоне 30-99% при температуре около 38°C (100°F). При понижении температуры верхний диапазон оборотов уменьшается.

Регулятор давления топлива

Находится непосредственно перед питающим элементом двигателя, состоит из большого и малого коллектора. Регулятор автоматически контролирует давление топлива для обеспечения устойчивой работы двигателя. При запуске двигателя и малых расходах топлива используется малый коллектор. С повышением давления топлива выше 50 фунт/дюйм² (psi) работают оба коллектора.

3.2.6. Масляная система двигателя

Поддержание давления масла в масляной системе двигателя и процесс подачи масла к трущимся частям полностью автоматизирован и не требует ручного управления. Маслобак ёмкостью 13,5 литров (3,5 галлона) установлен в правой нижней части фюзеляжа. Из маслобака масло поступает к масляному насосу, а от него ко всем частям двигателя, требующим смазки, а также для смазки главного топливного регулятора. Отработанное масло проходит через сепаратор, отделяющий воздух и стружку. Для исключения перегрева масла в системе установлен масляный радиатор, который включается в работу в зависимости от температуры масла. Для контроля давления масла на приборной панели установлен



манометр давления масла,

который указывает давление масла

в двигателе в фунтах на квадратный дюйм (psi). Питание датчика и указателя от сети трёхфазного переменного тока.

3.2.7. Органы управления и приборы контроля

Для управления двигателем в кабине находятся: перекрывной кран топливной системы, главный выключатель топливной автоматики (Engine Master), ручка управления двигателем (РУД), приборы контроля двигателя (тахометр и указатель температуры выходящих газов).

Перекрывной кран топливной системы

Расположен в системе топливопитания после основной и аварийной топливной автоматики. При движении РУД выше положения СТОП (OFF) кран приоткрывается, дозируя подачу топлива. Далее, при достижении РУДом положения МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE), топливный кран полностью открыт, и регулировка подачи топлива в двигатель осуществляется топливной автоматикой. Таким образом, для полного прекращения подачи топлива в двигатель необходимо РУД передвинуть полностью назад [End].

Главный выключатель топливной автоматики



Место выключателя топливной автоматики на правой передней панели

Engine Master – двухпозиционный, в положении ON – подаёт напряжение на открытие запорного клапана системы топливопитания и запитывает систему зажигания запуска двигателя. Пока РУД находится в положении СТОП (OFF), запорный топливный клапан закрыт (независимо от положения выключателя), и топливные насосы выключены.

Ручка управления двигателем (РУД)

Мощность, развиваемая двигателем, зависит от оборотов, которые регулируются положением ручки управления двигателем (РУД). Как элемент кабины – см. [4.1.2](#) –

РУД механически связан с запорным клапаном системы топливопитания, а также с основным и аварийным топливными регуляторами (3.2.3). При включении главного выключателя напряжение подаётся в систему запуска и на перекрывной кран топливопитания двигателя. Затем, при движении РУД от положения СТОП (OFF) в положение МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE) открывается перекрывной кран топлива. Топливо подаётся в систему запуска двигателя и к двигателю. (Зажигание автоматически отключается при достижении частоты вращения двигателя примерно 23%). При работающем двигателе положение РУД определяет заданные обороты.

На РУДе находятся: кнопка включения радиостанции на передачу, рукоятка ручного ввода дальности до цели в прицел, переключатель управления воздушным тормозом, кнопка электрического арретирования гироскопа прицела, (Рис. 4.4).

Приборы контроля двигателя

ТАХОМЕТР (УКАЗАТЕЛЬ ОБОРОТОВ). [Тахометр](#) расположен на приборной панели и показывает частоту вращения двигателя в процентах от максимальной номинальной скорости вращения турбины (100 % соответствует 7950 об/мин). Оценка показаний оборотов двигателя в сочетании с температурой выходящих газов позволяют предотвратить превышение ограничений двигателя. Тахометр получает питание от своего генератора, расположенного на валу ротора двигателя, и не зависит от электросистемы.

УКАЗАТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ. [Указатель температуры](#) расположен на приборной панели и показывает температуру выходящих газов из двигателя в Цельсиях. Показания снимаются с термопарных датчиков, установленных в магистрали горячих газов двигателя после турбины. Указатель является автономным прибором, не требующим внешнего питания.



4

КАБИНА ПИЛОТА

4. КАБИНА ПИЛОТА

В кабине эргономично размещены органы управления самолётом, двигателем и системами (оборудованием) самолёта, а также индикаторы и приборы контроля работы двигателя, систем и положения самолёта в пространстве.

Все объекты кабины далее в описании рассмотрены по группам: органы управления самолётом и двигателем, приборная панель, оборудование левого борта, оборудование правого борта, отдельно установленные объекты кабины. Если объект (панель) включает в себя элементы только одной системы, тогда он подробно рассмотрен в разделе соответствующей системы (оборудования).

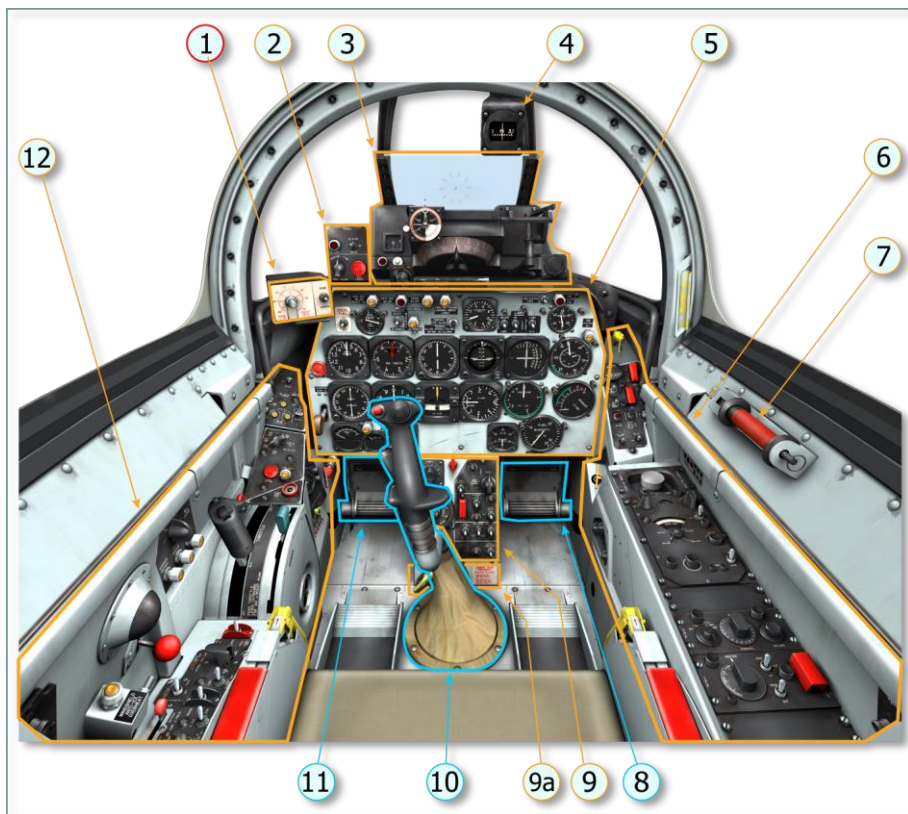
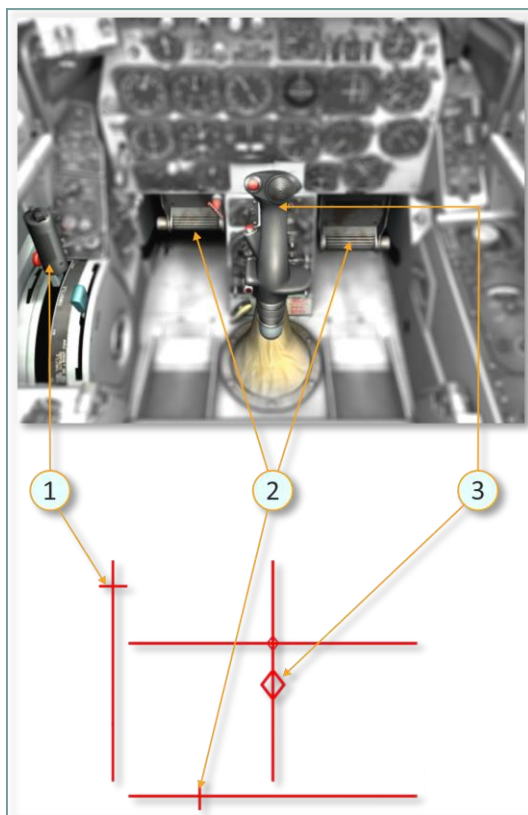


Рис. 4.1. Кабина пилота F-86F

- | | |
|--|---|
| 1. Пульт системы бомбометания
(ввода ручной поправки) | 7. Ручка аварийного открытия фонаря |
| 2. Пульт управляемых ракет (missile control panel) | 8. Правая педаль |
| 3. Прицел A-4 (A-4 sight) | 9. Центральная панель вооружения |
| 4. Магнитный компас | 9a. Аварийная панель |
| 5. Приборная панель (instrument panel) | 10. РУС |
| 6. Оборудование правого борта
(cockpit right side) | 11. Левая педаль |
| | 12. Оборудование левого борта (cockpit left side) |

4.1. Органы управления самолётом

Основные органы управления самолётом включают в себя ручку управления самолётом (РУС), рычаг управления двигателем (РУД) и педали.



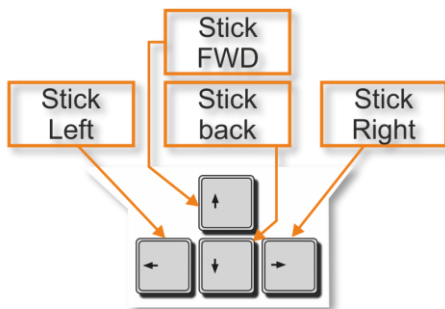
1. Рычаг управления двигателем (РУД) и индикация его положения
2. Педали и индикация их положения
3. Ручка управления самолётом (РУС) и индикация ее положения

Рис. 4.2. Органы управления самолётом и индикация на экране

Во время пилотирования из кабины игрок может включить/отключить индикатор положения органов управления самолётом, используя сочетание клавиш **[RCtrl + Enter]**. Индикатор появляется в правой нижней части экрана.

4.1.1. Ручка управления самолётом

РУС используется для управления самолётом по крену (перемещением влево и вправо) для выполнения разворотов и по тангажу (перемещением "от себя" и "на себя") для снижения или набора высоты.



На ручке управления самолётом расположены: нажимной 5-ти-позиционный переключатель управления триммером, кнопки для пуска ракет (сброса бомб), стрельбы из пулемётов, перебора целей на радаре и включения механизма поворота переднего колеса.

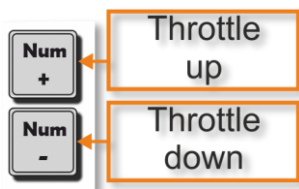


1. Кнопка пуска [неуправляемых ракет](#) и [сброса бомб](#)
2. Кнопка огня из [пулемётов](#) и пуска [УР](#)
3. [Кнопка выбора цели для перезахвата](#) дальномером
4. Кнопка включения механизма поворота переднего колеса [|S|](#)
5. [Триммер](#)

Рис. 4.3. РУС самолёта с кнопками

4.1.2. Рычаг управления двигателем

РУД предназначен для управления тягой двигателя и, как следствие, для управления скоростью самолёта.



Расположен на левой стороне кабины. На РУД располагаются элементы управления самолётных систем и оружия: кнопка управления работой радиостанции на передачу, поворотная рукоятка ручного ввода дальности до цели в прицел, переключатель управления воздушными тормозами, кнопка электрического арретирования гироскопа прицела.

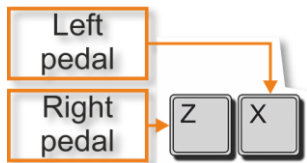


1. Кнопка управления работой [радиостанции](#)
2. Рукоятка ручного ввода дальности до цели в [прицел](#)
3. [Переключатель](#) управления воздушным тормозом
4. [Кнопка электрического арретирования](#) гироскопа прицела

Рис. 4.4. РУД самолёта с кнопками

4.1.3. Педали

Педали используются для управления по рысканию влево и вправо с помощью руля направления.



Педали в полёте применяются для устранения скольжения или для балансировки самолёта при несимметричной подвеске. На земле они используются для управления поворотом носовой стойки шасси на рулении, при включении механизма поворота носового колеса [S]. Механизм работает при нажатии и удержании клавиши. При отпускании клавиши носовое колесо становится свободно ориентируемым.



Рис. 4.5. Механизм разворота носового колеса

Примечание. Для включения системы разворота, перед нажатием кнопки включения механизма разворота, необходимо совместить положение педалей с направлением носового колеса. В противном случае, механизм разворота не включится. Механизм разворота носового колеса работает в пределах 21° от продольной оси самолёта, поэтому если отклонение колеса более 21° , необходимо при помощи отдельного торможения колёс развернуть нос самолёта для установки носового колеса в пределах не более 21° , затем согласовать положение педалей с направлением носового колеса и включить механизм разворота нажатием кнопки на РУС (клавиша [S]).

4.2. Приборная панель

Приборная панель



Рис. 4.б является одним из основных элементов кабины самолёта, предназначена для информирования лётчика о режиме полёта самолёта и состоянии его систем. Кроме того, на ней расположены элементы управления некоторыми системами.



Рис. 4.6. Приборная панель самолёта F-86F-35

1. [Манометр гидросистемы](#)
2. [Сигнальная лампа отказа основного 3-хфазного преобразователя](#)
3. [Переключатель прибора давления на основную или дублирующую гидросистему](#)
4. [Сигнальная лампа отказа обоих 3Ф-преобразователей](#)
5. [Сигнализация о переходе на дублирующую гидросистему](#)
6. [Лампа сигнализации отказа однофазного преобразователя](#)
7. [Указатель курса](#)
8. [Лампа взлётного положения триммера](#)
9. [Кнопка быстрого согласования курсовой системы](#)
10. [Акселерометр](#)
11. [Авиагоризонт](#)
12. [Панель управления LABS](#) (системы маловысотного бомбометания)
13. [Кнопка проверки системы сигнализации о пожаре](#)
14. [Кнопка проверки системы сигнализации о пожаре](#)
15. [Указатель давления масла](#)
16. [Лампы сигнализации о пожаре](#)
17. [Указатель оборотов турбины](#)
18. [Указатель температуры выходящих газов](#)
19. [Указатель расхода топлива](#)
20. [Топливомер](#)
21. [Указатель "высоты" в кабине](#)
22. [Вариометр](#)
23. [Указатель поворота и скольжения](#)
24. [Высотометр](#)
25. [Часы](#)
26. [Указатель нагрузки сети](#)
27. [Лампа отказа генератора](#)
28. [Вольтметр](#)
29. [Рычаг выпуска шасси](#)
30. [Радиокомпас](#)
31. [Указатель скорости](#) (в узлах)
32. [Кнопка авар. уборки шасси](#)

13. [Указатель крена и пикирования для LABS](#)

33. [Указатель числа М](#)
34. [Переключатель аварийной системы топливной автоматики](#)

4.2.1. Манометр гидросистемы



Индицирует давление в гидросистемах. Единицы измерения: фунты на квадратный дюйм (psi), оцифровка x1000.

1000 psi \approx 70 кг/см²

4.2.2. Сигнальная лампа отказа основного 3-хфазного преобразователя



Предназначена для индикации отказа основного трёхфазного преобразователя.

4.2.3. Переключатель прибора давления на основную или дублирующую гидросистемы



Служит для подключения гидравлического манометра к одной из магистралей гидросистем: дублирующей или основной.

4.2.4. Сигнальная лампа отказа обоих 3Ф-преобразователей



Предназначена для индикации отказа обоих трёхфазных преобразователей (см. [электросистему](#)).

4.2.5. Сигнализация перехода на дублирующую гидросистему



Загорается при переходе питания объектов, приводящихся от гидросистемы, на дублирующую систему.

4.2.6. Лампа сигнализации отказа однофазного преобразователя



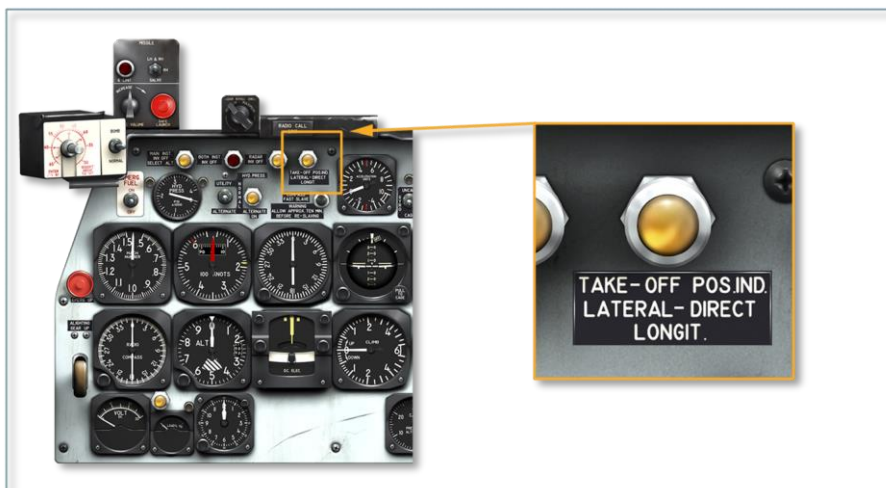
Предназначена для индикации отказа однофазного преобразователя.

4.2.7. Указатель курса



Навигационный прибор, который показывает текущий магнитный курс самолёта от 0 до 360 градусов. Цена деления 5 градусов, оцифровка через 30 градусов. На примере прибор показывает курс самолёта 226 градусов.

4.2.8. Лампа взлётно положения триммера



Предназначена для быстрого контроля взлётно положения триммеров на управляющих поверхностях. Кратковременно загорается в процессе достижения нейтрального положения элеронов или руля направления, или взлётно положения руля высоты (-2 градуса), см. [Рис. 5.1.](#)

4.2.9. Кнопка быстрого согласования курсовой системы



Предназначена для быстрого согласования положения указателя курса на приборе и гироагрегата, который является чувствительным элементом гиромангнитного компаса. Эта необходимость возникает после выполнения фигур пилотажа, так как может наступить достаточно большое рассогласование положений датчика и гироагрегата ($3-4^\circ$ за одну минуту маневрирования). С течением времени согласование всё-таки произойдет, но для быстрого согласования (со скоростью $17-20^\circ/\text{сек}$) после манёвров служит кнопка на приборной доске COMPASS FAST SLAVE. Этой же кнопкой необходимо согласовать прибор также и после запуска двигателя самолёта.

4.2.10. Акселерометр

Акселерометр указывает значение нормальной перегрузки (по вертикальной оси). Значение определяется как отношение всех сил, действующих по вертикальной оси (связанной с самолётом системы координат) к весу самолёта. На земле или в горизонтальном полёте вес уравнивается силой реакции опоры или подъёмной силой, поэтому показания прибора всегда будут равны 1.



1. Стрелка-указатель текущего значения перегрузки
2. Жёлтыми метками указаны границы нормального эксплуатационного диапазона

3. Максимальное эксплуатационное значение отрицательной перегрузки
4. Максимальное эксплуатационное значение положительной перегрузки

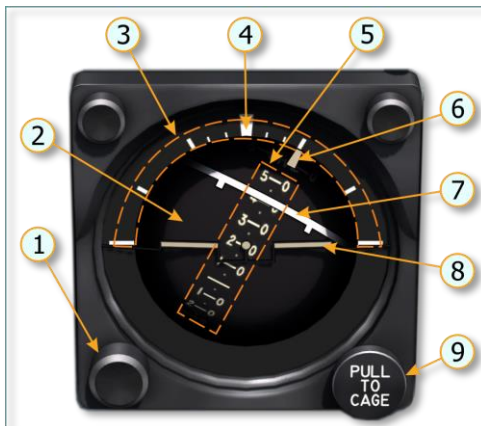
Красными метками указаны максимальные эксплуатационные значения положительной и отрицательной перегрузки.

4.2.11. Авиагоризонт J-8

Авиагоризонт (АГ) показывает параметры крена и тангажа относительно горизонта, давая представление о пространственном положении самолёта. На F-86F серии 35 применяется авиагоризонт, работающий по принципу "вид земли с самолёта" или "силуэт самолёта неподвижен, линия горизонта подвижна".



Элементы конструкции авиагоризонта указаны на приведённом ниже рисунке.



1. Ручка настройки планки тангажа
2. Сфера авиагоризонта
3. Шкала крена (нанесена на неподвижной относительно самолёта части прибора)
4. Маркёр, указывающий положение вертикальной оси самолёта
5. Шкала тангажа (нанесена на подвижной относительно самолёта сфере)
6. Маркёр, связанный с подвижной сферой, указывает текущий угол крена
7. Подвижная планка искусственного горизонта (ИГ)
8. Линия поперечной оси самолёта
9. Шток арретира

При отключённом АГ сверху видимой части прибора появляется флажок с надписью OFF:



Работа прибора

Особенностью работы прибора является наличие подвижной планки искусственного горизонта (ИГ). По тангажу планка ИГ перемещается относительно самолёта в противоположную сторону (т.е. самолёт перемещает нос вниз, планка ИГ уходит вверх), при этом по крену оставаясь параллельной реальному горизонту. Взаимоположение самолёта и неподвижной относительно земли части прибора (сфера с гироскопом) можно представить, как показано на Рис. 4.7.

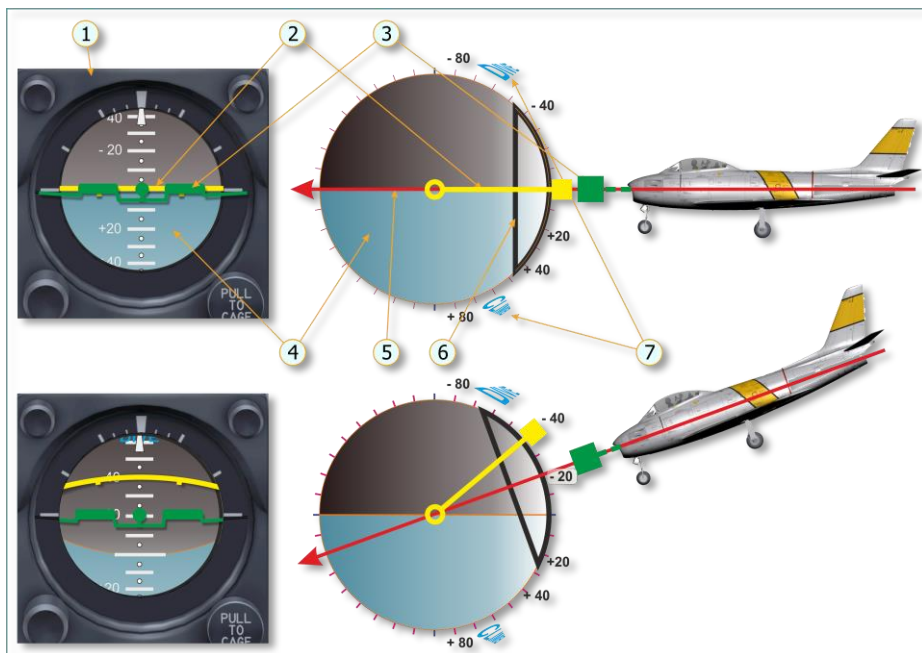


Рис. 4.7 Схема, поясняющая принцип работы АГ на самолёте F-86F

1. Корпус прибора

2. Подвижная (относительно и земли, и самолёта) планка ИГ (на этой схеме – жёлтого цвета)
3. Силуэт самолёта ("самолётик", на этой схеме – зелёного цвета)
4. Сфера прибора, неподвижная относительно земли (т.е. самолёт "вращается" вокруг неё), на схеме для наглядности выполнена с серой и голубой половинами
5. Вектор скорости самолёта
6. Видимая лётчику часть сферы
7. Индексы CLIMB и DIVE, нанесённые вместе с цифрами на сферу

Линия ИГ (подвижная планка ИГ) показывает условное положение силуэта самолёта относительно горизонта. Как видно из схемы, по тангажу она движется и относительно самолёта, и относительно земли. К примеру, при опускании носа самолёта на -5° планка поднимется относительно СГФ (строительная горизонталь фюзеляжа, fuselage reference line) самолёта на угол $+5^\circ$, т.е. относительно земли планка поворачивается на угол $+10^\circ$. В примере, показанном на нижней части схемы, силуэт ниже планки ИГ, значит есть пикирование. Угол отклонения планки от горизонтальной плоскости самолёта равен углу тангажа, но лишь до значения $\pm 27^\circ$. Далее, чтобы не исчезнуть с видимой части прибора, планка перестаёт двигаться. Следует помнить, что реальный угол тангажа считывается под точкой в центре неподвижного силуэта самолёта со сферы, а не под планкой ИГ. По крену планка ИГ остаётся неподвижной относительно земли. Пример относительного положения элементов прибора (низ листа – условная земля) и самолёта показан на Рис. 4.8.

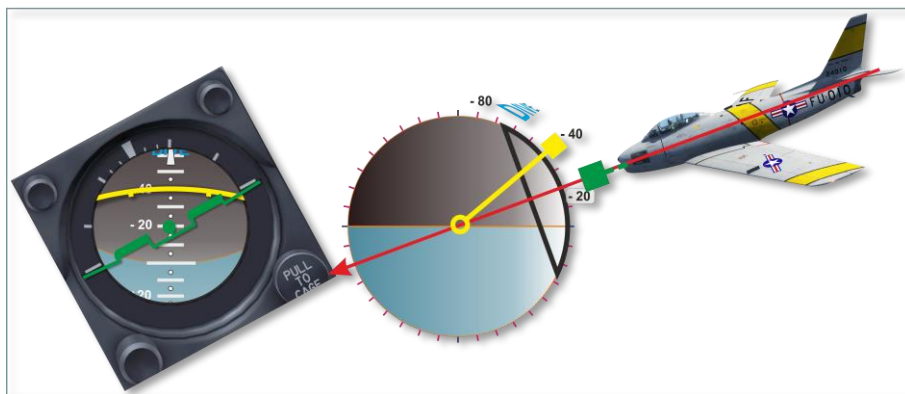


Рис. 4.8. Взаимное положение прибора и его элементов при пикировании самолёта с тангажом -20° и левым креном 30°

Пример взаимной индикации реального прибора и положения кабины самолёта показан на Рис. 4.9.



Рис. 4.9. Показания прибора при пикировании самолёта с тангажом -20° и левым креном 30

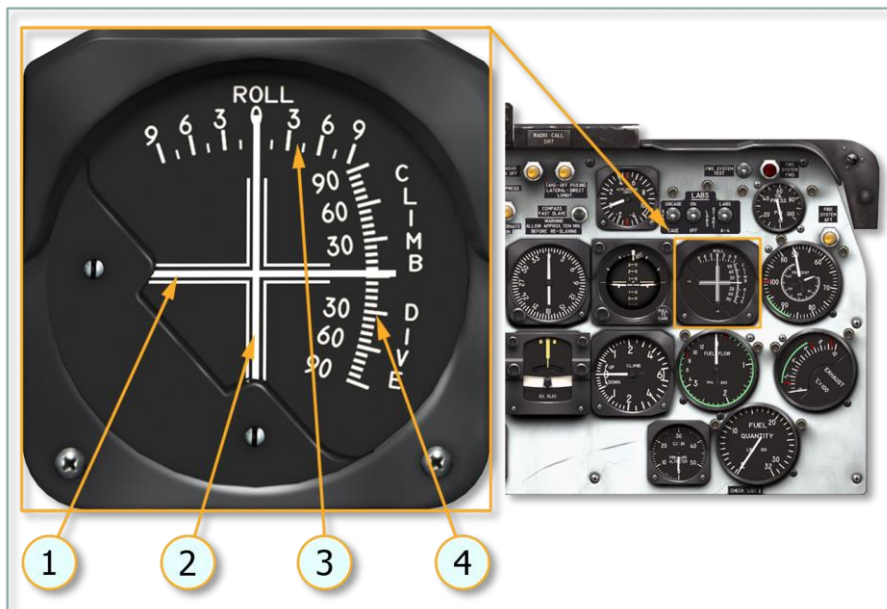
При достижении угла около $\pm 90^\circ$ по тангажу сфера переворачивается по крену. Планка ИГ имеет две метки. При нормальном полёте эти метки снизу линии планки: , в перевёрнутом – сверху: .

4.2.12. Панель управления LABS (системы маловысотного бомбометания)



Предназначена для управления режимом применения системы LABS. Подробно описана [6.4.4](#).

4.2.13. Индикатор угла пикирования и крена системы LABS (Dive-and-Roll Indicator)



1. Индикатор отклонения тангажа от заданного значения
2. Индикатор отклонения крена от заданного значения

3. Шкала значений отклонения по крену
4. Шкала значений отклонения по тангажу

Предназначен для индикации пространственного положения самолёта при выполнении бомбометания с использованием LABS. Установлен на приборной доске ниже пульта LABS. Индикатор находится в рабочем состоянии при включённой LABS и установке переключателей CHANGE-OVER в положение LABS, GYRO в положение UNCAGE.

4.2.14. Кнопка проверки системы сигнализации о пожаре



Предназначена для проверки исправности цепи сигнализации пожара в двигателе.

4.2.15. Указатель давления масла



Предназначен для индикации давления масла в системе смазки (охлаждения) опор двигателя. Рабочее давление в системе: на режиме малого газа – 1 psi; на оборотах 88% – 1÷8 psi; на максимале – не более 22 psi.

Единица измерения: фунты на квадратный дюйм (psi).

4.2.16. Лампы сигнализации о пожаре



Красная лампа предназначена для индикации условий срабатывания пожарных датчиков в передней части двигательного отсека.



Жёлтая лампа предназначена для индикации условий срабатывания пожарных датчиков в задней части двигательного отсека.

4.2.17. Указатель оборотов турбины компрессора



Предназначен для индикации оборотов турбины. Малая стрелка показывает обороты до 50 %, большая стрелка – более 50 %. Это сделано с целью повышения точности снятия показаний при запуске двигателя. Обороты малого газа 32÷34 %.

Единица измерения: проценты от приведённых к нормальным условиям максимально допустимых оборотов (условно 100 % соответствуют 7950 об/мин).

4.2.18. Указатель температуры выходящих газов



Предназначен для индикации температуры выходящих газов, которая является параметром оценки исправной работы двигателя и его текущего режима.

Единица измерения: градусы Цельсия, оцифровка °C x 100.

4.2.19. Указатель расхода топлива



Предназначен для индикации интенсивности течения топлива на различных режимах. Единицы измерения: фунты в час, оцифровка x1000 фунтов (lbs) за час (pph).

4.2.20. Топливомер



Предназначен для контроля остатка топлива. Единица измерений: фунты (lbs), оцифровка lbs x 100.

4.2.21. Указатель "высоты" в кабине



Предназначен для контроля системы наддува кабины методом указания "высоты" в кабине. Единицы измерения: тысячи футов (ft), см. [здесь](#).

Наддув – это создание избыточного давления в кабине подведением потока воздуха из-за компрессора для облегчения переносимости пилотом отрицательного воздействия разреженности воздуха, т.е. прибор измеряет "высоту" в кабине пилота с учётом избыточного давления.

4.2.22. Вариометр



Предназначен для измерения вертикальной скорости набора высоты или снижения. Единица измерения: футы в минуту, оцифровка x1000 футов в минуту.

Примечание. Для перевода скорости снижения в м/с (для тех, кто привык понимать вертикальную скорость в м/с), считываемое значение делим на 200. Например, $1000/200 = 5$ м/с.

4.2.23. Указатель поворота и скольжения



1. Индикатор текущего значения угловой скорости поворота

2. Указатель скольжения – "шарик"

Предназначен для индикации (наличия) угловой скорости разворота. Является прибором, дублирующим авиагоризонт J-8. Показывает примерные значения: на скорости 250-300 узлов отклонение указателя (1) на одно деление соответствует примерному значению крена 45°.

4.2.24. Высотомер

Предназначен для индикации барометрической высоты полёта. Единица измерения: футы (ft). На примере ниже высота на приборе составляет 11180 футов.

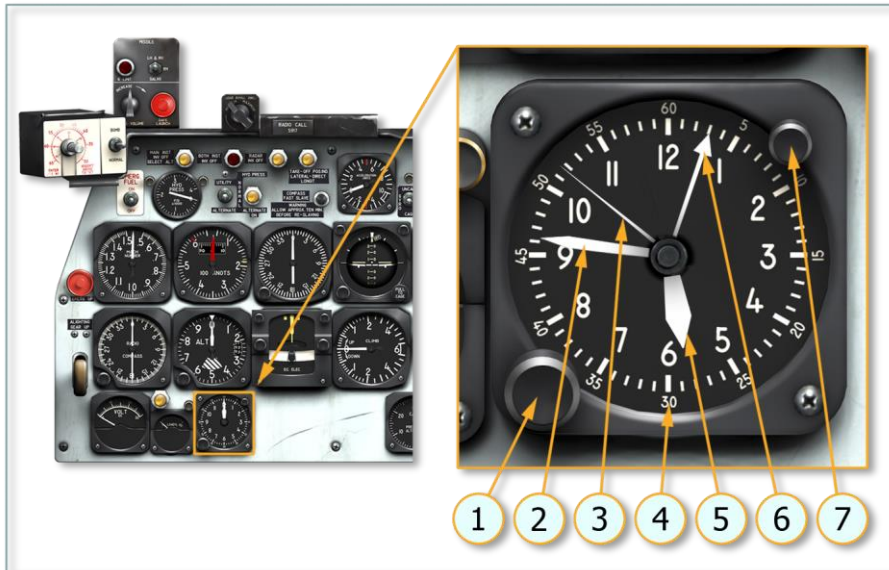


1. Ручка, вращающая кремальеру (подвижную шкалу) установки давления, относительно которого индицируется высота
2. Полосатый диск, предупреждающий, что текущая высота менее 16000 футов
3. Стрелка, указывающая тысячи футов (значение со шкалы необходимо умножить на 1000)

4. Стрелка, указывающая сотни футов (значение со шкалы необходимо умножить на 100)
5. Стрелка, указывающая десятки тысяч футов (значение со шкалы необходимо умножить на 10000)
6. Кремальера с индикацией установленного давления (29.78 на примере)

4.2.25. Часы

Предназначены для индикации текущего астрономического времени и измерения временного промежутка по желанию лётчика секундомером.



1. Кнопка установки и пуска часов
2. Минутная стрелка часов
3. Секундная стрелка секундомера

4. Шкала секундомера
5. Часовая стрелка часов
6. Минутная стрелка секундомера
7. Кнопка пуска/останова/сброса секундомера

Часы. После запуска миссии часы выставлены на время начала миссии. Т.е. запускать часы нет необходимости. Однако при желании можно установить другое время. Для этого необходимо:

- остановить часы кнопкой (1) (**RClick**) или |RShift + C|;
- вращением колеса мыши установить нужное время;
- запустить часы – снова (**RClick**) или |RShift + C|.

СЕКUNДОМЕР. Применяется при необходимости засечки (отсчета) времени при выполнении полёта.

Запуск, останов и сброс выполняется кнопкой (7) (**LClick**) или |LAlt + S|.

4.2.26. Указатель нагрузки сети



Предназначен для индикации нагрузки на электрическую сеть. Единица измерений – проценты от максимальной нагрузки.

4.2.27. Лампа отказа генератора



Предназначена для сигнализации отключения генератора от электросети. Эта лампа загорается при отказе генератора (его выходе из строя), а также при выключенном переключателе ГЕНЕРАТОР (когда он в положении OFF или RESET).

4.2.28. Вольтметр



Предназначен для индикации текущего значения постоянного напряжения (DC-части) электросети.

4.2.29. Радиокompас



1. Ручка поворота шкалы
2. Стрелка указателя направления на радиостанцию

3. Треугольный индекс для считывания значения заданного курса с подвижной шкалы

Предназначен для считывания значения МПР (магнитного пеленга радиостанции), а также выполнения полёта на радиостанцию (или от неё) активным (с учётом угла сноса) или пассивным (без учёта угла сноса) способами.

4.2.30. Указатель скорости (в узлах)

Предназначен для считывания текущего значения скорости полёта в узлах. Для более точной индикации значений скорости прибор имеет вращающийся диск (4) с шагом шкалы 2 узла. Также прибор оснащён подвижной индикацией (3) максимально допустимой скорости полёта для текущей высоты, что позволяет более точно пилотировать самолёт вблизи ограничения по максимальной скорости.



1. Метка максимально допустимого значения скорости полёта
 2. Шкала числа Маха с индексом
 3. Стрелка, указывающая максимально допустимую скорость по прибору для текущей высоты полёта

4. Шкала с шагом 2 узла для повышения точности считывания значений
 5. Стрелка текущего значения скорости
 6. Жёлтая метка максимально разрешённой скорости полёта с выпущенными шасси и закрылками

4.2.31. Кнопка аварийной уборки шасси



Позволяет убрать шасси при несрабатывании системы уборки от основного крана/ручки. Такой отказ в игре не реализован.

4.2.32. Указатель числа Маха (M)



Предназначен для индикации числа Маха, как отношения истинной скорости к местной скорости звука (на высоте полёта):

$$M = \frac{V}{a}$$

где M – отношение истинной (не приборной!) скорости самолёта к скорости звука;

V – истинная скорость самолёта;

a – скорость звука на текущей высоте полёта.

Если выдерживать постоянную приборную скорость в наборе высоты, то истинная скорость будет увеличиваться, соответственно будет расти число Маха. Учитывая, что поведение самолёта начинает меняться с приближением скорости к числу $M=0,85$ и выше, наиболее важно следить за скоростью самолёта в диапазоне $M=0,85-1,05$ по указателю числа Маха.

4.2.33. Переключатель аварийной системы топливной автоматики



Предназначен для ручного включения дублирующей (аварийной) системы топливной автоматики.

4.3. Оборудование левого борта

Включает в себя левую переднюю панель, панель управления подвесками, колонку РУД, левую боковую панель, ракетный интервалометр, панель управления кислородным питанием и другие элементы.

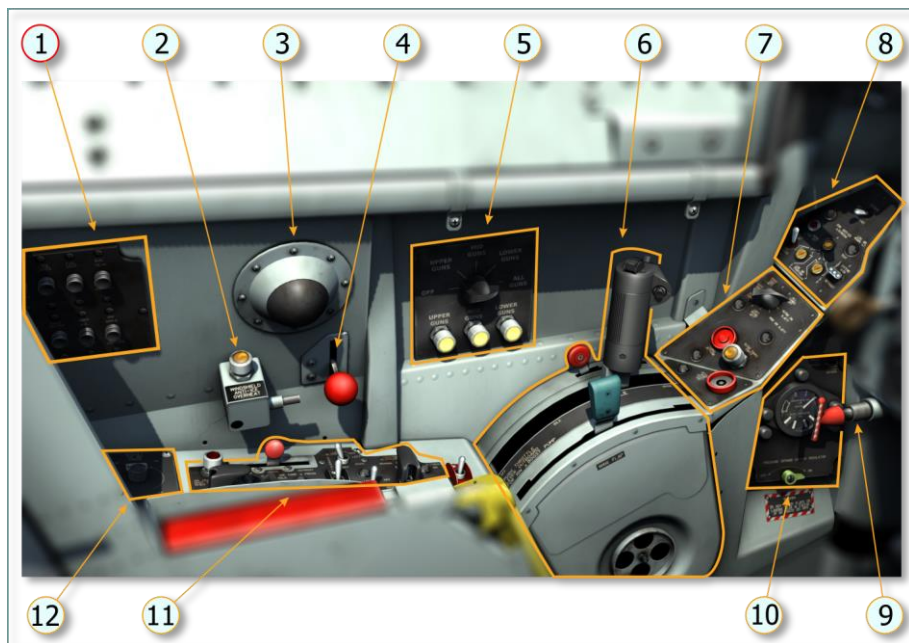


Рис. 4.10. Оборудование левого борта F-86F

- | | |
|---|---|
| 1. Панель АЗС | 6. Колонка РУД |
| 2. Сигнальная лампа перегрева лобового стекла | 7. Панель управления подвесками |
| 3. Патрубок системы наддува кабины | 8. Левая передняя панель |
| 4. Ручка включения обогрева лобового стекла | 9. Ручка аварийного сброса подвесок |
| 5. Панель управления пулемётами | 10. Панель управления системой кислородного питания |
| | 11. Левая боковая панель |
| | 12. Ракетный интервалометр |

(1) ПАНЕЛЬ АЗС. Игроком не используется.

(2) СИГНАЛЬНАЯ ЛАМПА ПЕРЕГРЕВА ЛОБОВОГО СТЕКЛА. Предназначена для сигнализации перегрева, в игре не моделируется.

(3) *ПАТРУБОК СИСТЕМЫ НАДДУВА КАБИНЫ.* Элемент кабины, игроком не используется.

(4) *РУЧКА ВКЛЮЧЕНИЯ ОБОГРЕВА ЛОБОВОГО СТЕКЛА.* Для включения обогрева лобового стекла.

(5) *ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ПУЛЕМЁТАМИ.* Является элементом системы вооружения. Предназначена для выбора стреляющих пулемётов, а также индикации их готовности к стрельбе.

(6) *КОЛОНКА РУД.* Колонка РУД с рычагом управления [закрылками](#).

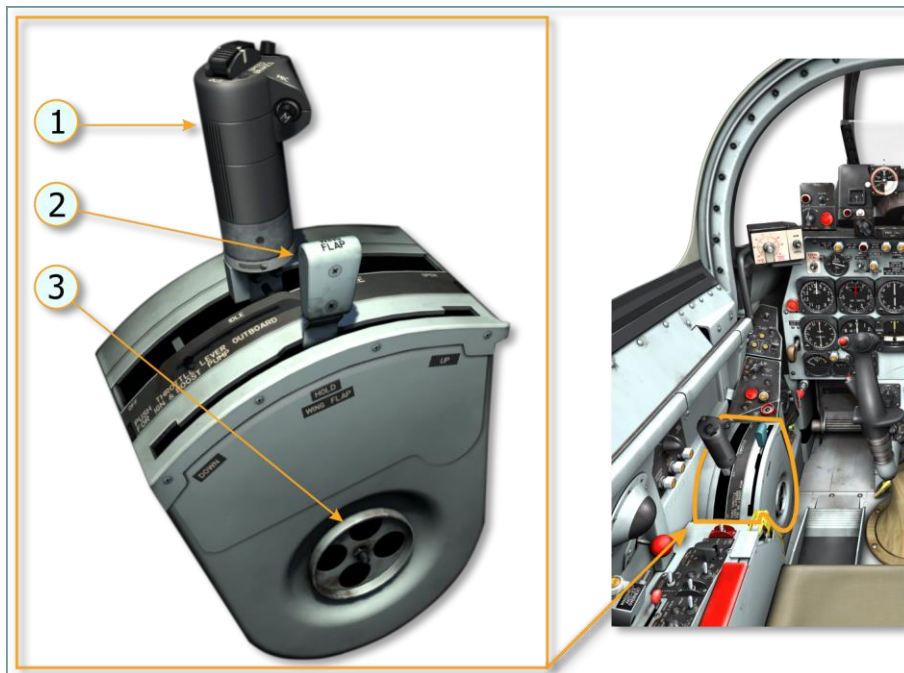


Рис. 4.11. Колонка РУД

1. Рычаг управления двигателем (РУД)
2. Рычаг управления закрылками

3. Ручка затяжки фрикциона для регулировки усилия на РУД (не моделируется)

(7) *ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ПОДВЕСКАМИ.* Предназначена для управления режимом сброса подвесок, расходом топлива из подвесных топливных баков и контроля остатка топлива в подвесных баках. Так как подвесками могут быть не только средства поражения, но и топливные баки, то

назначение органов управления, расположенных на панели, рассмотрено ниже.

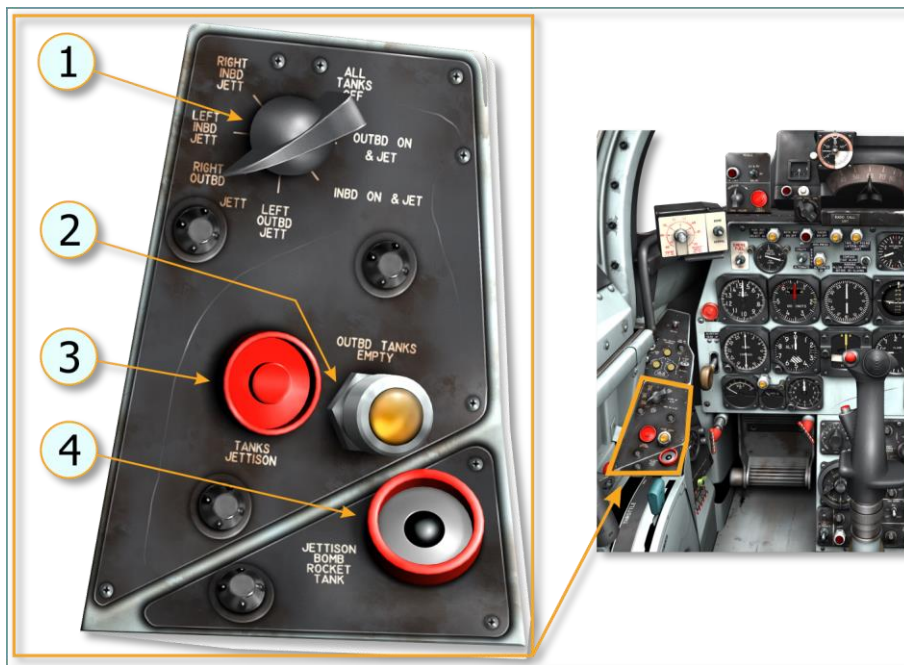


Рис. 4.12. Панель управления подвесками

- | | |
|--|---|
| 1. Семипозиционный переключатель управления подвесками | 3. Кнопка сброса подвесных баков |
| 2. Сигнальная лампа выработки внешних (дальних от крыла) подвесных топливных баков | 4. Кнопка аварийного сброса всех подвесок |

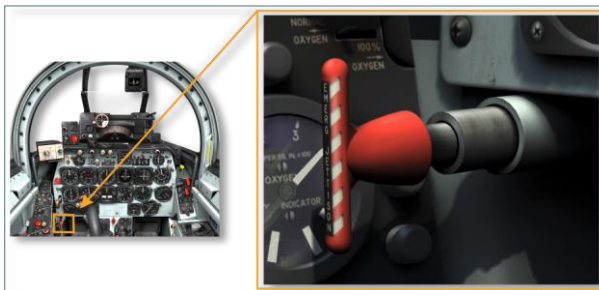
(8) ЛЕВАЯ ПЕРЕДНЯЯ ПАНЕЛЬ. Предназначена для размещения элементов индикации положения шасси, управления системой антиобледенения и фарами.



Рис. 4.13. Левая передняя панель

1. Переключатель системы антиобледенения и защитных экранов двигателя
2. Кнопка отключения сигнала предупреждения о невыпуске шасси
3. Обогрев ПВД (приёмника воздушного давления)
4. [Индикация положения шасси](#)
5. Переключатель [посадочной и рулѐжной фары](#)

(9) Ручка АВАРИЙНОГО СБРОСА ВСЕХ ПОДВЕСОК. Предназначена для [аварийного сброса](#) всех подвесок.



(10) ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМОЙ КИСЛОРОДНОГО ПИТАНИЯ, см. [5.9](#).

(11) ЛЕВАЯ БОКОВАЯ ПАНЕЛЬ. Предназначена для размещения элементов управления [гидросистемой гидроусилителей](#), [триммерами](#) и [системы жизнеобеспечения кабины](#), сигнализации перегрева отсека вооружения.

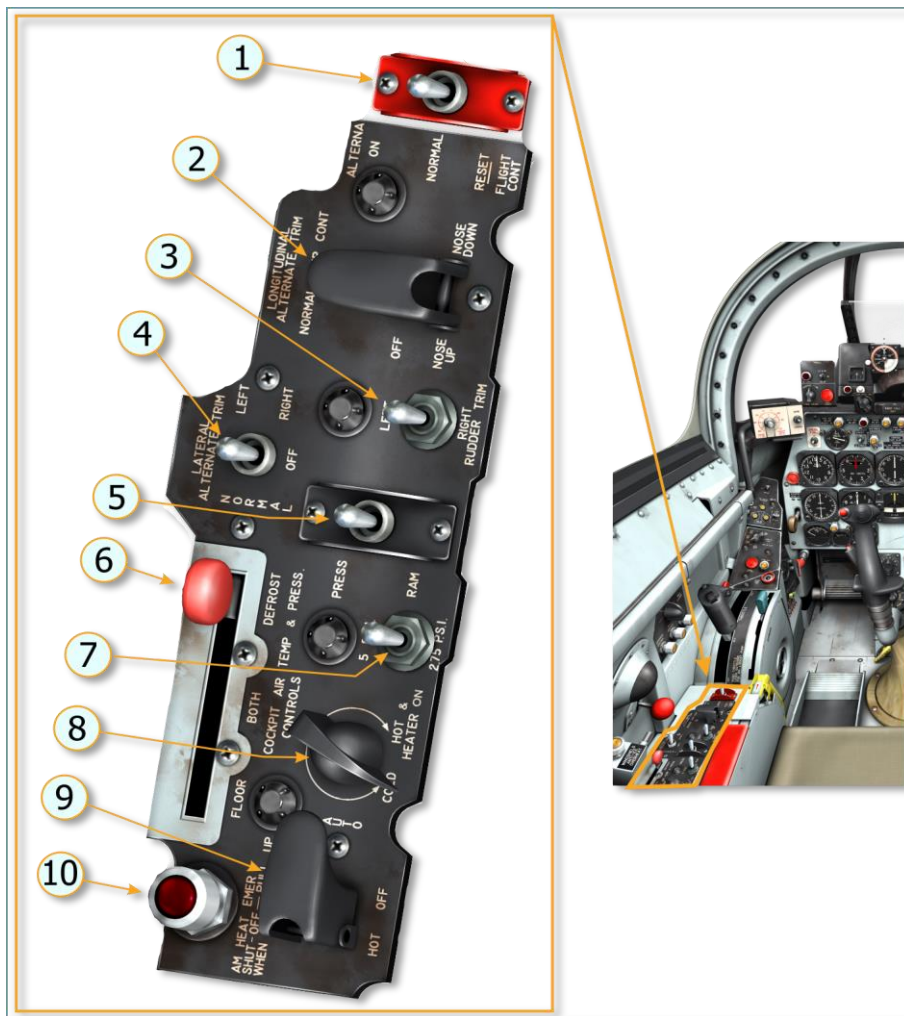


Рис. 4.14. Левая боковая панель

1. Переключатель [бустерной гидросистемы](#)
2. Дублирующий (альтернативный) [триммер тангажа](#)
3. [Триммер руля направления](#)
4. Дублирующий (альтернативный) [триммер крена](#)
5. Управление наддувом кабины
6. Рычаг обдува кабины
7. Переключатель системы наддува кабины
8. Реостат системы кондиционирования
9. Переключатель системы кондиционирования
10. Индикатор перегрева отсека вооружения

(12) *РАКЕТНЫЙ ИНТЕРВАЛОМЕТР*. Панель предназначена для выбора направляющей, с которой будет стартовать первая неуправляемая ракета при нажатии на кнопку пуска на РУС.

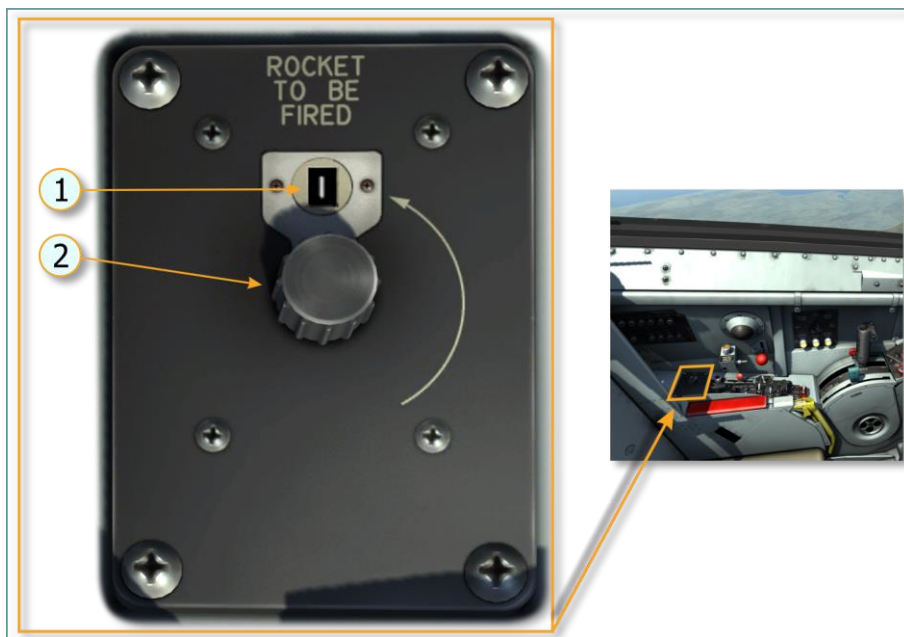


Рис. 4.15. Ракетный интервалометр

1. Индикация номера первой стартующей ракеты НАР (1-16)
2. Ручка выбора номера первой стартующей ракеты

Подробнее см. раздел [Неуправляемое ракетное вооружение](#)

4.4. Оборудование правого борта

Включает в себя правую переднюю панель, панель радиоконуса, панель радиостанции, панель системы опознавания и панель регулировки освещения кабины.

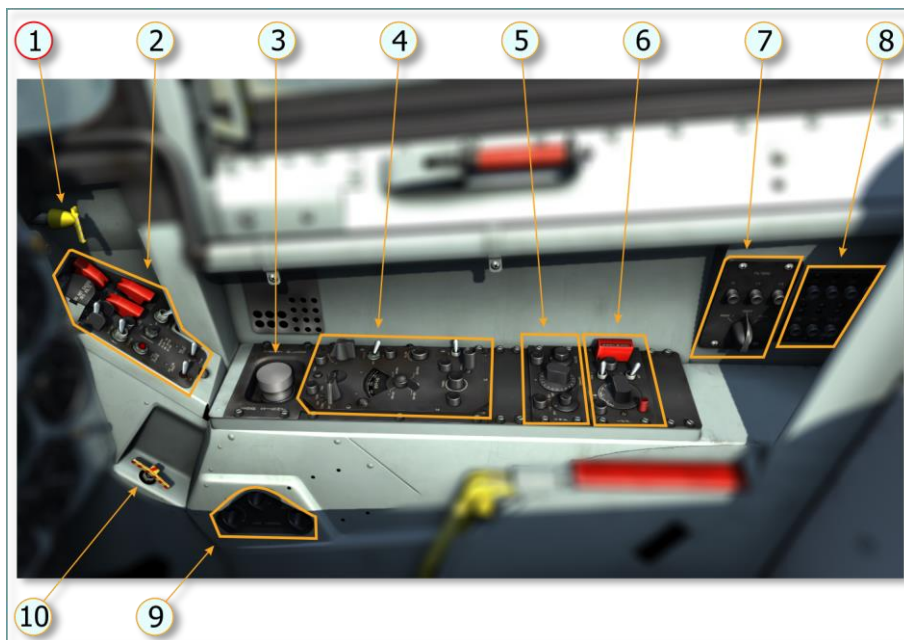


Рис. 4.16. Оборудование правого борта F-86F

- | | |
|--|---|
| <p>1. Альтернативная ручка аварийного сброса фонаря кабины</p> <p>2. Правая передняя панель</p> <p>3. Разъём для наземного тестирования прицела</p> <p>4. Панель управления радиоконусом</p> <p>5. Панель управления радиостанцией</p> | <p>6. Панель системы опознавания</p> <p>7. Панель настройки объектива фотокамеры</p> <p>8. Панель АЗС</p> <p>9. Панель настройки яркости подсветки</p> <p>10. Ручка механического переключения бустерной гидросистемы с основной на дублирующую (flight control hydraulic system)</p> |
|--|---|

(1) *АЛЬТЕРНАТИВНАЯ РУЧКА АВАРИЙНОГО СБРОСА ФОНАРЯ КАБИНЫ.* Предназначена для аварийного сброса фонаря кабины.

(2) *ПРАВАЯ ПЕРЕДНЯЯ ПАНЕЛЬ.* Предназначена для размещения элементов управления топливной автоматикой, генератором, запуском двигателя, БАНО и другим оборудованием, [Рис. 4.17](#).

- (3) *РАЗЪЁМ ДЛЯ НАЗЕМНОГО ТЕСТИРОВАНИЯ ПРИЦЕЛА.* Разъём подключения наземного оборудования для тестирования прицела (не моделируется).
- (4) *ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОКОМПАСОМ.* Предназначена для управления автоматическим радиоконпасом (см. подробно [здесь](#)).
- (5) *ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОСТАНЦИЕЙ* (см. подробно [здесь](#)).
- (6) *ПАНЕЛЬ СИСТЕМЫ ОПОЗНАВАНИЯ.* Предназначена для управления системой опознавания (не моделируется).
- (7) *ПАНЕЛЬ НАСТРОЙКИ ОБЪЕКТИВА ФОТОКАМЕРЫ.* (Игроком не используется).
- (8) *ПАНЕЛЬ АЗС.* (Игроком не используется).
- (9) *ПАНЕЛЬ НАСТРОЙКИ ЯРКОСТИ ПОДСВЕТКИ.* Панель настройки яркости подсветки панелей и приборов (см. подробно [здесь](#)).
- (10) *РУЧКА МЕХАНИЧЕСКОГО ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ БУСТЕРНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ С ОСНОВНОЙ НА ДУБЛИРУЮЩУЮ.* Для [дублирования переключения](#) ОБГС на ДБГС, если не сработало автоматическое переключение.

Правая передняя панель

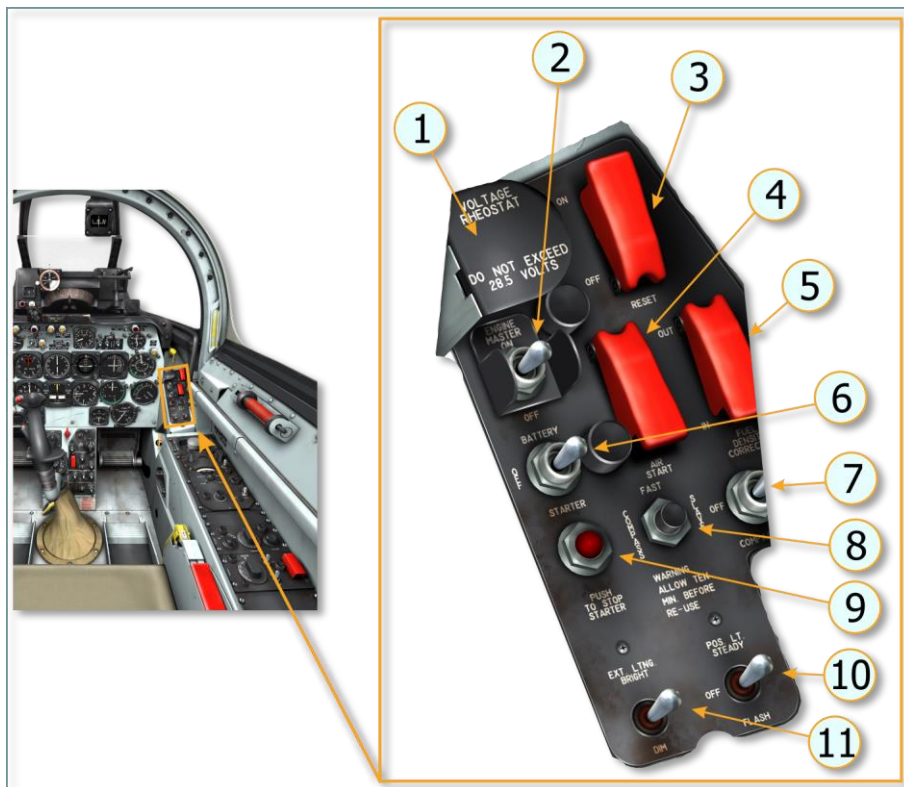


Рис. 4.17. Правая передняя панель

- | | |
|---|--|
| 1. Реостат цепи постоянного тока | 7. Подсветка магнитного компаса |
| 2. Выключатель топливной системы | 8. Кнопка быстрого согласования магнитного компаса |
| 3. Переключатель генератора | 9. Кнопка остановки стартера |
| 4. Запуск в воздухе (зажигание) | 10. Режим работы навигационных огней |
| 5. Переключатель плотности топлива | 11. Яркость навигационных огней |
| 6. Переключатель BATTERY-OFF-STARTER (БАТАРЕЯ-ВЫКЛ-СТАРТЕР) | |

4.5. Отдельно установленные объекты кабины

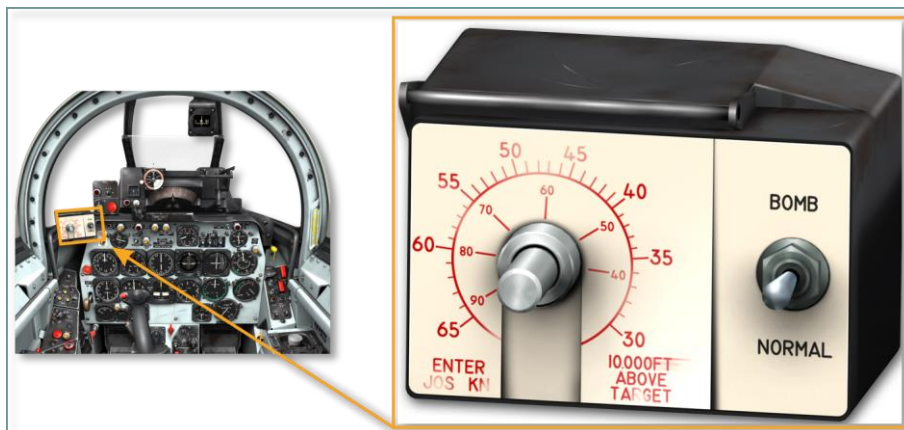
ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ЗАКРЫТИЯ/ОТКРЫТИЯ ФОНАря (CANOPY SWITCH)



Предназначен для штатного закрытия/открытия фонаря из кабины лётчика, см. [Рис. 3.7](#).

Пульт системы бомбометания (ввода ручной поправки) ([Рис. 4.1, 1](#)).

Является элементом системы бомбометания с ручным вводом прицельной поправки MPC (Manual pip control).



[Подробное описание](#)

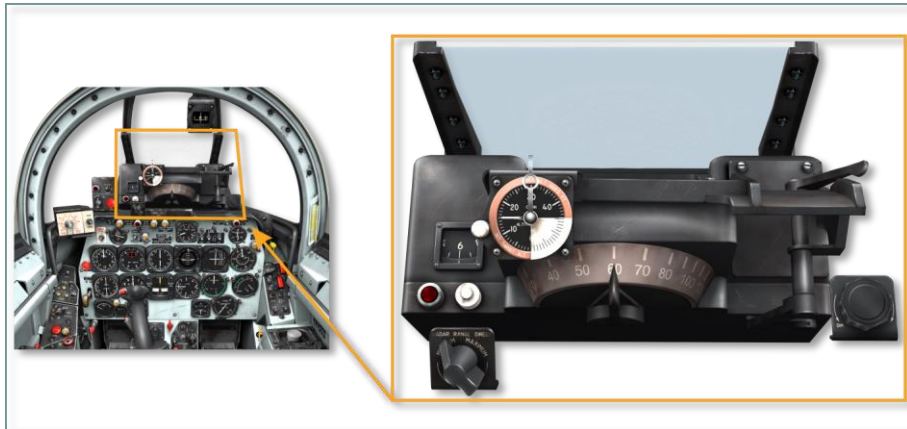
Пульт управляемых ракет (MISSILE CONTROL PANEL) ([Рис. 4.1, 2](#)).

Является элементом системы управляемого ракетного вооружения.

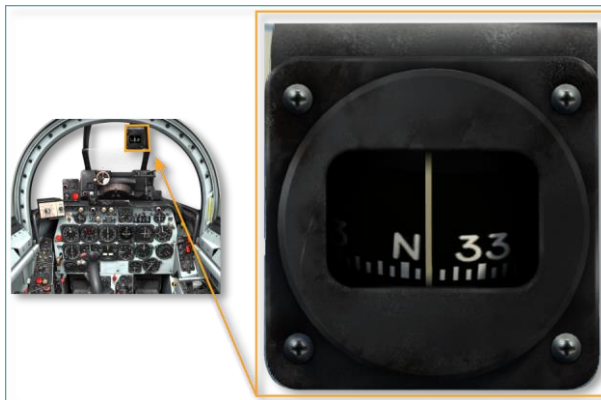


[Подробное описание](#)

ПРИЦЕЛ А-4 (A-4 SIGHT) (Рис. 4.1, 3). Является элементом системы вооружения. Предназначен для прицеливания во время применения вооружения.

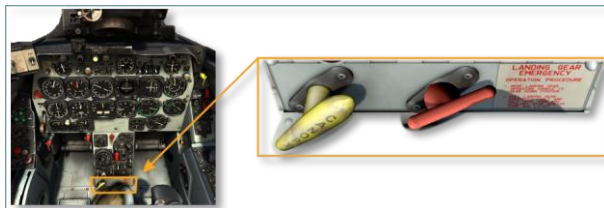


МАГНИТНЫЙ КОМПАС (Рис. 4.1, 4). Дублирующий прибор для определения магнитного курса самолёта.

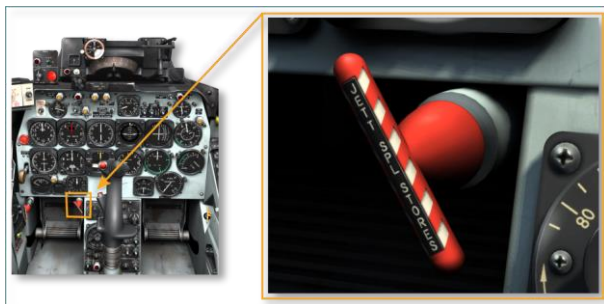


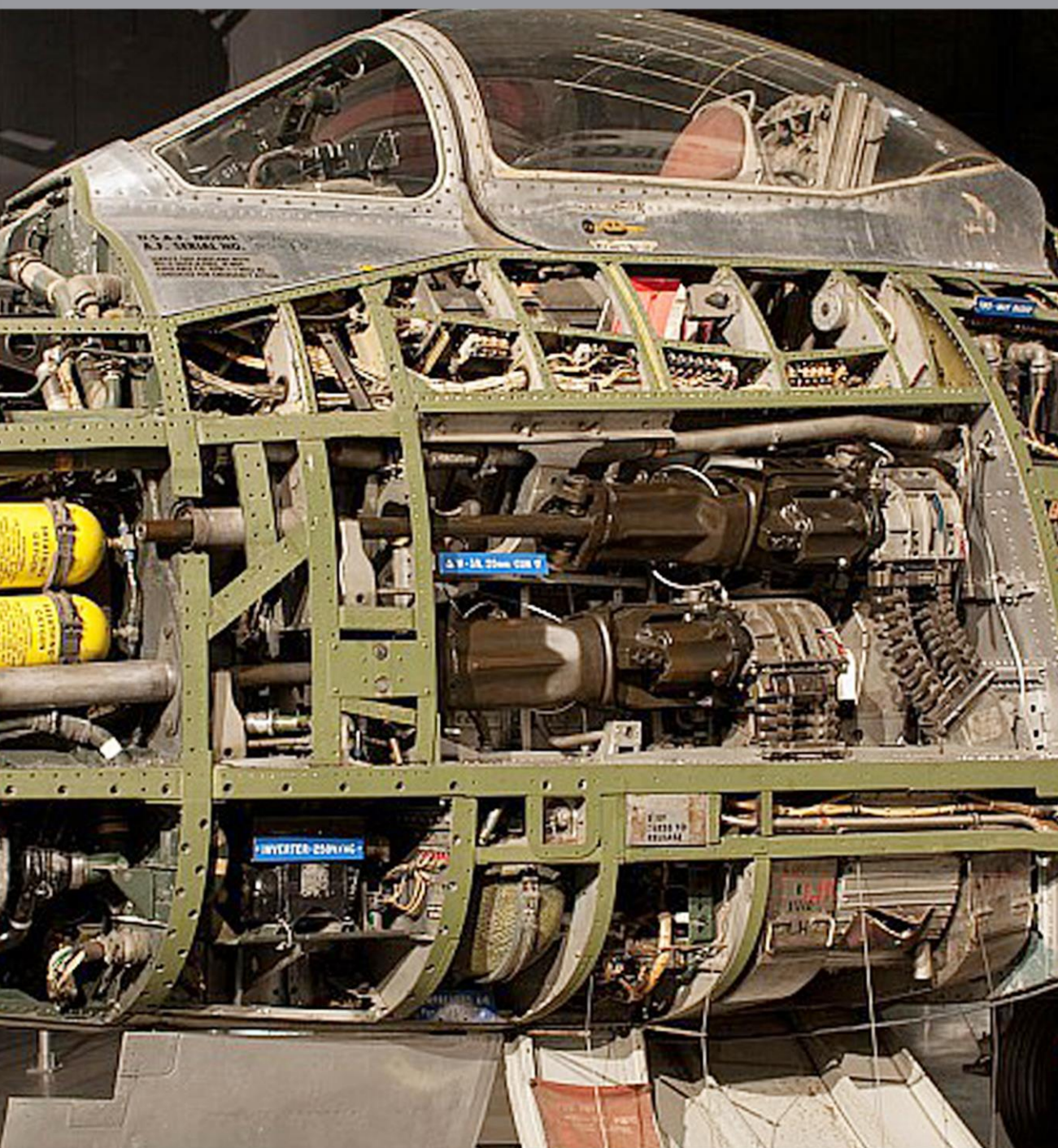
РУЧКА АВАРИЙНОГО ОТКРЫТИЯ ФОНАря (Рис. 4.1, 7). Предназначена для аварийного открытия фонаря кабины (игроком не используется).

АВАРИЙНАЯ ПАНЕЛЬ (Рис. 4.1, 9а). На ней расположены [ручка расцепления замка фонаря кабины](#) (жёлтого цвета) и [аварийного выпуска шасси](#) (красного цвета).



РУЧКА СБРОСА СПЕЦБОЕПРИПАСОВ (атомной бомбы) (игроком не используется).





15

СИСТЕМЫ

5. СИСТЕМЫ

5.1. Система управления

Пилотирование самолётом сохраняется удовлетворительным во всём диапазоне высот и скоростей полёта и обеспечивается системой управления самолётом.

Система управления самолётом включает в себя:

- ручку управления самолётом (РУС) (Рис. 4.3);
- [бустерную гидросистему](#);
- пружинно-загрузочный механизм;
- механизм триммерного эффекта в продольном (тангаж) и боковом канале (крен) управления;
- педали с триммерным механизмом в путевом канале (направление);
- элероны в канале крена (Рис. 3.2);
- руль высоты в канале тангажа (Рис. 3.6);
- руль направления в путевом канале (Рис. 3.5).

Система управления самолётом имеет ряд уникальных особенностей: объединены и взаимосвязаны руль высоты и стабилизатор, представляя собой горизонтальное оперение; горизонтальное оперение и элероны приводятся в действие бустерной гидросистемой, на которую передаётся управляющее воздействие от ручки управления самолётом (РУС) через регулирующие гидравлические клапаны; необратимость системы управления самолётом бустерного типа, исключает воздействия на управляющие поверхности не от РУС, и также предотвращает передачу любых переменных усилий от управляющих поверхностей обратно на РУС.

Таким образом, любые аэродинамические нагрузки не передаются пилоту на ручку управления самолётом.

Ручка управления самолётом (РУС)

Предназначена для отклонения управляющих аэродинамических поверхностей: горизонтального оперения при движении РУС "от себя – на себя", и элеронов при движении РУС "вправо – влево". При отклонении РУС аэродинамические поверхности создают управляющие моменты за

счёт возникающих аэродинамических сил и изменяют положение самолёта в воздушном потоке.

Ручка управления самолётом (см. также [4.1.1](#)) механически связана с регулируемыми гидравлическими клапанами управляющих поверхностей.

Соответственно, перемещение РУС позиционирует регулирующие гидроклапаны таким образом, что исполнительные штоки гидравлических агрегатов управления принимают положение пропорционально положению ручки управления.

Несмотря на отсутствие обратных усилий от управляющих поверхностей на РУС за счёт гидроусилителей, лётчик всё равно ощущает усилия на РУС при пилотировании. Это достигается введением в систему управления самолётом пружинно-загрузочных механизмов по каналу крена и тангажа.

Пружинно-загрузочный механизм

Пружинно-загрузочные механизмы в канале крена и тангажа предназначены для обеспечения лётчику естественных ощущений при пилотировании. Основными элементами пружинно-загрузочного механизма являются: пружина, подвижный упор и механизм изменения жёсткости загрузочной пружины.

Механизм изменения жёсткости загрузочной пружины предназначен для изменения жёсткости пружины при изменении скорости (исполнительный механизм получает сигнал по параметру скорости полёта и пропорционально его значению изменяет жёсткость загрузочной пружины: чем выше скорость, тем больше жёсткость), чтобы обезопасить лётчика от непреднамеренного увеличения перегрузки на больших скоростях.

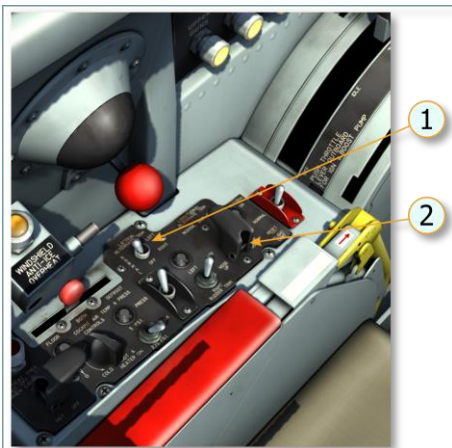
Механизм триммерного эффекта РУС

Усилия на РУС от пружинно-загрузочного механизма лётчик снимает механизмом триммерного эффекта. Пятипозиционный переключатель (нейтраль, вперёд (тангаж ВНИЗ) |RCtrl + ;|, назад (тангаж ВВЕРХ) |RCtrl + .|, влево (крен ВЛЕВО) |RCtrl + ,|, вправо (крен ВПРАВО) |RCtrl + /|)



нажимного типа (по-русски – кнопка) механизма триммерного эффекта располагается на РУС. Он подпружинен в нейтральном положении и запитан на вторую шину (генератор переменного тока). Принцип действия механизма триммерного эффекта основан на перемещении подвижного упора загрузочной пружины с помощью электродвигателя. Таким образом, усилие на ней пропадает по мере перемещения упора в сторону "нулевого усилия" от этой пружины (упор перемещается, пока нажат пятипозиционный переключатель). При нажатии кнопки в обратную от "нулевого усилия" сторону – наоборот, усилие становится ещё больше.

На самолёте предусмотрены резервные переключатели механизма триммерного эффекта в продольном (1) и поперечном (2) канале.



Резервные переключатели механизма триммерного эффекта:
1. В продольном канале
2. В поперечном канале

РЕЗЕРВНЫЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ (тангажа). В нормальном положении законтрен и закрыт предохранительным



колпаком. Он четырёхпозиционный:

NORMAL GRIP CONT – OFF – NOSE UP – NOSE DOWN. Для обычного управления (от кноппеля на РУС) необходимо, чтобы переключатель был в положении NORMAL GRIP CONT.

Используется в случае отказа основного переключателя на РУС или при отказе генератора переменного тока, так как запитан от первой шины (аккумуляторной батареи). Время движения подвижного упора механизма триммерного эффекта в канале тангажа на полную амплитуду (от одного крайнего положения до другого) составляет 15 сек.

РЕЗЕРВНЫЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ В ПОПЕРЕЧНОМ КАНАЛЕ (крена) также четырёхпозиционный:



NORMAL – OFF – LEFT – RIGHT.

Для обычного управления (от кноппеля на РУС) необходимо, чтобы переключатель был в положении NORMAL.

Время движения подвижного упора механизма триммерного эффекта на полную амплитуду (от одного крайнего положения до другого) в канале крена составляет 10-11 сек.

Световой индикатор ВЗЛЁТНАЯ ПОЗИЦИЯ ТРИММЕРА

Лампочка жёлтого цвета, расположена впереди на приборной доске.



Рис. 5.1. Сигнальная лампа взлётного положения триммера

Сигнальная лампа кратковременно загорается при нахождении одной из триммерных поверхностей (на руле высоты, элероне, руле направления) в своём взлётном положении в момент перемещения триммерной поверхности кнопками на РУС (по тангажу и крену) или на левой боковой панели (по направлению).

Кнопка триммера на РУС эмулируется клавиатурой: тангаж – `|RCtrl + ;|`, `|RCtrl + .|`; крен – `|RCtrl + ,|`, `|RCtrl + /|`; кнопка триммера направления на левой боковой панели управляется нажатием мыши или сочетанием клавиш: `|LCtrl + LAlt + A|`, `|LCtrl + LAlt + S|`.

Взлётное положение триммера руля высоты – отклонён немного на кабрирование (т.е. РУС должен быть немного отклонён "на себя"), взлётное положение триммера крена и руля направления – нейтральное.

[Порядок установки триммеров во взлётное положение.](#)

Управляемое горизонтальное оперение

Руль высоты и стабилизатор объединены в горизонтальное хвостовое оперение, работают и управляются взаимосвязано ([Рис. 3.6](#)).

Стабилизатор отклоняется на своей оси вращения носком (передней кромкой) вниз при взятии РУС на себя и вверх – при отдаче РУС от себя. Руль высоты связан со стабилизатором механическим сцеплением и отклоняется с определённым передаточным числом по отношению к движению стабилизатора, как бы опережая его по углу отклонения. Таким

образом, использование совместного отклонения стабилизатора и руля высоты обеспечивало на скоростях, близких к скорости звука ($M \approx 0,9$ и более), сохранение достаточной эффективности управления в продольном канале (при управлении по тангажу).

Педали с триммерным механизмом в путевом канале

Педали связаны с рулём направления (РН) обычной механической связью (системой тяг и качалок). Усилия на педали передаются от руля направления по обратной схеме. Однако в путевом канале установлен электрический триммерный механизм, который поворачивает руль направления за счёт отклонения триммерной пластины, что значительно облегчает требуемые усилия на педали. Триммерный механизм управляется переключателем, расположенным на левой боковой панели, Рис. 5.2:

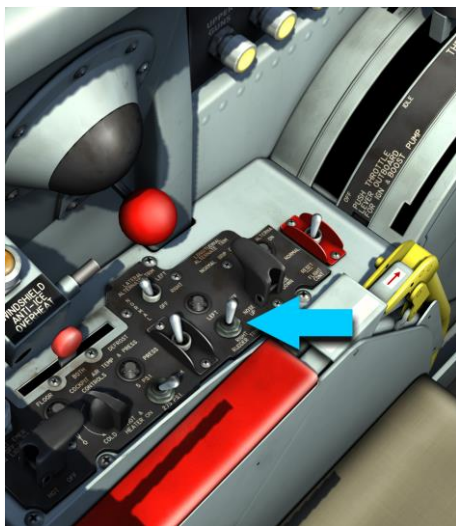
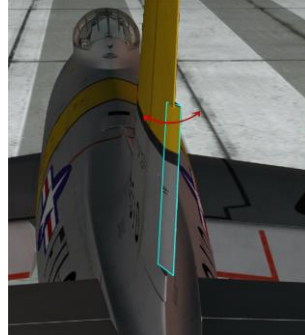


Рис. 5.2. Место переключателя, управляющего триммером РН



Переключатель имеет три положения: LEFT – neutral – RIGHT.



Время движения триммерной пластины от одного крайнего положения до другого составляет 28-30 сек.

Примечание. Необходимость использования электрического триммерного механизма ощущается при возникновении асимметрии в поперечной балансировке: при несбросе бомбы (бака) или нарушении аэродинамической симметрии крыла в результате повреждений.

Кроме того, на педали выведено управление тормозами колёс основных стоек шасси. На рулении, при нажатии на верхнюю часть педалей, работают тормоза основных колёс (в реале). В игре реализовано через [|W|](#).

5.2. Система энергоснабжения

5.2.1. Общее описание

Самолёт оснащён системами переменного и постоянного тока.

Источники постоянного тока:

- аккумуляторная батарея (24 В), служит резервным источником постоянного тока;
- стартёр-генератор (28,5 В), основной источник постоянного тока, механически связанного с ротором двигателя.

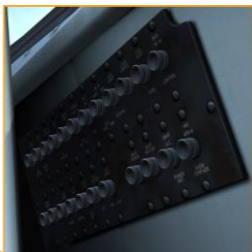
При работе на земле, для запуска двигателя, к самолёту подключается наземный источник постоянного тока.

Источники ПЕРЕМЕННОГО ТОКА:

один однофазный (115 В, 400 Гц) и два трёхфазных преобразователя (115 В, 400 Гц).

Для эксплуатации систем кроме источников тока в кабине имеются автоматы защиты сети (АЗС), выключатели/переключатели на панелях, приборы контроля, сигнальные лампы, см. ниже.

Объекты кабины, связанные с электросистемой:



Левая панель АЗС (игроку использовать не обязательно, по умолчанию все АЗС включены)



Вольтметр постоянного тока. Указывает значение выходного напряжения генератора



Указатель нагрузки сети. Указывает потребляемую нагрузку в процентах от мощности генератора



Лампа
сигнализации
отказа генератора



Лампа
сигнализации
отказа основного
трёхфазного
преобразователя



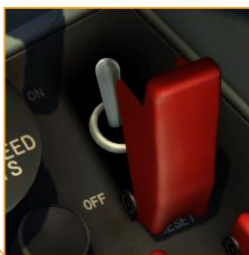
Лампа
сигнализации
отказа обоих
трёхфазных
преобразователей



Лампа отказа
однофазного
преобразователя



8. Выключатель
батареи



Выключатель генератора. По умолчанию всегда включён и закрыт предохранительным колпаком. Имеет три положения: ON – OFF – RESET



Реостат регулировки напряжения (не используется в игре)



Правая панель АЗС (игроку использовать не обязательно, по умолчанию все АЗС включены)

Схема электропитания самолёта

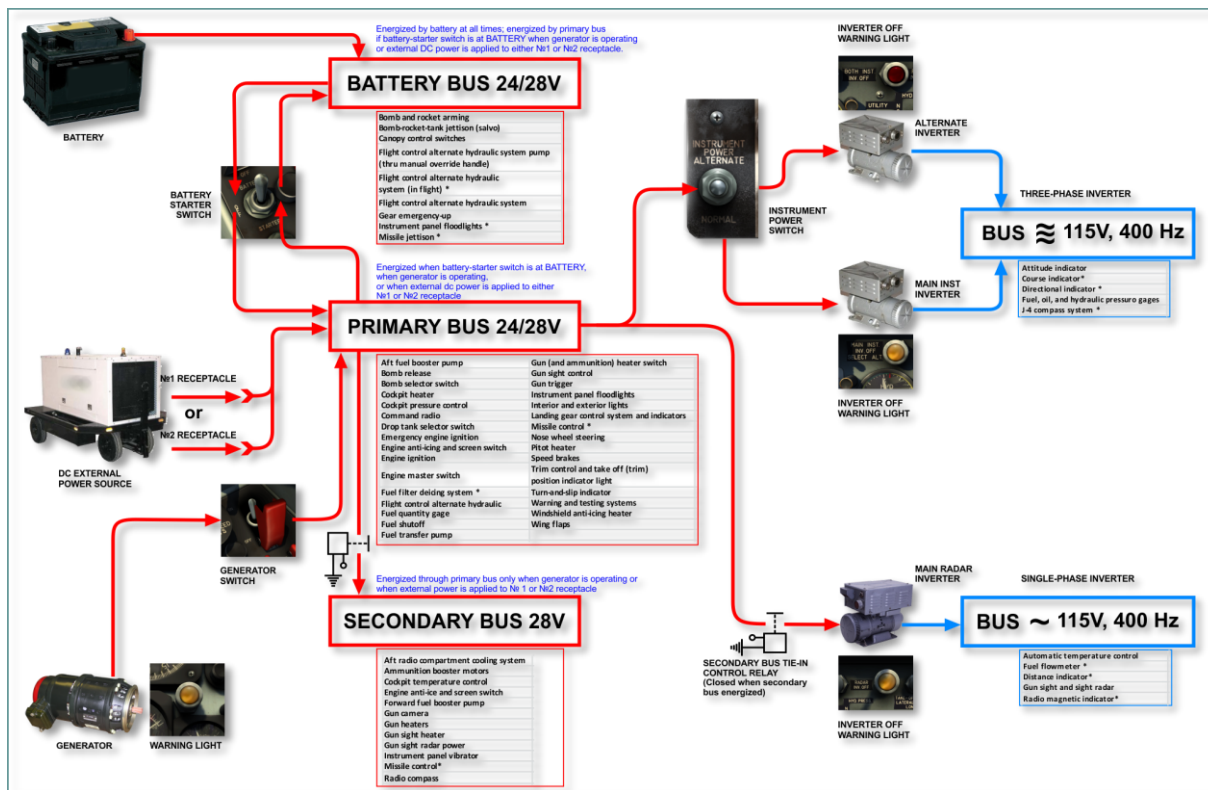


Рис. 5.3. Схема электропитания самолёта F-86F-35

Система постоянного тока (DC)

Электропитание постоянного тока обеспечивается тремя шинами: аккумуляторной, первичной шиной и вторичной шиной.

АККУМУЛЯТОРНАЯ ШИНА (BATTERY BUS) находится под напряжением непосредственно от аккумуляторной батареи. Она всегда находится в "горячем режиме" при достаточной ёмкости аккумулятора, независимо от положения переключателя BATTERY-OFF. Шина батареи может получать питание от генератора или от внешнего электропитания только при условии положения BATTERY переключателя BATTERY-OFF.

Потребители:

- Аккумуляторная батарея
- Система бомбардировочного и ракетного вооружения
- Система сброса подвесок (бомб, баков, НАР)
- Управление фонарём кабины
- Насос дублирующей бустерной гидросистемы
- Дублирующая бустерная гидросистема (в полёте) *
- Аварийная уборка шасси
- Освещение приборной доски *
- Система аварийного пуска управляемых ракет *

ПЕРВИЧНАЯ ШИНА (PRIMARY BUS) подключена непосредственно к клеммам генератора. Подключение этой шины к батарее возможно только при условии положения BATTERY переключателя BATTERY-OFF.

Потребители:

- Подкачивающий топливный насос
- Сброс бомб
- Переключатель выбора бомб
- Обогрев кабины
- Система поддавливания в кабине
- Радиостанция
- Переключатель выбора сброса подвесок
- Аварийная система запуска двигателя
- Переключатель противообледенительной системы и защитных экранов двигателя
- Система запуска двигателя
- Главный выключатель топливной автоматики
- Топливный фильтр (датчик обледенения) *
- Дублирующая бустерная система (на земле) *
- Топливомер
- Перекрывной кран
- Перекачивающий топливный насос
- Обогрев пулемётов

ВТОРИЧНАЯ ШИНА (SECONDARY BUS) получает питание от первичной шины, но только при условии, когда генератор находится в работе или подключено внешнее электропитание в разъём №1 или №2.

Потребители:

- Система охлаждения радиоотсеков
- Подача пулёмётных лент
- Система кондиционирования
- Противообледенительная система и система защитных экранов двигателя
- Топливный насос расходного бака
- Фотопулёмёт
- Обогрев пулёмётов
- Обогрев прицела
- Питание радара
- Приборная панель
- Система пуска управляемых ракет
- Радиокомпас

Такое подключение источников необходимо для удобства автоматического отключения от сети потребители непервой важности в случае отказа генератора.

В положении BATTERY аккумулятор используется как резервный источник питания. Ёмкость аккумулятора 34 А-ч.

Генератор имеет мощность более 11 кВт (допустимый ток 400 А).

Система переменного тока (АС)

Система переменного тока включает в себя:

- цепь и шину однофазного тока 115 В 400 Гц (питается одним однофазным преобразователем);
- цепь и шину трёхфазного тока 115 В 400 Гц (питается одним трёхфазным преобразователем).

В цепи трёхфазного тока имеется дополнительный (резервный) трёхфазный преобразователь, который находится в "горячем резерве" и включается в работу в случае отказа основного (но только при ручном включении).

Трёхфазные преобразователи питают: все гироскопические приборы, приборы давления (топлива, масла и гидросистем).

Подключение внешнего питания

Два разъёма для подключения внешнего питания находятся на левой стороне фюзеляжа чуть позади и выше задней кромки крыла.

На F-86F-35 при подключении наземного источника к разъёму №1 или №2 питание подаётся на обе шины и на аккумуляторную батарею (на батарею – при установке переключателя в положение BATTERY).

Автоматы защиты сети

Большинство электрических схем защищены от перегрузки двухконтактными нажимно-отжимными автоматами защиты сети (типа "push-pull") и автоматическими выключателями. Панели с автоматами защиты сети располагаются на левом и правом борту кабины (ближе к креслу пилота) и позволяют менять предохранители в полёте (в игре нет необходимости). По умолчанию постоянно включены, игроку нет необходимости их включать (при подготовке к запуску и полёту).

Большинство цепей переменного тока защищены предохранителями, которые не могут быть заменены в полёте.

5.2.2. Отказы объектов электросистемы

Отказ генератора

Сигнализируется лампой жёлтого цвета. Эта лампа загорается при отказе генератора (выходе его из строя), а также при выключенном переключателе ГЕНЕРАТОР (когда он в положении OFF или RESET).

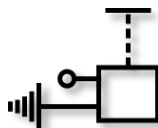
Генератор может выйти из строя по причине механического разрушения (попадание осколка или снаряда) или автоматически отключиться от сети при превышении выходного напряжения более 31 вольт. Если имеет место превышение напряжения, можно попытаться восстановить работу генератора кратковременным переводом выключателя в положение RESET и обратно в ON.

Предупреждение. Загорание сигнальной лампы ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА, говорит о том, что всё оборудование, работающее от вторичной шины (SECONDARY BUS), находится в нерабочем состоянии. Все потребители первичной шины подключаются к аккумуляторной батарее. Поэтому, с целью экономии заряда аккумулятора, необходимо выключить оборудование, не влияющее на безопасность полёта.

Перестают работать потребители:

Охлаждение радиоблоков

Подача пулемётной ленты
 Система кондиционирования
 Противообледенительная система и система защитных экранов
[Подкачивающий насос](#)
[Фотокамера](#)
[Обогрев пулемётов](#)
 Обогрев прицела
[Питание радара](#)
[Система пуска управляемых ракет](#)
[Радиокомпас](#)



Кроме того, срабатывает реле SECONDARY BUS TIE-IN CONTROL RELAY (см. [Рис. 5.3](#)), и поэтому также перестают работать потребители, подключенные к шине однофазного тока 115 В.

Батареи может хватить на 7-10 мин полёта.

Отказ однофазного преобразователя



Сигнализируется лампой жёлтого цвета приборной панели.

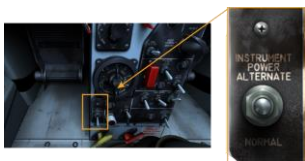
При отказе однофазного преобразователя вся цепь однофазного тока 115 В 400 Гц обесточивается. Перестают работать все потребители этой цепи:

Automatic temperature control
[Указатель расхода топлива](#)
[Индикатор дальности на прицеле](#)
[Питание радара](#)
[Индикатор радиокомпаса](#)

Отказ одного трёхфазного преобразователя



Сигнализируется лампой жёлтого цвета приборной панели. При отказе одного преобразователя необходимо перейти на питание от запасного переключением на центральной панели



. После перехода на питание от запасного преобразователя питание всех потребителей шины трёхфазного тока 115 В 400 Гц восстанавливается.

Отказ обоих трёхфазных преобразователей



Сигнализируется лампой красного цвета на приборной панели. При отказе обоих трёхфазных преобразователей вся цепь трёхфазного тока 115 В 400 Гц обесточивается. Перестают работать все потребители этой цепи:

- Авиагоризонт
- Индикатор курса
- Радиокомпас
- Приборы контроля топливной, маслянной и гидросистемы.

5.3. Топливная система

Топливная система предназначена для хранения на борту самолёта и обеспечения бесперебойной подачи топлива в топливную автоматику, а также заданной последовательности выработки топлива.

5.3.1. Общая схема и описание

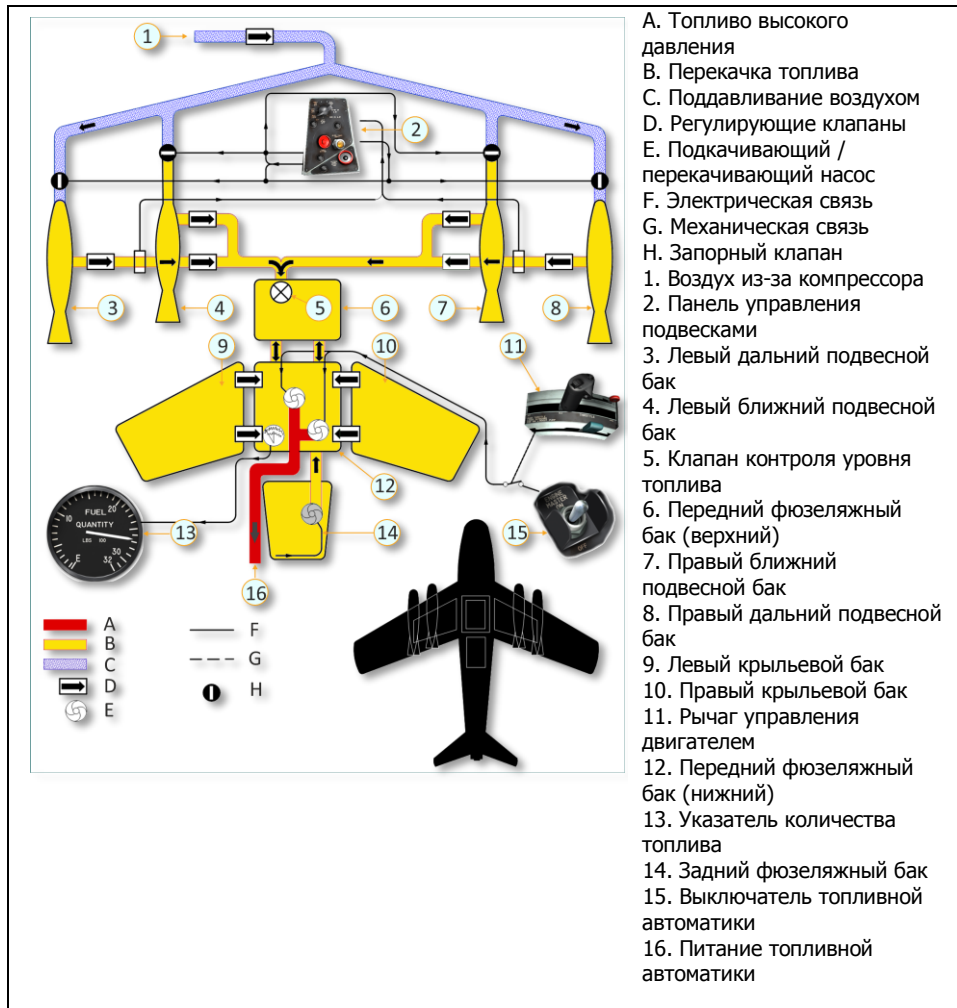


Рис. 5.4. Схема топливной системы самолёта

Топливо в самолёте расположено в четырёх топливных баках. Два топливных бака (передний и задний) находятся в фюзеляже и по одному – в каждой консоли крыла.

Для увеличения запаса топлива на самолёте предусмотрена установка подвесных топливных баков (ПТБ): два бака под каждую консоль крыла.



Рис. 5.5. Установка подвесных баков на самолёт

На пилоны, расположенные ближе к фюзеляжу, подвешиваются баки ёмкостью по 450 литров (120 галлонов), на специальных пилонах, расположенных дальше от фюзеляжа – баки ёмкостью по 760 литров (200 галлонов).

Передний фюзеляжный топливный бак состоит из двух отсеков: верхнего и нижнего. Нижний отсек выполняет функции расходного бака (расходная часть переднего бака). Все остальные топливные баки самолёта (включая подвесные баки) подключены именно к нижнему отсеку переднего бака (т.е. к расходной части). В нём установлены два электрических подкачивающих насоса, которые вступают в работу при условии включения ENGINE MASTER и перемещении РУД из положения СТОП (OFF) в МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE). При нормальной работе топливной системы топливо самотёком перетекает в расходную часть (нижний отсек переднего бака). В заднем фюзеляжном баке дополнительно установлен перекачивающий насос, который автоматически включается при понижении уровня топлива (примерно до 200 литров (56 галлонов)) в расходной части. Обратное перетекание топлива исключается обратными клапанами.

Таким образом, в топливной системе установлены один *ПЕРЕКАЧИВАЮЩИЙ* насос (в заднем баке), необходимый для пополнения расходной части бака, и два *ПОДКАЧИВАЮЩИХ* насоса (в расходной части переднего бака: передний и задний), необходимых для создания дополнительного давления топлива перед насосом [ТОПЛИВНОЙ АВТОМАТИКИ ДВИГАТЕЛЯ](#).

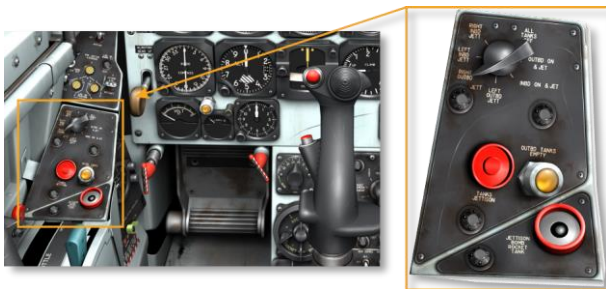
Перекачивающий и задний подкачивающий насосы подключены к первичной шине, передний подкачивающий насос – ко вторичной шине. Однако при отказе всех насосов

топливная система будет полностью выполнять свои функции: насос автоматики двигателя (механический) справится с созданием дополнительного давления, а топливо из заднего бака будет самотёком поступать в передний бак (при этом немного изменится картина изменения центровки во время расхода топлива).

5.3.2. Объекты кабины, связанные с топливной системой



РУД в крайнем заднем положении (OFF) – для механического перекрытия топливной магистрали от баков к двигателю



Панель управления подвесками



Панель управления подвесками. 7-позиционный переключатель для выбора подключаемых к расходу подвесных баков



Панель управления подвесками. Кнопка сброса подвесных баков



Панель управления подвесками. Лампа сигнализации выработки внешних подвесных баков



Панель управления подвесками. Кнопка аварийного сброса всех подвесок



Топливомер. Максимальное значение топлива во внутренних баках 2879 фунтов



Топливный расходомер



Электрический перекрывной кран основной магистрали топлива к двигателю и одновременно выключатель подкачивающ. насосов

ТОПЛИВОМЕР расположен на приборной панели и показывает общее количество топлива во внутренних баках в фунтах. Автоматически компенсируются плотность и температурное расширение. Особенность данного прибора заключается в том, что он откалиброван в сотнях фунтов, а измерение топлива в баках учитывает объём. Поэтому точная индикация веса топлива не обеспечивается.

Примечание. Топливомер начинает менять свои показания после израсходования внешних подвесных баков и начала расхода топлива из внутренних баков.

ТОПЛИВНЫЙ РАСХОДОМЕР расположен на приборной панели и показывает скорость потока топлива в расходной магистрали в фунтах/час. Показания расходомера являются приблизительными (зависят от температуры, плотности и химического состава топлива) и позволяют оценить тенденцию уменьшения или увеличения расхода топлива. Питание прибора – от системы трёхфазного переменного тока.

5.3.3. Порядок расхода топлива

Вначале расходуются подвесные крыльевые топливные баки, обычным порядком (перетеканием топлива). Чтобы обеспечить перетекание топлива из подвесных крылевых баков, они поддавливаются воздухом из-за компрессора (см. [Рис. 5.4](#)). Затем расходует примерно 80 литров (20

галлонов) топлива из верхней части переднего бака (перетекает самотёком в нижнюю часть). Далее включается перекачивающий насос в заднем баке и нагнетает топливо через нижнюю (расходную) часть первого бака в верхнюю часть. И так циклы повторяются, пока не раскачается задний бак. Затем обычным порядком (самотёком) расходуются внутренние крыльевые баки. Такой порядок выработки топлива обеспечивает сохранения передней центровки самолёта.

Автоматизация последовательности выработки топлива обеспечивается разностью создающихся в баках давлений и перекачивающим насосом заднего фюзеляжного бака. В случае отказа перекачивающего насоса, всасывающей силы насосов расходной части первого бака вполне достаточно для перетекания топлива из всех внутренних баков в расходный бак и обеспечения устойчивой работы двигателя.

5.3.4. Управление выработкой топлива

Управление выработкой и сбросом баков осуществляется с *ПУЛЬТА УПРАВЛЕНИЯ ПОДВЕСКАМИ* (Рис. 4.12), расположенного на левой наклонной панели. В зависимости от положения галетного переключателя происходит как выработка топлива из подвесных баков, так и сброс



подвешенного бака (баков).

При установке переключателя в положение **OUTBD ON & JET** открываются запорные электромагнитные клапаны подачи воздуха из-за компрессора во внешние подвесные топливные баки (ПТБ), а при установке переключателя в положение **INBD ON & JET**, соответственно, поддавливаются ПТБ, установленные ближе к фюзеляжу. Для сохранения правильной центровки и обеспечения нормальной управляемости по крену рекомендуется вначале выработать внешние баки, затем внутренние ПТБ.

После начала выработки топлива из внутренних баков галетный переключатель необходимо оставить в положении **INBD ON & JET**. Это

гарантирует полную выработку топлива из них (индикация полной выработки топлива из ближних к фюзеляжу ПТБ отсутствует).

Поддавливание воздухом ПТБ прекращается, и подвесные баки не вырабатываются при установке переключателя в положение ALL TANKS OFF.

При необходимости сброса баков замки ближних пилонов открываются электрическим сигналом. При сбросе дальних от фюзеляжа баков электрический сигнал открывает замки крепления и вводит в действие пиромеханизм, отталкивающий баки от самолёта.

При сбросе баков необходимо:

- убедиться в полной выработке топлива из сбрасываемых баков: внешних – по загоранию сигнальной лампы жёлтого цвета; внутренних – по началу выработки топлива из фюзеляжных баков (определяется как уменьшение значения на указателе менее 2880 фунтов);
- установить галетный переключатель в положение, соответствующее сбрасываемым бакам (баку):

**OUTBD ON
& JET**

для сброса внешних;

INBD ON & JET

– для внутренних;

- нажать кнопку TANKS JETTISON.

Предусмотрен индивидуальный сброс бака установкой галетного переключателя в требуемое положение (на примере сбросится правый внешний бак).

П р и м е ч а н и е . При необходимости возможен сброс полных или частично выработанных ПТБ. Переключатель в положении сброса баков запитывает цепи сброса при наличии питания по первой шине.

5.3.5. Количество заправляемого топлива

Количество топлива по бакам указано в Таблица 5.1.

Таблица 5.1

Бак	Кол-во баков	Полезное (вырабатываемое) топливо (каждый)				Полная заправка топливом (каждый)			
		фунты	кг	галлоны	литры	фунты	кг	галлоны	литры
Передний фюзеляжный	1	1274	580	196	740	1306	592	201	760
Задний фюзеляжный	1	682	310	105	400	689	312	106	402
Внутренние крыльевые	2	435	197	67	250	442	200	68	257
Подвесные внутренние	2	780	350	120	450	780	350	120	450
Подвесные внешние	2	1300	590	200	760	1306	592	201	760

Примечания .

1. Общее полезное (вырабатываемое) топливо без ПТБ – 2827 фунтов или 435 галлонов.
2. Общее полезное (вырабатываемое) топливо с двумя ПТБ на 120 галлонов – 4387 фунтов или 675 галлонов.
3. Общее полезное (вырабатываемое) топливо с ПТБ на 200 галлонов – 5427 фунтов или 835 галлонов.
4. Общее полезное (вырабатываемое) топливо с двумя ПТБ на 120 галлонов и двумя ПТБ на 200 галлонов – 6987 фунтов или 1075 галлонов.

5.4. Гидравлические системы

5.4.1. Общее описание

Самолёт имеет три отдельные гидравлические системы постоянного давления: общая гидросистема (UTILITY), основная бустерная гидросистема и дублирующая бустерная гидросистема.

Общая гидросистема предназначена для обеспечения работы:

- системы выпуска и уборки [шасси](#);
- системы управления поворотом переднего колеса;
- работу тормозов колёс;
- выпуск и уборку [воздушного тормоза](#).

Обе бустерные системы, как следует из названия, предназначены для снятия усилий на РУС в каналах крена и тангажа.

Общая гидросистема является полностью независимой от двух бустерных гидросистем. Кроме того, общая гидросистема имеет гидроаккумулятор для аварийного выпуска носовой стойки шасси.

Контроль давления в любой из трёх гидросистем осуществляется по единому манометру, расположенному в левой верхней части приборной доски. Выбор контролируемой системы зависит от положения переключателя UTILITY (общая) – NORMAL (основная бустерная система) – ALTERNATE (дублирующая бустерная система).



Рис. 5.6. Индикация и органы управления гидросистемы

Питание манометра осуществляется от [шины трёхфазного преобразователя](#) (115 В/400 Гц), который подключён к первичной шине.

5.4.2. Объекты кабины, связанные с гидросистемами



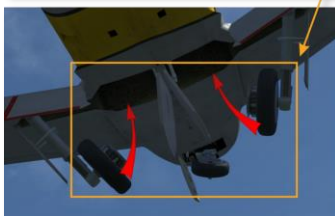
Переключатель FLIGHT CONT бустерной системы: в положении ALTERNATE ON – работает дублирующая ГС, для включения основной ГС временно установить его в положение RESET и затем – в NORMAL

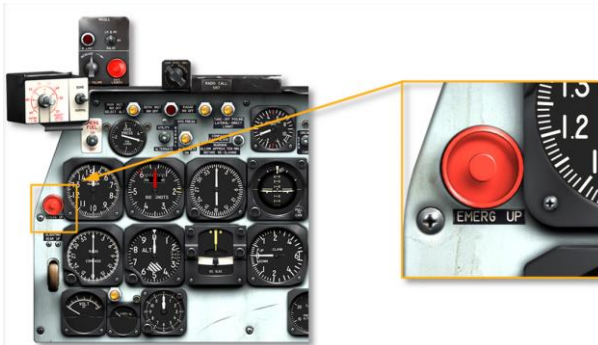


Выключатель
выпуска/уборки
воздушного
тормоза на РУД
|B|



Кран
выпуска/уборки
шасси |G|





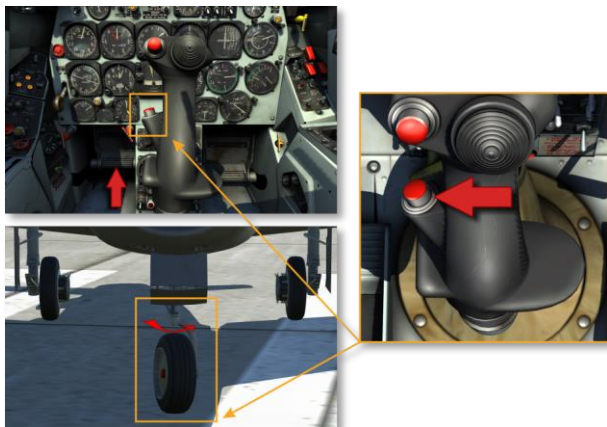
Кнопка аварийной уборки шасси (в игре нет необходимости использовать), см. [здесь](#).



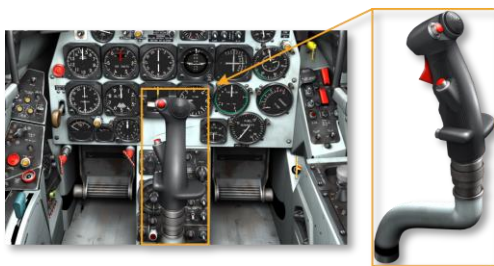
Манометр (указатель давления) – единый для всех трёх гидросистем



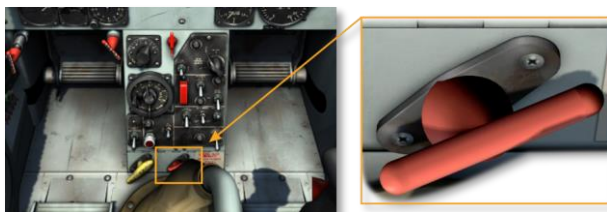
Переключатель манометра на одну из трёх гидросистем UTILITY–NORMAL–ALTERNATE; сигнальная лампа вступления в работу дублирующей бустерной системы ALTERNATE ON



Кнопка на РУС [\[S\]](#) для активации системы управления поворотом носового колеса.



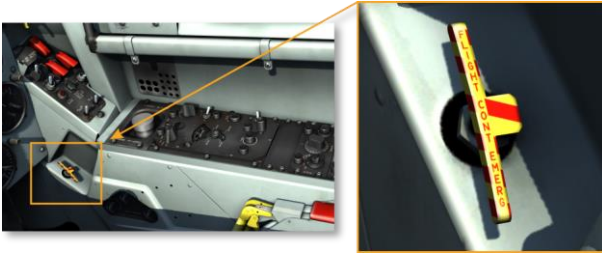
РУС, приводящий в действие исполнительные штоки гидросилителей в каналах крена и тангажа



Ручка (кран-переключатель) [аварийного выпуска шасси](#). Открывает доступ остаточному давлению общей гидросистемы к гидроцилиндрам выпуска шасси



Надпедальники (верхняя отклоняемая часть педалей), активирующие тормоза колёс основных стоек шасси. В игре [|W|](#) или кнопка джойстика



[Ручка ручного перехода на дублирующую бустерную гидросистему](#) (в случае отказа электрической цепи)

Гидрожидкость поступает в систему из резервуара, расположенного в правой части фюзеляжа. Давление в основной гидросистеме поддерживается плунжерным насосом с приводом от ротора двигателя.

Система выпуска и уборки шасси

Система выпуска и уборки шасси обеспечивает выпуск и уборку шасси, установку их на замки в выпущенном и убранном положении, а также открытие и закрытие защитных створок шасси.

Система имеет гидравлические приводы, работающие от общей гидросистемы самолёта. Для подключения гидроприводов к магистралям выпуска/уборки шасси служит электромагнитный кран, запитанный на первичную электрическую шину. Управление этим краном осуществляется ручкой выпуска/уборки шасси (Landing Gear Handle), которая находится внизу на приборной панели. Для упрощения в русском переводе эту ручку уборки/выпуска шасси в дальнейшем будем именовать как "кран



уборки/выпуска шасси"

Основные стойки шасси убираются в нижнюю часть фюзеляжа и крыла. Передняя стойка убирается в нишу носовой части фюзеляжа, при этом носовое колесо разворачивается на 90° параллельно земле, тем самым обеспечивая расположение передней стойки в небольшом пространстве между каналом воздухозаборника и обшивкой фюзеляжа. Защитные створки шасси закрываются и ставятся на замки как после уборки, так и после выпуска стоек, создавая плавное обтекание воздушного потока и исключая попадание пыли и грязи на землю.

Выпуск шасси осуществляется примерно за 5 секунд, а уборка – примерно за 4 секунды.

Индикация текущего положения шасси имеет три маркировки для трёх основных положений шасси:

Убрано



Промежуточное положение

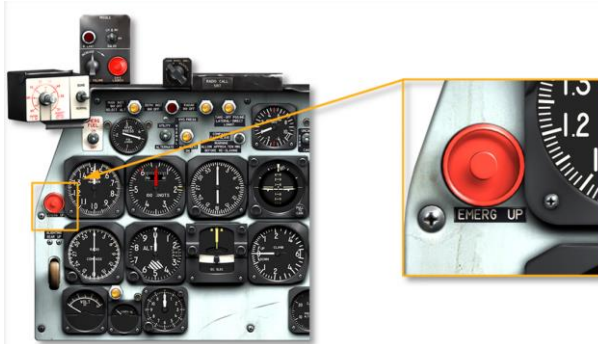


Выпущено



Основные колёса снабжены дисковыми гидравлическими тормозами, работающими от общей гидросистемы самолёта. Для торможения колёс необходимо нажать надпедальники (в игре – **|W|**).

Кнопка аварийной уборки шасси



Предназначена для уборки шасси на земле во время технического обслуживания или в случае сохранения выпущенного положения одной из стоек при положении крана шасси UP. В игре нет необходимости использовать, т.к. стойки шасси всегда убираются от крана уборки/выпуска шасси в соответствии с эксплуатационными характеристиками.

Кран-переключатель аварийного выпуска шасси

При падении давления в общей гидросистеме, отказе электропитания, возможен выпуск шасси при помощи [крана-переключателя аварийного выпуска](#), расположенного на [аварийной панели](#) (под панелью



вооружения)

Принимая решение аварийно выпустить шасси, необходимо установить кран выпуска шасси в нижнее положение (на выпуск), полностью вытянуть на себя аварийный кран-переключатель, проконтролировать выход стоек и их установку на замки по индикации выпуска шасси.

П р и м е ч а н и е . Основные стойки после принудительной разблокировки замков убранных положения выпускаются остаточным давлением гидросистемы и под действием силы своей тяжести. Передняя стойка, из-за необходимости разворота носового колеса, получает давление от специально предназначенного для этого гидроаккумулятора, разрядки которого хватает на один раз.

Система управления поворотом носового колеса

Поворот переднего колеса обеспечивается давлением общей гидросистемы, управляется педалями и кнопкой включения управления, расположенной на РУС.

Управление поворотом переднего колеса осуществляется в диапазоне $\pm 21^\circ$ при нажатии и удержании кнопки на РУС [S].

При ненажатой кнопке на РУС механизм поворота колеса работает как демпфер колебаний шимми, а колесо является свободно ориентирующимся.

5.4.4. Бустерные гидросистемы

На самолёте установлены две совершенно независимые бустерные гидросистемы: основная и дублирующая (Рис. 5.8).

Схема бустерных гидросистем (ГС)



А. Питающая магистраль	15. Стабилизатор
В. Основная бустерная магистраль	
С. Возвратная магистраль основной бустерной системы	
Д. Дублирующая бустерная магистраль	
Е. Возвратная магистраль дублирующей бустерной системы	
Ф. Электрическая связь	
Г. Механическая связь	
Н. Регулирующий клапан	
І. Реле давления	
Ј. Преобразователь давления	

Рис. 5.8. Схема бустерных гидросистем

Общее описание

Одновременно может работать только одна из систем. Любая из бустерных гидросистем обеспечивает полное снятие усилий с РУС, которые возникают при изменении положения управляющих поверхностей (элеронов, стабилизатора и руля высоты) в воздушном потоке. Снятие усилий осуществляется за счёт питания рабочей жидкостью исполнительных гидроцилиндров, включённых в систему управления. Исполнительные гидроцилиндры управляющих штоков имеют две рабочие полости. Одна полость питается от основной, а другая – от дублирующей системы. Работает всегда одна из полостей (основной или дублирующей системы).

Высокая надёжность снятия усилий с органов управления обеспечивается не только за счёт дублирования бустерных систем, а также за счёт того, что принципиально отличается привод гидронасосов: в основной системе он выполнен от коробки приводов реактивного двигателя самолёта, в дублирующей – от электродвигателя.

Основная бустерная гидросистема (ОБГС)

В основной бустерной гидросистеме давление поддерживается плунжерным насосом, который механически связан с коробкой приводов ротора двигателя.

ОБГС имеет отдельный от дублирующей системы бак. Нормальное рабочее давление примерно 3000 psi. Однако при повышенных усилиях на ручке управления самолётом возможно некоторое уменьшение давления с последующим восстановлением.

Дублирующая бустерная гидросистема (ДБГС)

Дублирующая бустерная гидросистема обеспечивает всю функциональность ОДГС в случае её отказа.

Давление в ДБГС поддерживается электрическим плунжерным гидронасосом, запитанным на аккумуляторную и на первичную шины одновременно. Работа гидронасоса управляется с реле давления, которое автоматически подключает электронасос ДБГС к электроцепи постоянного тока при определённых условиях (см. ниже).

Работа бустерных систем

Если включены АЗСы ALT HYD PUMP и EMERG HYD CONT, и включается аккумулятор (положение BATTERY), то в работу сразу вступает электронасос ДБГС. И пока не запустится двигатель, и давление в основной гидросистеме не превысит значение 2750 psi, будет работать электронасос ДБГС. После запуска двигателя возрастает давление в основной бустерной гидросистеме, и дублирующая автоматически переходит в резерв.

Переключение с ОБГС на ДБГС осуществляется автоматически при падении давления в ОБГС ниже 650 psi. При этом на приборной панели загорается сигнальная лампа ALTERNATE ON. Переключатель с ОБГС на



ДБГС используется для контроля работоспособности переключения при проверках и дублирования автоматического переключения при действительном отказе.

Примечание. 1. Автоматический или ручной переход с основной гидросистемы на дублирующую невозможен при падении давления в дублирующей ниже рабочего.

2. Если имеется питание на первичной шине, и включены АЗСы "ALT HYD PUMP", "EMERG HYD CONT", то насос ДБГС будет всегда автоматически включаться при давлении в ДБГС меньше 2750 psi.

3. Если питание на первичной шине отсутствует, но включены АЗСы "ALT HYD PUMP" и "ALT HYD CONTROL", и носовая стойка **не обжата** (работает микровыключатель), то насос ДБГС всегда автоматически включается при давлении в ОБГС менее 2750 psi, если же носовая стойка **обжата**, то он включаться не будет.

Таким образом, работа насоса ДБГС не зависит от положения тумблера (ALTERNATE ON–NORMAL–RESET), этот тумблер только выбирает от какой системы подавать давление в силовые цилиндры.

Предупреждение. Ввиду того, что электрический гидронасос бустерной гидросистемы потребляет много энергии при работе от аккумуляторной батареи, при работе на земле осуществлять переход на дублирующую бустерную гидросистему только при подключённом внешнем питании или при достижении оборотов двигателя 25 % (по устойчивому включению генератора в работу).

5.5. Антиобледенительная система двигателя

Все части входного устройства двигателя с открытой фронтальной площадью имеют защиту от обледенения, за исключением защитных экранов воздухозаборника.

Кромка воздухозаборника, а также направляющие лопатки на входе в компрессор нагреваются автоматически и непрерывно горячим после сжатия воздухом от компрессора двигателя.

При включении ANTI-ACE из кабины пилота ([Рис. 5.9](#)) горячий воздух от компрессора поступает на кромку воздухозаборника и защитный кок двигателя. Для исключения перегрева обтекателя в системе установлен термодатчик с термовыключателем, регулирующий подачу горячего воздуха. Также, при включении противообледенительной системы в кабине пилота автоматически убираются защитные экраны воздухозаборника для исключения образования на них льда.

Переключатель антиобледенительной системы и защитных экранов



Рис. 5.9. Переключатель системы защиты двигателя

Трёхпозиционный переключатель. В положении EXTEND защитные экраны в воздухозаборнике выпущены и предотвращают попадание в двигатель посторонних предметов при его эксплуатации на земле (попадание посторонних предметов в игре не моделируется). В положении RET защитные экраны убраны. Это особенно важно в полёте, для предотвращения образования льда на поверхности экранов с дальнейшим повреждением двигателя. При полёте в условиях возможного обледенения переключатель ставится в положение ANTI-ICE, при этом горячий воздух из-за компрессора двигателя подаётся на кромку воздухозаборника и защитный кок двигателя, предотвращая образование льда.

5.6. Система защиты двигателя от посторонних предметов на земле

Воздухозаборник оборудован системой защитных экранов, которые предназначены для защиты компрессора двигателя от засасывания посторонних предметов на земле (попадание этих предметов не моделируется). Эта система представляет собой восемь одновременно

выпускаемых экранов выдвижного типа в канале воздухозаборника. Выпуск и уборка экранов осуществляется из кабины пилота (Рис. 5.9). При работе двигателя на земле экраны должны быть выпущены (EXTEND – в игре нет необходимости), а в полёте – убраны (RET) для предотвращения образования льда на поверхности экранов (моделируется влияние обледенения на двигатель).

5.7. Система индикации пожара двигателя



Рис. 5.10. Система сигнализации о пожаре

- | | |
|---|--|
| <p>1. Выключатель системы контроля цепей сигнализации о пожаре</p> <p>2. Лампа-сигнализатор пожара в передней части двигателя</p> | <p>3. Лампа-сигнализатор пожара в задней части двигателя</p> |
|---|--|

Предназначена для индикации наличия [пожара](#) в двигательном отсеке. Система включает в себя датчики пламени и сигнальные лампы в кабине.

Датчики пламени установлены в переднем (компрессор и коробка приводов) и заднем (камера сгорания и хвостовая труба) двигательном отсеке, которые разделены между собой противопожарной перегородкой.

Система тушения пожара в двигательном отсеке отсутствует.

5.8. Система наддува и кондиционирования

Две независимо управляемых системы жизнеобеспечения пилота используют воздух из-за последней ступени компрессора.

Общая схема

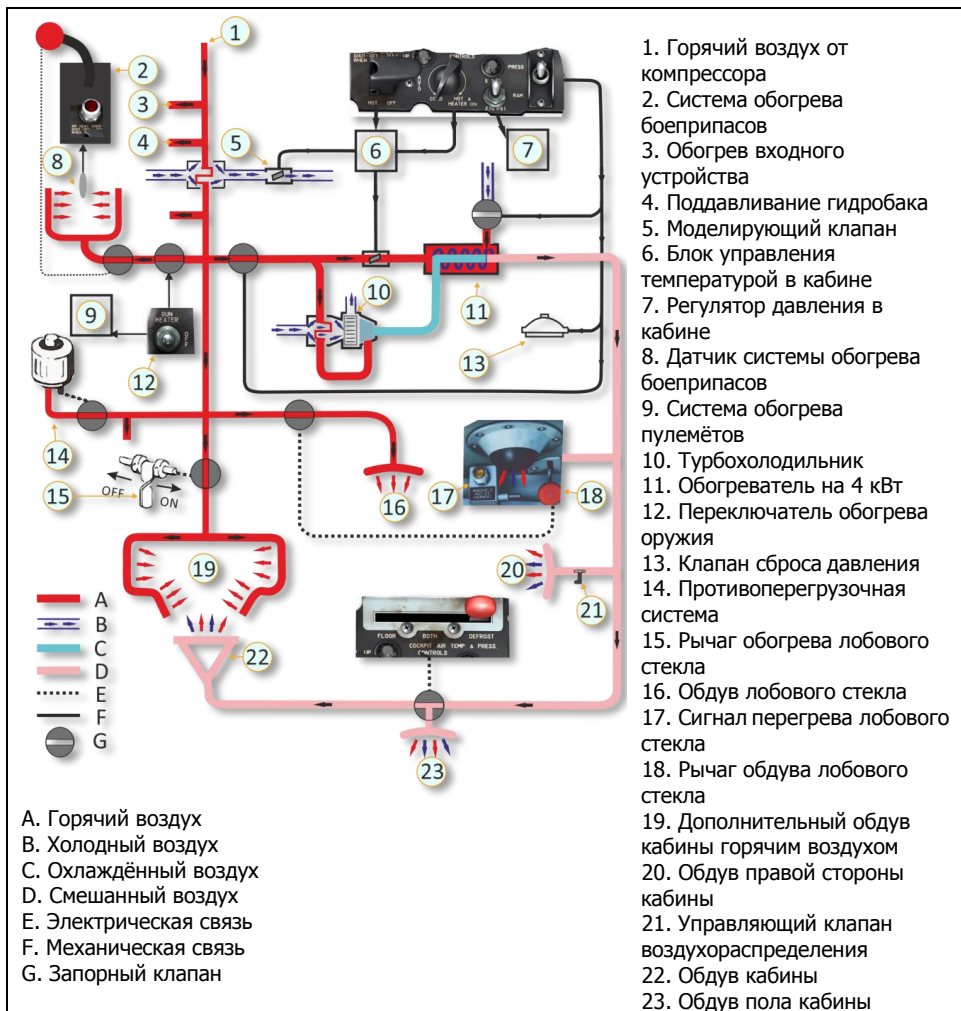


Рис. 5.11. Система наддува и кондиционирования

5.8.1. Работа системы

Первоначально горячий воздух охлаждается в первичном теплообменнике и затем делится на два потока. Один поток остаётся первично охлаждённым, другой проходит через дополнительный охладитель.

Часть воздуха направляется непосредственно к системам, требующим сжатого воздуха:

- противоперегрузочного костюма;
- наддува кабины;
- наддува подвесных топливных баков;
- обдува отсеков вооружения;
- обдува лобового стекла.

Оставшаяся часть воздуха через систему контроля температуры поступает в кабину пилота через вентиляционные отверстия.

Температура воздуха регулируется в соответствии с настройками, заданными с электронного блока управления температурой воздуха в кабине.

Принцип регулирования температуры следующий: воздух, поступающий в кабину, проходит по двум каналам. Первый канал – из первичного теплообменника, второй – после дополнительного охладителя.

При необходимости понижения температуры воздуха в кабине, срабатывает электронный клапан блока управления, и в кабину поступает воздух после дополнительного охлаждения.

Давление в кабине поддерживается потоком воздуха из вентиляционных отверстий и регулируется регулятором перепада давления в зависимости от высоты полёта. Чем больше высота, тем больше перепад давления в кабине пилота для поддержания нормальной жизнедеятельности.

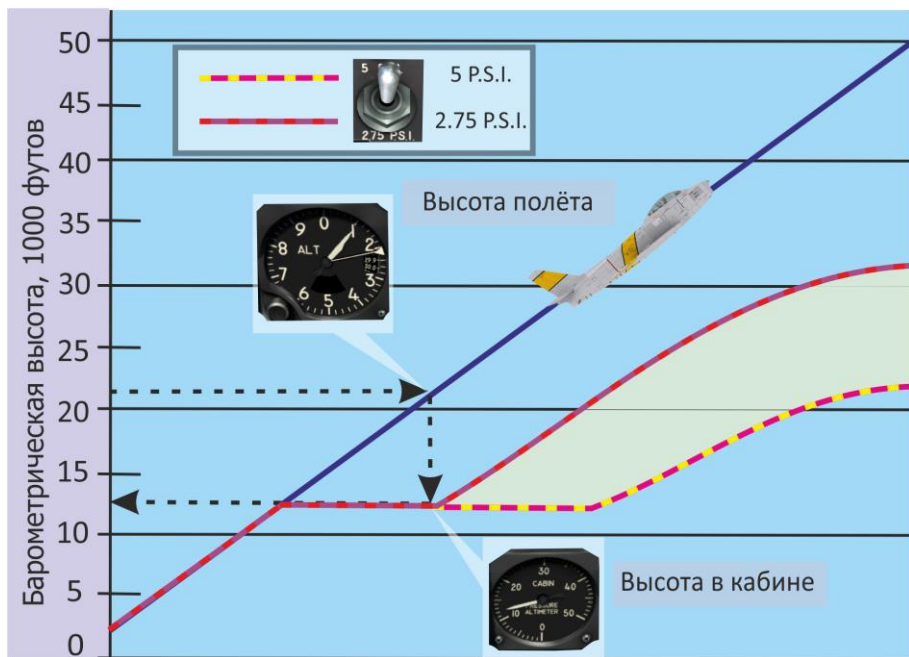


Рис. 5.12. Работа системы поддавливания в кабине

Примечание. Воздух в систему надува и кондиционирования подается из-за компрессора двигателя. Следовательно, для нормальной работы системы необходимо поддерживать определённые обороты двигателя в зависимости от высоты полёта, см. Таблица 5.2.

Таблица 5.2

Высота полёта, фты	Обороты двигателя, %
10 000	70
15 000	73
20 000	75
30 000	80
40 000	92
45 000	100

5.9. Система кислородного питания

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

Включает в себя четыре баллона для хранения запаса кислорода, трубопроводы, систему обратных клапанов, панель управления системой кислородного питания, Рис. 5.13.

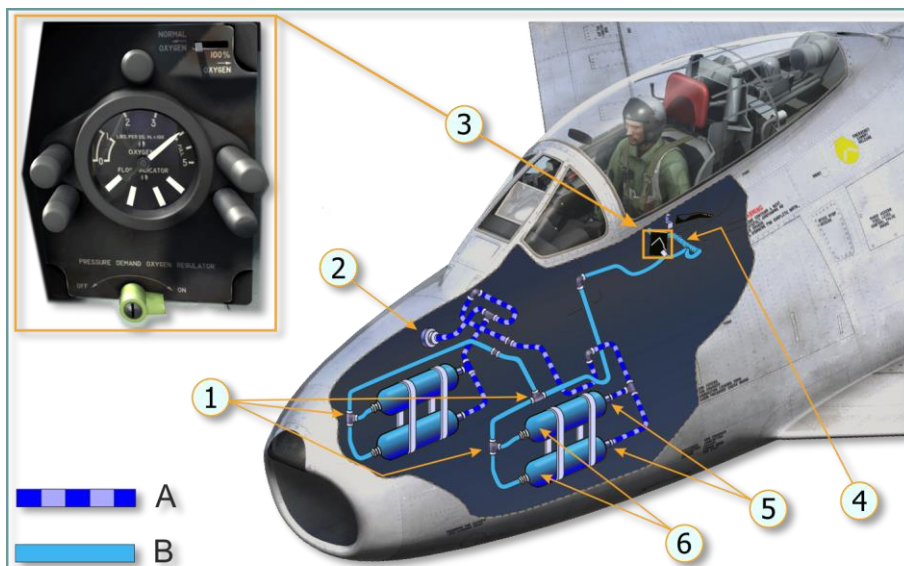


Рис. 5.13. Система кислородного питания

A – Линия наполнения кислородной системы

B – Линия подачи кислорода к маске лётчика

1. Обратные клапаны в линии подачи кислорода в маску

2. Штуцер наполнения системы

3. Панель управления системой кислородного питания

4. Трубка, соединяющая кислородную маску лётчика с линией подачи кислорода

5. Обратные клапаны в линии наполнения кислородом баллонов (обычно четыре)

6. Кислородные баллоны

(A) – Линия наполнения кислородной системы. Предназначена для соединения штуцера подключения наземной установки и кислородных баллонов (заправка не моделируется).

(B) – Линия подачи кислорода к маске лётчика.

(1) – Обратные клапаны в линии подачи кислорода в маску. Предназначены для автоматического отключения баллонов и участков линии подачи от системы кислородного питания в случае их повреждения

(т.е. даже если только один баллон останется целым, то снабжение кислородом продолжится без утечки кислорода через пробоины баллонов или повреждения линии подачи кислорода до обратного клапана).

(2) – *ШТУЦЕР НАПОЛНЕНИЯ СИСТЕМЫ*. Для подключения наземной установки. В игре не моделируется.

(3) – *ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМОЙ КИСЛОРОДНОГО ПИТАНИЯ* см. [Рис. 5.14](#).

(4) – *ТРУБКА, СОЕДИНЯЮЩАЯ КИСЛОРОДНУЮ МАСКУ ЛЁТЧИКА С ЛИНИЕЙ ПОДАЧИ КИСЛОРОДА*.

(5) – *ОБРАТНЫЕ КЛАПАНЫ В ЛИНИИ НАПОЛНЕНИЯ* кислородом баллонов
(6). Предназначены для предотвращения утечки кислорода из баллонов в случае повреждения линии наполнения.

(6) – *КИСЛОРОДНЫЕ БАЛЛОНЫ*. Предназначены для хранения кислорода на борту самолёта.

Панель управления системой кислородного питания (Oxygen regulator)

Панель управления системой кислородного питания, Рис. 5.14.



Рис. 5.14. Панель управления системой кислородного питания.

- | | |
|------------------------------|----------------------------------|
| 1. Рычаг разбавителя | 3. Индикатор кислородного потока |
| 2. Прибор измерения давления | 4. Выключатель подачи кислорода |

(1) – *РЫЧАГ РАЗБАВИТЕЛЯ*. Предназначен для выбора соотношения кислорода в смеси, имеет два положения: NORMAL OXYGEN – кислород автоматически подмешивается в зависимости от давления в кабине, 100% OXYGEN – доля кислорода в смеси 100 % (в особых случаях полёта).

(2) – *ПРИБОР ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ* в кислородных баллонах. Указывается в сотнях фунтов на квадратный дюйм (LBS PER SQ.IN или psi.). Давление в полностью заправленных баллонах составляет 400 psi.

(3) – *ИНДИКАТОР КИСЛОРОДНОГО ПОТОКА* (Flow Indicator). Индицирует течение кислорода попеременно меняющимися белыми и тёмными



прямоугольниками:

(4) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ПОДАЧИ КИСЛОРОДА* (Supply Lever). Полностью перекрывает подачу питания к кислородной маске.

В игре предусмотрено, что кислородная маска всегда надета. Поэтому, если выключатель подачи кислорода закрыть, то через 30-40 сек лётчик начнёт испытывать затруднения в дыхании и может "потерять сознание".



В игре должен быть всегда в положении ON

Работа системы кислородного питания

Нормальная работа системы (в положении рычага разбавителя NORMAL OXYGEN) обеспечивает пропорциональное смешивание чистого кислорода и воздуха в зависимости от высоты полёта и подачу этой смеси в маску лётчика. Кроме того, имеется вариант подачи 100 % кислорода (в положении 100 % OXYGEN).

Объём кислорода на борту обеспечивает различную продолжительность питания в зависимости от высоты полёта, режима использования системы и текущего давления в баллонах. Значения продолжительности времени питания лётчика (в часах) указаны в Таблица 5.3.

Таблица 5.3

Высота в кабине, футы	Режим	Показания прибора давления, psi						
		400,0	350,0	300,0	250,0	200,0	150,0	100,0
40000	100% OX.	5,7	4,9	4,1	3,2	2,4	1,6	0,8

Высота в кабине, фты	Режим	Показания прибора давления, psi						
		400,0	350,0	300,0	250,0	200,0	150,0	100,0
	NORMAL OX.	5,7	4,9	4,1	3,2	2,4	1,6	0,8
35000	100% OX.	5,7	4,9	4,1	3,2	2,4	1,6	0,8
	NORMAL OX.	5,7	4,9	4,1	3,2	2,4	1,6	0,8
30000	100% OX.	4,2	3,6	3,0	2,4	1,8	1,2	0,6
	NORMAL OX.	4,2	3,6	3,0	2,4	1,8	1,2	0,6
25000	100% OX.	3,4	2,9	2,4	1,9	1,4	1,0	0,5
	NORMAL OX.	4,0	3,4	2,8	2,3	1,7	1,1	0,6
20000	100% OX.	2,7	2,3	1,9	1,5	1,2	0,8	0,4
	NORMAL OX.	4,5	3,9	3,2	2,6	1,9	1,3	0,6
15000	100% OX.	2,1	1,8	1,5	1,2	0,9	0,6	0,3
	NORMAL OX.	5,4	4,6	3,9	3,1	2,3	1,5	0,8
10000	100% OX.	1,8	1,5	1,3	1,0	0,7	0,5	0,3
	NORMAL OX.	7,2	6,2	5,2	4,1	3,1	2,1	1,0

Подготовка системы перед полётом

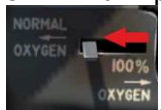
1. Выключатель подачи кислорода – ON.



2. Проверить давление в системе – 400 psi



3. Рычаг разбавителя установить в положение NORMAL OXYGEN



5.10. Светотехническое оборудование

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

5.10.1. Осветительное оборудование кабины лётчика

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

Включает в себя:

- подсветку приборной панели (Instrument Ring Lights);
- лампы подсветки левой и правой панелей (Console Floodlight);
- встроенную подсветку панелей левого и правого борта;
- фонари заливающего освещения (левый и правый) C-4A (Cockpit Utility Light);
- панель управления подсветом кабины (Cockpit Light Rheostat Panel);
- АЗСы, связанные с питанием источников света.



Рис. 5.15. Схема размещения источников света в кабине F-86F-35

1. Левый фонарь заливающего освещения С-4А (Left Cockpit Utility Light)
2. Лампа подсветки левой панели (Left Console Floodlight)
3. Встроенная подсветка панелей оборудования левого и правого борта
4. Подсветка приборной панели (Instrument Ring Lights)
5. Лампа подсветки правой панели (Right Console Floodlight)
6. Панель управления подсветкой кабины (Cockpit Light Rheostat Panel)
7. Правый фонарь заливающего освещения С-4А (Right Cockpit Utility Light)

(1) *ЛЕВЫЙ ФОНАРЬ ЗАЛИВАЮЩЕГО ОСВЕЩЕНИЯ С-4А* (Left Cockpit Utility Light) – установлен слева от кресла пилота, дополнительно освещает панель управления подвесками, левую переднюю панель, а также левую часть приборной панели, независимо от внутренней подсветки приборов



(2) *ЛАМПА ПОДСВЕТКИ ЛЕВОЙ ПАНЕЛИ* (Left Console Floodlight) – предназначена для дополнительного освещения левой боковой панели



(3) *ВСТРОЕННАЯ ПОДСВЕТКА ПАНЕЛЕЙ ОБОРУДОВАНИЯ ЛЕВОГО И ПРАВОГО БОРТА* – подсвечивает элементы управления оборудованием самолёта, расположенные на панелях левого борта



и правого борта



Осветительные элементы находятся внутри панелей.

(4) *ПОДСВЕТКА ПРИБОРНОЙ ПАНЕЛИ* (Instrument Ring Lights) – предназначена для подсветки приборного оборудования



(5) *ЛАМПА ПОДСВЕТКИ ПРАВОЙ ПАНЕЛИ* (Right Console Floodlight) – предназначена для дополнительного освещения панелей управления радиоконпасом, радиостанцией, системой опознавания



(6) *ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ПОДСВЕТОМ КАБИНЫ* (Cockpit Light Rheostat Panel) – для раздельной настройки яркости подсветки объектов кабины с помощью реостатов, см. Рис. 5.16:



1. Левый реостат. Управление яркостью фонарей заливающего освещения (1) и (7)
2. Средний реостат. Управление яркостью ламп подсветки левой и правой панели (2) и (5), а также встроенной подсветки панелей левого и правого борта (3)
3. Правый реостат. Управление яркостью внутренней подсветки приборов на приборной панели, а также настроечных шкал оборудования на панелях левого и правого борта

Рис. 5.16. Панель управления подсветкой кабины (панель реостатов освещения)

Примеры настройки яркости реостатами:



Левый реостат –
полностью
ВПРАВО,
остальные –
полностью влево



Средний реостат
–полностью
ВПРАВО,
остальные –
полностью влево



Правый реостат –
полностью
ВПРАВО,
остальные –
полностью влево

(7) ПРАВЫЙ ФОНАРЬ ЗАЛИВАЮЩЕГО ОСВЕЩЕНИЯ C-4A (Right Cockpit Utility Light) – установлен справа от кресла пилота, дополнительно

освещает правую переднюю панель и правую часть приборной панели,



независимо от внутренней подсветки приборов

Кроме светотехнического оборудования кабины самолёта в игре предусмотрен фонарь пилота, который включается сочетанием клавиш [|LAlt + L|](#):



Рис. 5.17. Включение фонаря пилота

Управление фонарём пилота осуществляется поворотом мыши.

Лампы имеют номинал напряжения 27-29 В, поэтому при неработающем генераторе подсветка имеет тусклое свечение, несмотря на полностью правое положение реостатов на панели [Рис. 5.16](#).

5.10.2. Внешнее светотехническое оборудование

Обеспечивает заметность самолёта на безопасном расстоянии другими участниками воздушного движения, а также освещение полосы (рулѐжных дорожек) для лѐтчика при рулении, взлѐте и посадке в тѐмное время суток, Рис. 5.18.



Рис. 5.18. Вид самолёта ночью с включённым внешним светотехническим оборудованием

Включает в себя:

- бортовые аэронавигационные огни (БАНО), их четыре Рис. 5.18: левый огонь – красного цвета, правый огонь – зелёного цвета, и два хвостовых огня – оранжевого (слева) и белого (справа) цветов;
- посадочную и рулѐжную фары (убираемые в фюзеляж);
- огни сигнализации выпущенных шасси на стойках (WIP).

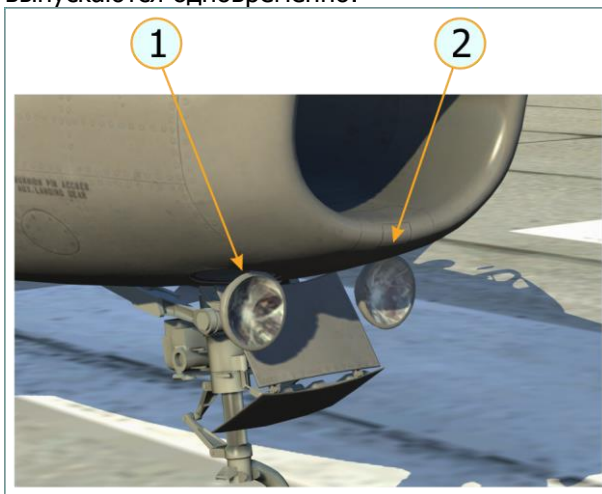
Органы управления внешним светотехническим оборудованием:

- переключатель режима работы БАНО (постоянный–выключено–проблесковый) (Position and Fuselage Light Selector Switch), он же выключатель БАНО;
- переключатель интенсивности света БАНО (ярко–тускло) (Dimmer Switch);
- выключатель посадочной и рулѐжной фар (Landing and Taxi Light Switch), он же осуществляет выпуск/уборку фар.

- *ХВОСТОВЫЕ ОГНИ* расположены рядом:



- *ПОСАДОЧНАЯ (1) И РУЛЁЖНАЯ (2) ФАРЫ* размещены рядом, выпускаются одновременно:



Особенность эксплуатации посадочной фары

Посадочная фара имеет повышенную мощность и для длительной работы должна охлаждаться набегающим потоком воздуха. С этой же целью в цепи фары имеется микровыключатель, установленный на носовой стойке. Нормальное положение – разомкнут (фара выключена) при обжатии стойки. Таким образом, после касания поверхности передней стойкой шасси микровыключатель автоматически отключает посадочную

(правую) фару. При положении выключателя EXTEND&ON фара снова включается, как только вес с носовой стойки исчезнет.

Описание объектов кабины, связанных с внешним светотехническим оборудованием

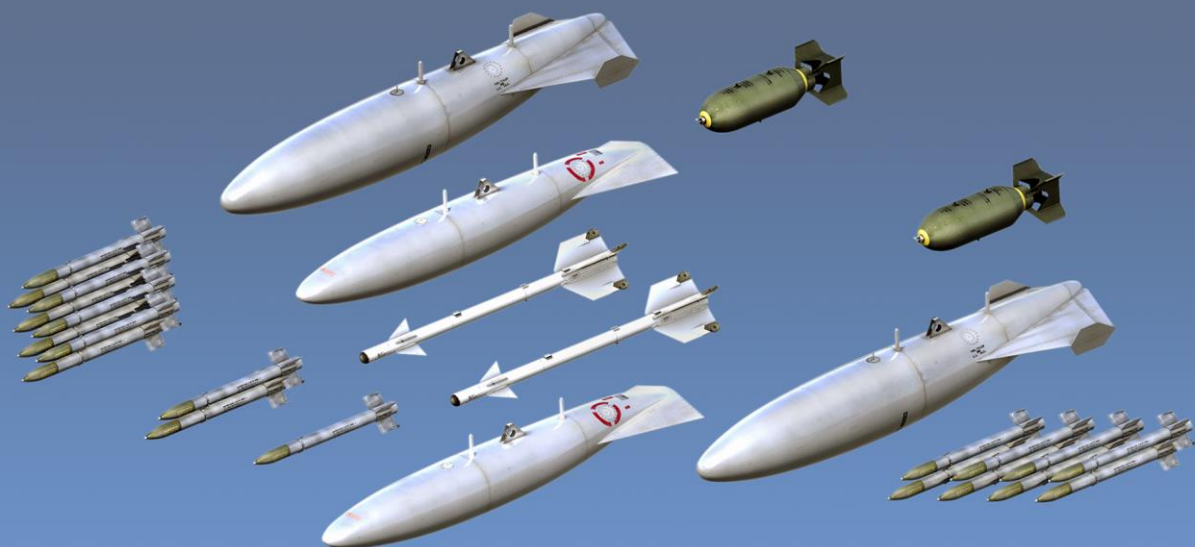


Слева – переключатель интенсивности света БАНО (Dimmer Switch), BRIGHT–DIM (ярко – тускло);
Справа – переключатель режима работы БАНО STEADY–OFF–FLASH (постоянно – выкл.–мигающий)
(Position and Fuselage Light Selector Switch)



Выключатель рулѐжной и посадочной фар (Landing and Taxi Light Switch), он же выпускает/убирает фары (EXTEND& ON – выпуск и включение фар, OFF – выключение выпущенных фар, RETRACT – уборка фар)

Всѐ светотехническое оборудование самолѐта подключено к цепи 27-29 В постоянного тока.



6

ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЁТА

6. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЁТА

6.1. Предназначение, состав, варианты вооружения. Общее описание

6.1.1. Предназначение и состав

Предназначение

Система вооружения самолёта предназначена для размещения на самолёте, управления режимами боевого применения и доставки оружия (авиационных средств поражения, АСП) в район выполнения боевой задачи и последующего прицельного применения АСП по целям.

Состав

Система вооружения включает в себя как отдельные объекты, так и подсистемы:

- узлы подвески средств поражения к самолёту и подсистему сброса оружия с подвесок;
- [общие органы управления](#) оружием и прицелом;

Подсистемы оружия и авиационные средства поражения:

- [стрелково-пулемётное вооружение](#) (СПВ) – включает в себя 6 пулемётов калибра 12,7 с боекомплектом по 300 патронов на каждый и [органы управления СПВ](#) из кабины пилота;
- [бомбардировочное вооружение](#) (БВ) – включает в себя бомбы калибра 500 фунтов (до двух), [систему маловысотного бомбометания](#), [систему бомбометания с вводом ручной поправки](#) и [органы управления БВ](#) из кабины пилота;
- [неуправляемое ракетное вооружение](#) (НУРВ) – включает в себя до 16 НАР калибра 5" типа HVAR и [органы управления НУРВ](#) из кабины пилота;
- [управляемое ракетное вооружение](#) (УРВ) – включает в себя две ракеты типа GAR-8 (ИК ГСН) и [органы управления УРВ](#) из кабины пилота;
- [полуавтоматический оптический прицел типа А-4](#) и [оборудование для настройки и управления прицелом](#);
- [радиолокационное оборудование AN/APG-30](#);

- [фотокамера фиксации прицеливания и результатов применения.](#)

В конце главы в подразделе [6.10](#) сведены в таблицу все объекты кабины, связанные с системой вооружения с их кратким описанием.

6.1.2. Варианты вооружения F-86F-35, узлы подвески, подсистема сброса оружия с подвесок

Исходя из предназначения, самолёт может быть снаряжен как для ведения воздушного боя, так и для ударов по земле. Кроме того, могут быть смешанные варианты снаряжения, Рис. 6.1.

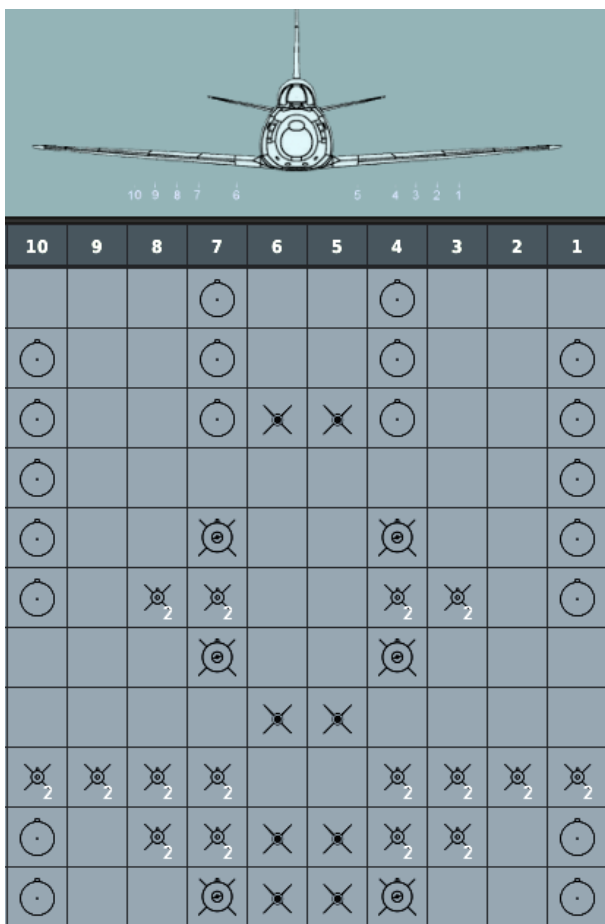
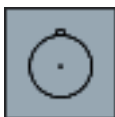


Рис. 6.1. Основные варианты вооружения F-86F-35

Элементы на схеме означают:



– подвесные баки;



– управляемые ракеты GAR-8 (прообраз AIM-9);



– бомбы AN-M64 калибра 500 фунтов;



– НАР калибра 5" типа HVAR, подвешиваемые попарно.

В тот период ещё не было такой унификации систем подвески вооружения, как сейчас, поэтому для подвески НАР и бомб требовались различные крепежи (узлы подвески). Варианты подвески вооружения не имеют особых ограничений в сочетаниях, за исключением конструктивных (когда нельзя подвесить что-либо из-за размеров "соседа"). Поэтому сочетания обусловлены в основном тактическими соображениями.

Узлы подвески средств поражения к самолёту

Самолёт может оборудоваться съёмными узлами подвески (racks) для баков, бомб и НАР:

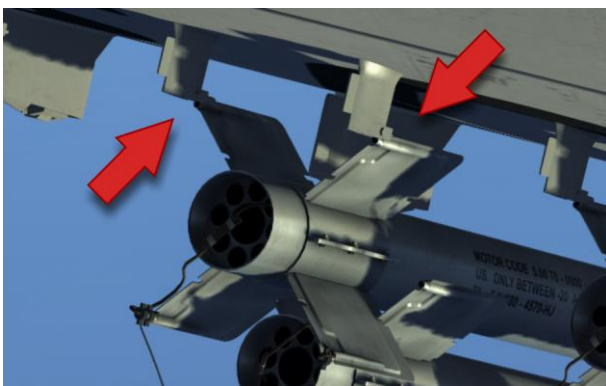


Пилоны для подвески УР, бомб, баков (слева направо)

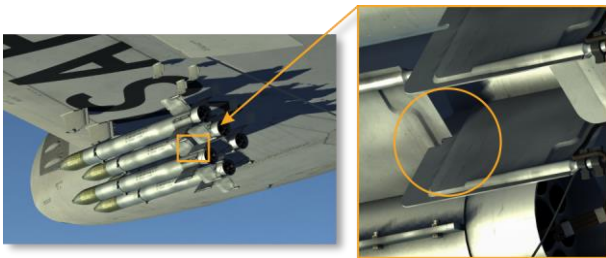


Пусковые устройства для НАР (4 под каждым крылом)

Подвеска НАР к пусковым устройствам имеет особенности: НАР подвешиваются в два яруса. Верхняя ракета крепится за три точки: за одну переднюю (front mount) и за две точки сзади (rear mount). Для подвески хвостовой части используются концы двух стабилизаторов НАР (rocket fin blades):



Подвеска верхнего НАР за два стабилизатора



Нижняя НАР подвешивается за специальные вырезы в стабилизаторах верхней ракеты

Так как нижняя НАР подвешивается, используя элементы конструкции верхней ракеты, пуск верхней ракеты невозможен при отказе двигателя нижней ракеты (отказ НАР в игре не моделируется).

Подсистема сброса подвесок

Подсистема сброса включает в себя выключатели на центральном пульте вооружения (Рис. 6.2, 3, 7, 8, 10), кнопку аварийного сброса на пульте управления подвесками и электроцепи сброса, которые замыкаются боевой кнопкой сброса/пуска, расположенной на РУС, а также аварийные подсистемы сброса: [механическую](#) и [электрическую](#), см. [6.4.3](#).

С помощью аварийной кнопки можно сбросить всё подвешенное оружие, за исключением УР.

6.2. Общие органы управления оружием и прицелом

6.2.1. Центральная панель вооружения

Предназначена для управления различными функциями подсистем оружия и прицела.





Рис. 6.2. Центральная панель вооружения

1. Главный переключатель вооружения (Gun-Missile Selector Switch) OFF-SIGHT, CAMERA&RADAR-GUNS-MISSILE
 2. Обогрев пулемётов
 3. Выключатель сброса ракет
 4. Переключатель режима пуска НАР SINGLE-OFF-AUTO

9. Переключатель нити накаливания для подсветки прицела (интенсивности подсветки)
 10. Переключатель порядка сброса осколочных бомб ALL TRAIN-OFF-SINGLE TRAIN

- | | |
|---|--|
| 5. Переключатель задержки взрывателя для NAP FUZE DELAY-OFF-INSTANT | 11. Сигнальная лампа готовности осколочных бомб |
| 6. Переключатель активного взрывателя для бомбы ARM NOSE&TAIL-TAIL ONLY | 12. Переключатель трёхфазных преобразователей |
| 7. Переключатель порядка сброса фугасных бомб ALL-OFF-LEFT-RIGHT | 13. Блок настройки прицела (Sight Selector Unit) |
| 8. Переключатель ручного/автоматического сброса бомб: AUTO RELEASE-MANUAL RELEASE | 14. Регулятор поправки на ветер и на движение цели (Bomb-target Wind Control Knob) |
| | 15. Неадействованная ручка |

(1) ГЛАВНЫЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВООРУЖЕНИЯ (Gun-Missile Selector Switch) OFF-SIGHT CAMERA&RADAR-GUNS-MISSILE.

- OFF – отключены цепи, питающие прицел (гироскоп, подсветку), камеру, радар, СПВ, УРВ;
- SIGHT CAMERA&RADAR – прицел и камера работают в полном объёме, отключены цепи, питающие СПВ, УРВ;
- GUNS – прицел и камера работают в полном объёме, активны цепи СПВ, отключены цепи, питающие УРВ;
- MISSILE – прицел и камера работают в полном объёме, активны цепи УРВ, отключены цепи, питающие СПВ.

Примечание. Питание цепей БВ и НУРВ не зависит от положения Главного переключателя вооружения.

(2) ОБОГРЕВ ПУЛЕМЁТОВ. На каждом пулемёте установлен электрический обогреватель. Используется при низких температурах и большой влажности для исключения заклинивания оружия (при температуре +1,7°C и ниже).

(3) ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ СБРОСА РАКЕТ ROCKET JETT READY-OFF. Предназначен для активации варианта аварийного сброса ракет через цепи бомбового вооружения. При включении выключателя (ROCKET JETT READY) подготавливается электрическая цепь сброса ракет. При этом ракеты сбрасываются при нажатии кнопки пуска ракет/сброса бомб на РУС. Этот вариант сброса ракет можно использовать при полёте с ракетами и топливными баками, когда баки сбрасывать не требуется, [подробнее.](#)

(4) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМА ПУСКА НАР SINGLE-OFF-AUTO. В положении SINGLE (вверх) при каждом нажатии на кнопку пуска ракет/сброса бомб на РУСе пускается одна ракета. В положении AUTO (вниз) пуск ракет производится при удержании кнопки пуска до израсходования боекомплекта. В положении OFF (среднее положение)

пуск ракет от боевой кнопки не происходит. Выбор порядка пуска ракет не действует, когда переключатель ROCKETS JETT READY находится во включенном (верхнем) положении – все ракеты уходят (сбрасываются) одновременно, [подробнее.](#)

(5) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ЗАДЕРЖКИ ВЗРЫВАТЕЛЯ ДЛЯ НАР FUZE DELAY–OFF–INSTANT. В зависимости от положения выключателя устанавливается задержка детонации ракеты. В положении INSTANT активируется взрыватель в головной части ракеты, и подрыв происходит одновременно с контактом цели. В положении DELAY активирован внутренний взрыватель, и подрыв ракеты происходит с небольшой (относительно) задержкой после контакта с целью. В положении OFF возможен подрыв ракеты при детонации внутреннего взрывателя. При аварийном сбросе ракет взрыватели ракет автоматически деактивируются, [подробнее.](#)

(6) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ АКТИВНОГО ВЗРЫВАТЕЛЯ ДЛЯ БОМБЫ ARM NOSE&TAIL–TAIL ONLY. Используется для фугасных бомб. В положении ARM NOSE&TAIL активирован и передний, и донный взрыватели, и детонация происходит мгновенно после контакта с целью. В положении TAIL ONLY активируется только хвостовой взрыватель, и подрыв бомбы происходит с небольшой задержкой. В нейтральном положении взрыватели бомб неактивны, [подробнее.](#)

(7) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ПОРЯДКА СБРОСА ФУГАСНЫХ БОМБ ALL–OFF–LEFT–RIGHT. При подвеске осколочных бомб переключатель должен быть установлен в положение OFF. В положении ALL при нажатии на кнопку пуска ракет/сброса бомб на РУСе, все фугасные бомбы сбросятся. При установке в положение LEFT при нажатии кнопки сброса на РУСе сбросится левая бомба, при повторном нажатии – правая. Аналогично при установке переключателя в положение RIGHT, [подробнее.](#)

(8) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РУЧНОГО/АВТОМАТИЧЕСКОГО СБРОСА БОМБ: AUTO RELEASE–MANUAL RELEASE. Выбор режима сброса бомб. В положении AUTO управление сбросом бомб осуществляет автоматика. В положении MANUAL подготовленная к сбросу бомба (бомбы) отцепляется в момент нажатия пилотом кнопки сброса на РУС, [подробнее.](#)

(9) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ НИТИ НАКАЛИВАНИЯ ДЛЯ ПОДСВЕТКИ ПРИЦЕЛА. Отвечает за выбор альтернативной нити накаливания (первичной или вторичной) лампы интенсивности подсветки прицела.

(10) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ПОРЯДКА СБРОСА ОСКОЛОЧНЫХ БОМБ ALL TRAIN–OFF–SINGLE TRAIN. В положении ALL TRAIN бомбы сходят одновременно

с левого и правого крыла. В положении SINGLE TRAIN при нажатии на кнопку сброса вначале сходит бомба с левого крыла, затем, если пилот удерживает кнопку сброса, сходит бомба с правого крыла. В игре не задействован из-за отсутствия осколочных бомб, [подробнее](#).

(11) СИГНАЛЬНАЯ ЛАМПА ГОТОВНОСТИ ОСКОЛОЧНЫХ БОМБ. Указывает, что осколочные бомбы готовы к применению.

(12) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ТРЁХФАЗНЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ. Применяется для ручного дублирования перехода на питание от запасного преобразователя, см. [электросистему](#).

(13) БЛОК НАСТРОЙКИ ПРИЦЕЛА (Sight Selector Unit). Работает вместе с прицелом А-4, см. [6.7.1](#).

(14) РЕГУЛЯТОР ПОПРАВКИ НА ВЕТЕР И НА ДВИЖЕНИЕ ЦЕЛИ (Bomb-target Wind Control Knob). [Подробнее](#). Работает вместе с [бомбардировочным вооружением](#).

(15) Незадействованная ручка.

Остальные органы управления подсистемами вооружения и прицелом рассмотрены в соответствующих разделах описания вооружения.

6.3. Стрелково-пулемётное вооружение

6.3.1. Общее описание

Стрелково-пулемётное вооружение включает в себя шесть пулемётов Colt-Browning M3 (50-caliber AN/M3 Browning Machine Gun), установленных по три штуки с каждой стороны носовой части фюзеляжа и боекомплект к ним.



Рис. 6.3. Расположение пулемётов на борту самолёта



Рис. 6.4. Три пулемёта AN/M3, установленные на левом борту F-86

Характеристики пулемёта указаны в Таблица 6.1.

Таблица 6.1

Калибр (Caliber)	12,7 мм
Темп стрельбы (Rate of Fire)	1200 выстрелов/мин
Начальная скорость пули (Muzzle Velocity)	890 м/с
Масса секундной очереди (One Second Burst Mass)	0,87 кг
Боекомплект	300 патронов на каждый пулемёт
Патрон:	
длина	99 мм
вес пули	41,92–51,80 г
энергия пули	15530–20257 Дж



Рис. 6.5. Патроны 12,7 x 99

В районе днища фюзеляжа расположены ёмкости для отработанных пулемётных лент и гильз для поддержания центровки самолёта (поэтому гильзы не летят из самолёта при стрельбе).

Заряжание и разряжание оружия производится на земле до и после полёта. При заклинивании оружия в воздухе перезарядка невозможна.

Пристрелка пулемётов и прицела для стрельбы из пулемётов

Оси пулемётов установлены параллельно СГФ. Ось прицела пресекает оси стволов пулемётов на расстоянии 2250 футов (686 м). Пристрелка выполняется для самолёта массой 15791 фунтов (с 50 % топлива и с полным боекомплектом) при установившемся полёте (без разгона и торможения).

Примечание. Для исключения загрязнения дула пулемётов после заряжания закрываются резиновыми пробками, которые вылетают при первом выстреле (не моделируется в игре).

6.3.2. Органы управления СПВ

Цепи СПВ запитаны от первичной шины.

Органы управления СПВ включают в себя:

- главный переключатель вооружения (Gun-Missile Selector Switch) (положение GUNS) на центральной панели вооружения;
- щиток управления пулемётами;

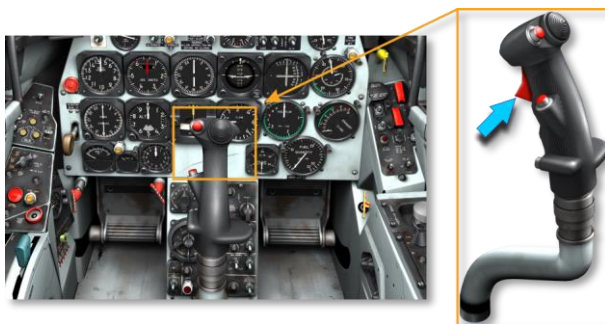
- триггер (кнопка в виде курка) на РУС для открытия огня из пулемётов;
- выключатель обогрева стволов пулемётов на центральной панели вооружения.



Главный переключатель вооружения (положение GUNS)



1. Переключатель выбора активных пулемётов:
 OFF – ни одного;
 UPPER GUNS – верхние пулемёты;
 MID GUNS – средние пулемёты;
 LOWER GUNS – нижние пулемёты;
 ALL GUNS – все пулемёты.
 2. Лампы сигнализации готовности пулемётов к стрельбе (соответственно надписям)



Триггер (кнопка в виде курка) на РУС



Выключатель обогрева стволов пулемётов (для предотвращения заклинивания пулемётов от обледенения при низких температурах и высокой влажности)

Кроме перечисленного оборудования для прицельной стрельбы из СПВ необходимо использовать [прицел А-4](#) и [оборудование для его настройки](#). Для включения прицела в режим работы с СПВ необходимо установить блок настройки прицела в положение GUNS. Блок настройки прицела рассмотрен в [6.7.1](#).

[Применение СПВ](#)

6.4. Бомбардировочное вооружение

6.4.1. Общее описание

Включает в себя две бомбы AN-M64 калибра 500 фунтов (Рис. 6.6) и органы управления БВ. Органы управления БВ позволяют осуществить прицеливание и сброс с использованием трёх различных систем:

- с использованием прицела ([без использования ручного ввода](#) прицельной поправки);
- [с использованием системы LABS](#) (Low-altitude bombing system);
- с использованием прицела и [с ручным вводом прицельной поправки MPC](#) (manual pip control).

Кроме того, существует система [аварийного сброса](#) бомб и подвесок.



Рис. 6.6. Бомбы AN-M64 калибра 500 фунтов

Бомбы подвешиваются только на держатели № 4 и 7 (согласно схеме [Рис. 6.1](#)).



Рис. 6.7. Самолёт с двумя бомбами AN-M64



Рис. 6.8. Подвеска бомб с баками

Системой управления оружием предусмотрен нормальный (тактический) и аварийный сброс. Нормальный сброс может быть выполнен в автоматическом или ручном режиме, одновременным сбросом или по одной бомбе. Также обеспечивается выбор взрывателя и задержки срабатывания. Аварийный сброс возможен только на "невзрыв" (unarmed).

Прицеливание и автоматический сброс осуществляется с использованием прицела А-4. В случае отказа электрооборудования механическая система обеспечивает аварийный сброс бомб (подвесок), но без взведения взрывателей.

См. [Органы управления бомбардировочным вооружением.](#)

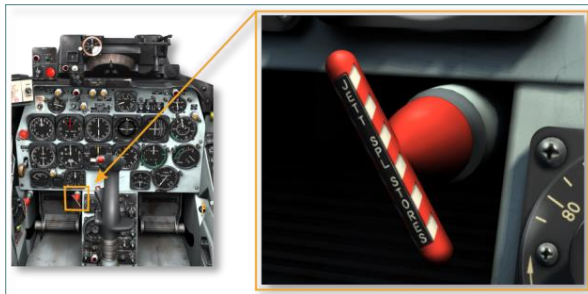
Характеристики бомбы AN-M64 приведены в Таблица 6.2.

Таблица 6.2

	Характеристика	Значение
	Калибр	500 фунтов
	Вес фактический	512 фунтов/232,4 кг
	Длина	150,3 см
	Длина корпуса	119,6 см
	Диаметр корпуса	36,0 см
	Длина оперения	33,0 см
	Ширина оперения	48,0 см
	Масса взрывчатого вещества	116,5 кг
	Тип ВВ	ТНТ/Аммотол

6.4.2. Специальная подвеска (не моделируется)

Специальная подвеска устанавливается под левое крыло. Панель управления подвесками находится на левой консоли перед РУДом. Механический рычаг сброса спец. подвески расположен правее центрального пульта ниже приборной доски



6.4.3. Органы управления бомбардировочным вооружением (общие)

Цепи БВ запитаны от первичной шины.

Органы управления БВ включают в себя:

- [переключатель ручного/автоматического сброса](#) бомб (Demolition Bomb Release Selector Switch);
- [переключатель порядка сброса фугасных бомб](#) (Demolition Bomb Sequence Selector Switch);
- [переключатель режима сброса осколочных бомб](#) (Fragmentation Bomb Selector Switch);
- [кнопка сброса бомб/пуска ракет на РУС](#) (Bomb-rocket Release Button);
- аварийный сброс подвесок ([механический](#)) (Emergency Jettison Handle);
- аварийный сброс подвесок ([от электроцепи](#)) (Bomb-rocket-tank Jettison Button).

Примечание. Есть отличие в сбросе фугасных и осколочных бомб, однако осколочные бомбы пока что в игре не используются.

Переключатель ручного/автоматического сброса бомб



При установке положения MANUAL RELEASE сброс бомбы происходит при нажатии на кнопку сброса на РУСе. При установке положения AUTO сброс происходит автоматически, если пилот начинает удерживать кнопку сброса до момента, когда режим полёта самолёта (тангаж, скорость,

высота, перегрузка) позволяет бомбе после отцепки попасть в цель. Точку сброса рассчитывает бортовой компьютер (вычислитель). Для осколочных бомб (не реализованы пока) переключатель должен стоять в положении MANUAL RELEASE.

Для работы переключателя MANUAL RELEASE–AUTO необходимо, чтобы переключатель последовательности сброса (см. ниже) был в положении отличном от положения OFF (т.е. или ALL, или LEFT, или RIGHT).

Переключатель порядка сброса фугасных бомб



Четырёхпозиционный переключатель на центральной панели вооружения выбора последовательности сброса бомб DEM BOMBS ALL–OFF–LEFT–RIGHT.

При установке переключателя в положение LEFT после первого нажатия на кнопку сброса уходит левая бомба, после второго нажатия – правая. Аналогично при установке в положение RIGHT, т.е. переключать его для сброса второй бомбы не требуется. В положении ALL сходят обе бомбы одновременно. В положении OFF бомбы вообще не сходят (за исключением использования аварийного сброса, см. ниже).

При подвеске осколочных бомб (пока не реализованы), для предотвращения их случайного сброса необходимо, чтобы DEM BOMBS ALL–OFF–LEFT–RIGHT находился в положении OFF.

При использовании варианта вооружения, в котором есть и НАР, и бомбы, для предотвращения одновременного схода НАР и бомб при нажатии на кнопку сброса бомб/пуска ракет на РУС (Bomb-rocket release button) необходимо проверить:

- а) при необходимости пуска НАР перед сбросом бомб – положение **OFF** на переключателе порядка сброса фугасных

бомб (Demolition Bomb Sequence Selector Switch) и одновременно любое положение, **кроме OFF**, на переключателе режима пуска НАР (Rocket Release Selector Switch)



Switch) ;

- b) при необходимости сброса бомб перед пуском НАР – любое положение, **кроме OFF**, на переключателе порядка сброса фугасных бомб (Demolition Bomb Sequence Selector Switch) и одновременно положение **OFF** на переключателе режима пуска НАР (Rocket Release Selector Switch).

Переключатель активного взрывателя для бомбы



Положения: ARM NOSE&TAIL–NEUTRAL–TAIL ONLY. Используется для фугасных бомб. В положении ARM NOSE&TAIL активирован и передний, и хвостовой взрыватели, и детонация происходит мгновенно после контакта с целью. В положении TAIL ONLY активируется только хвостовой

взрыватель, и подрыв бомбы происходит с небольшой задержкой. В нейтральном положении (NEUTRAL) взрыватели бомб неактивны, и бомба падает без детонации.

Переключатель режима сброса осколочных бомб

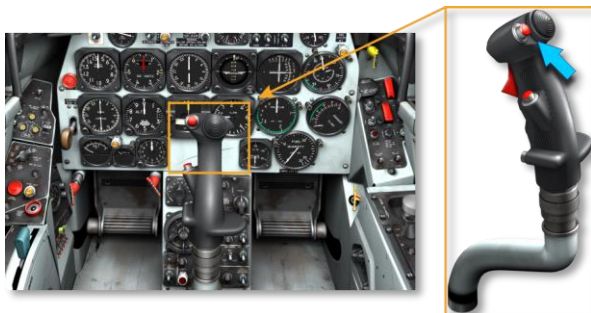


Примечание. В игре переключатель пока не реализован ввиду отсутствия осколочных бомб.

Предназначен для управления режимом сброса осколочных бомб. В положении SINGLE TRAIN при нажатии на кнопку сброса уходит вначале левая, а затем правая бомба. В положении ALL TRAIN при нажатии на кнопку сброса уходят обе бомбы одновременно. В положении OFF осколочные бомбы не детонируют.

Для возможности сброса осколочных бомб необходимо, чтобы переключатель MANUAL RELEASE–AUTO был в положении MANUAL RELEASE.

Переключатель порядка сброса фугасных бомб (Demolition Bomb Sequence Selector Switch) будет неактивен, если ALL TRAIN–OFF–SINGLE TRAIN будет в положении отличном от OFF.

Кнопка сброса бомб и пуска ракет

Замыкает цепи сброса (пуска) при нажатии. Также при нажатии срабатывает кинофотопулемёт.

Аварийный сброс подвесок (механический)

Позволяет в случае отказа электрооборудования механически аварийно осуществить сброс подвесок. Сброс происходит при вытягивании троса разблокировки замковых держателей аварийной ручкой примерно на 6 дюймов (в игре меньше, игровое допущение). При вытягивании троса все сбрасываемые средства поражения автоматически переходят в состояние НЕВЗВЕДЕНО, независимо от положения переключателей.

Аварийный сброс подвесок (от электроцепи)



Питается от аккумуляторной шины.

Позволяет аварийно сбросить все подвески (кроме УР GAR-8). Бомбы и НАР будут сброшены невзведёнными.

Бомбардировочное вооружение и прицел А-4

Использование перечисленных выше органов управления бомбардировочным вооружением позволяет осуществить сброс бомб (как с активным, так и с неактивным взрывателем). Однако для прицельного бомбометания, кроме перечисленного оборудования, необходимо использовать прицел А-4. Для его подключения к бомбардировочному вооружению необходимо включить главный переключатель вооружения



(положение SIGHT CAMERA&RADAR или GUNS), а также установить блок настройки прицела в положение BOMB



. Эти органы управления рассмотрены в [6.7.1](#). Порядок действий с оборудованием для бомбометания с использованием прицела указан [здесь](#).

6.4.4. Система маловысотного бомбометания LABS (Low-altitude Bombing System)

Система предназначена для обеспечения прицельного бомбометания с малой высоты, используя манёвр перевода в набор высоты с определёнными значениями перегрузки и скорости при вводе. Сброс осуществляется автоматически в точке, рассчитанной системой LABS. Точка определяется системой, исходя из длительности выдерживания установленной перегрузки и текущего значения угла тангажа. Самолёт, таким образом, используется для разгона бомбы перед сбросом и вывода её в точку автоотцепки (тангаж самолёта примерно 110°). После отцепки бомба продолжает набирать высоту по инерции и осуществляет свободное падение по параболе. Согласно расчёту, падение бомбы после отцепки должно осуществиться в точку, над которой была зажата кнопка сброса бомб. Система LABS изначально была разработана для сброса ядерных бомб, однако ничто не мешает сбрасывать с её помощью и обычные бомбы.

Основными компонентами системы является гироскоп и релейный блок, установленные в фюзеляже самолёта. Панель управления системы находится на приборной доске справа вверху. Ниже панели расположен прибор системы LABS, индицирующий текущий тангаж и крен на манёвре при бомбометании.

Система питается от первичной, вторичной шины и однофазного преобразователя.

Панель управления системы LABS



Рис. 6.9. Панель LABS

1. Выключатель арретира гироскопа LABS (Gyro Caging Switch)
2. Выключатель системы LABS (LABS Start Switch)
3. Выбор режима прицеливания (Change over Switch)

(1) ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ АРРЕТИРА ГИРОСКОПА LABS (GYRO CAGING SWITCH)

Расположен на панели управления LABS (слева). Переключатель устанавливается в положение UNCAGE (гироскоп разарретирован) во время работы системы LABS. Всё остальное время должно быть положение CAGE (заарретирован).

Примечание. Установка переключателя в положение UNCAGE через 2 мин после включения системы LABS. После разарретирования гироскопа индикатор системы показывает текущее положение самолёта по тангажу и крену относительно положения в точке разарретирования, поэтому разарретирование необходимо выполнять только после максимально точного установления режима ГП без кренов.

(2) ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ СИСТЕМЫ LABS (LABS START SWITCH)

Расположен на панели управления LABS (средний). В положении ON включается подсветка прицельного кольца на А-4, и подаётся питание на двигатель интервалометра системы LABS.

(3) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВЫБОРА РЕЖИМА ПРИЦЕЛИВАНИЯ (CHANGE OVER SWITCH)

Расположен на панели управления LABS (справа). Используется для выбора режима прицеливания при бомбометании: либо с использованием прицела А-4, либо системы LABS.

В положении А-4 прицел работает в нормальном режиме с пулемётами, бомбами и ракетами. В положении LABS прицельная марка электрически арретируется, а также подаётся питание на гироскоп системы LABS. Для выключения LABS переключатель CHANGE-OVER необходимо вернуть в положение А-4.

Индикатор угла пикирования и крена (Dive-and-Roll Indicator)

Установлен на приборной доске ниже пульта LABS.

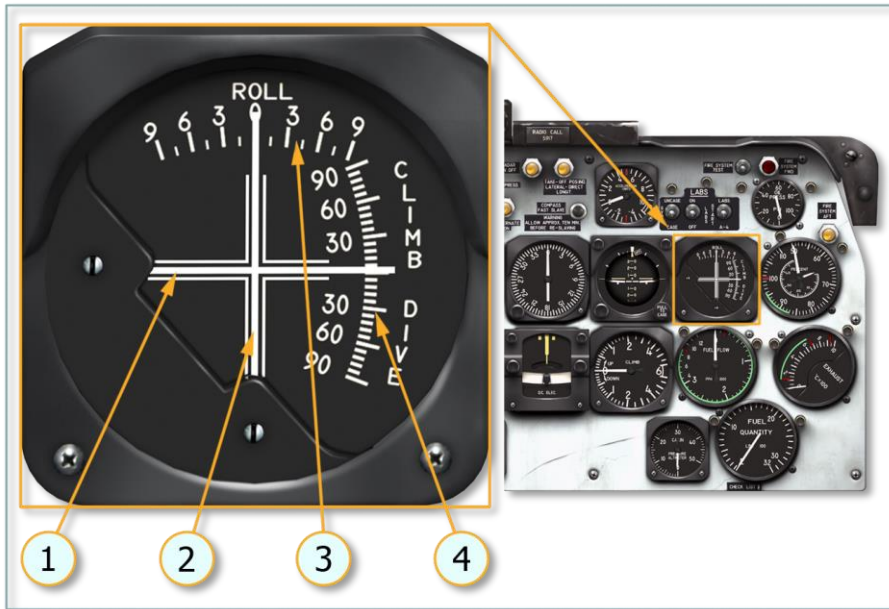


Рис. 6.10. Индикатор угла пикирования и крена

- | | |
|---|---|
| 1. Индикатор отклонения тангажа от заданного значения | 3. Шкала значений отклонения по крену |
| 2. Индикатор отклонения крена от заданного значения | 4. Шкала значений отклонения по тангажу |

Верхняя шкала индицирует крен (десять градусов), правая – тангаж (единицы градусов). Индикатор находится в рабочем состоянии при включённой LABS и установке переключателей CHANGE-OVER в положение LABS, GYRO – в положение UNCAGE.

[Применение LABS](#) (порядок работы с оборудованием).

6.4.5. Система бомбометания с ручным вводом прицельной поправки MPC (Manual Pip Control)

Система предназначена для эффективного и безопасного бомбометания и обеспечивает ручную коррекцию прицельной метки на отражателе прицела, индикацию высоты сброса бомбы, а также начало безопасного выхода из атаки (не столкновения с целью, рельефом и осколками от бомбы). В сравнении со способом прицеливания и сброса без ручного

ввода прицельной поправки является более безопасным, более точным, но одновременно и более сложным в использовании.

Система включает в себя два устройства в кабине пилота: *ПУЛЬТ ВВОДА РУЧНОЙ ПОПРАВКИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ (MANUAL PIP CONTROL UNIT)* и *БОМБАРДИРОВОЧНЫЙ ВЫСОТОМЕР (BOMBING ALTIMETER)*. Они используются для определения зависимых величин: воздушной скорости, угла пикирования и высоты сброса бомбы (высоты начала выхода из атаки), а также для контроля высоты при выполнении атаки. Угол пикирования контролируется по авиагоризонту. При использовании системы MPC режим работы прицела A-4 должен быть установлен в положение GUN (пушки).

Пульт ввода ручной поправки прицеливания (Manual Pip Control Unit)

Электрически связан с прицельным кольцом A-4 и позволяет пилоту в ручном режиме ввести прицельную поправку при бомбометании. При установке переключателя в положение NORMAL прицел A-4 работает в обычном режиме. В положении BOMB прицельное кольцо электрически арретируется и устанавливается на угол от 0 до 174 тысячных, в зависимости от положения поворотного регулятора на пульте MPC



На пульте MPC находятся четыре калиброванных циферблата. Один на лицевой панели, остальные циферблаты – перекидные



(левой и правой кнопкой мыши **LClick**, **RClick** по закладке, листаются вверх). Установка регулятора контролируется по белой риске на нём. На циферблате лицевой панели значения откалиброваны в тысячных и используются при известных заранее углах пикирования и высотах над целью. Перекидные циферблаты выбираются в зависимости от условий атаки цели. Каждый циферблат имеет две шкалы. Внутренняя шкала DIVE ANGLE соответствует углу пикирования на цель от 20 до 90° с шагом в 10°. Внешняя шкала INDEX ALTITUDE показывает рекомендованную высоту сброса бомбы (высота над уровнем моря в сотнях футов) в зависимости от



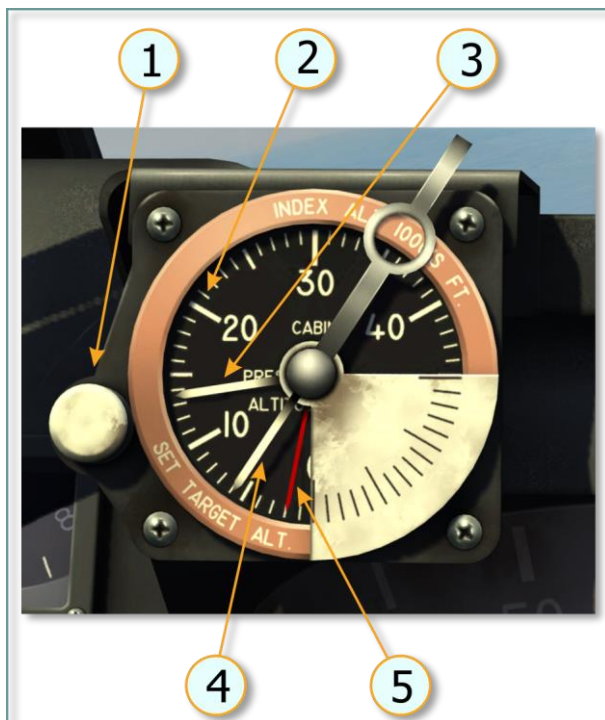
установленного угла пикирования (на примере – для угла пикирования -60° высота сброса равна 5000 футов, при высоте ввода 15000 футов, скорости в момент сброса 288 узлов).

Индекс высоты и угол пикирования на пульте MPC откалиброваны для следующих условий:

- a) Перед вводом в атаку самолёт стриммирован в горизонтальном полёте, воздушные тормоза выпущены, обороты – малый газ.
- b) Скорость ввода в пикирование зависит от истинной высоты над целью (с учётом высоты по прибору и высоты цели):
 - 10000 футов – 305 узлов
 - 15000 футов – 288 узлов
 - 20000 футов – 270 узлов.
- c) Высота начала выхода из атаки рассчитывается из условий потери высоты 2500 футов на вывод в горизонтальный полёт с перегрузкой 5 ед. после сброса бомбы.

Бомбардировочный высотомер (Bombing Altimeter)

Расположен в левой части прицела, подключён к статической проводке и индицирует текущую барометрическую высоту полёта.



1. Ручка установки высоты цели
2. Шкала высоты (в тыс. футов)
3. Стрелка-указатель текущей высоты (показания совпадают с показаниями высотомера на приборной панели)
4. Стрелка-указатель с кольцом для удобной установки высоты сброса бомб (на примере установлена высота сброса 6000 футов)
5. Стрелка-указатель высоты цели над уровнем моря (задаваемой ручкой (1))

Рис. 6.11. Бомбардировочный высотомер

Предназначен для информирования пилота о высоте сброса бомбы и начале выхода из атаки.

Внешняя шкала прибора разделена на красный и белый секторы. На белом секторе нанесены индексы высоты полёта. В красном секторе считывается высота цели, текущая высота, высота сброса бомбы и начала вывода из пикирования. Высота цели (тонкая красная стрелка) устанавливается рукояткой, расположенной слева на приборе. Этой стрелкой выставляется превышение высоты цели над уровнем моря (бомбовый высотомер работает по давлению уровня моря). На приборе установлен рычаг с белой стрелкой. Рычаг устанавливается с помощью рукоятки по центру прибора на индекс высоты (в соответствии со значениями на пульте МРС), при этом белая стрелка указывает на высоту сброса и начала вывода из пикирования.

Авиагоризонт

Расположен на приборной доске и индицирует угол снижения при бомбометании. Диапазон индицируемых углов снижения от 10° до 90°. Перед выполнением атаки, если показания авиагоризонта не соответствуют положению самолёта, необходимо установить горизонтальный полёт, выполнить арретирование прибора.

Порядок работы с оборудованием для бомбометания с прицелом и с ручным вводом прицельной поправки (МРС) [здесь](#).

6.5. Неуправляемое ракетное вооружение (НУРВ)

6.5.1. Общее описание

Самолёт может применять НАР 5" типа HVAR (High Velocity Aircraft Rocket). Предусмотрен монтаж восьми пусковых устройств (4 под каждым полукрылом) с размещением по две неуправляемые ракеты в два яруса на каждом устройстве (см. [6.1.2](#)).



Рис. 6.12. Самолёт с 16 НАР типа HVAR

Также предусмотрена совместная подвеска двух подвесных топливных баков на внешние точки подвески и четырёх пусковых устройств на внутренних точках подвески с восьмью неуправляемыми ракетами.



Рис. 6.13. Подвеска 8 неуправляемых ракет HVAR с баками

Применение ракет осуществляется с помощью авиационного прицела А-4.

Характеристики НАР типа HVAR указаны в Таблица 6.3

Таблица 6.3

	Характеристика	Значение
	Вес	134 фунта (61 кг)
	Длина	68 дюймов (173 см)
	Диаметр	5 дюймов (127 мм)
	Вес ВВ	7,5 фунтов (3,4 кг) ТНТ или состава В
	Вес боевой части	45,5 фунтов (20,6 кг)
	Двигатель	Ракетный двигатель на твёрдом топливе 52 дюйма (132 см) в длину x 5 дюймов (12,7 см) в диаметре
	Размах оперения	15,625 дюймов (38,1 см)
	Тип ракетного топлива	баллистит, прессованный
	Скорость	1375 футов/с (419 м/с) плюс скорость ЛА-носителя
	Система управления	Нет
	ЛА-носители	Одно- или двухдвигательный ЛА

6.5.2. Органы управления НУРВ

Органы управления НУРВ включают в себя:

- переключатель режима пуска НАР (Rocket Release Selector Switch);
- [выключатель активации сброса пусковых устройств НАР](#) вместе с НАР (Rocket Jettison Switch);
- [интервалометр ракетного вооружения](#) (Rocket Intervalometer);
- [переключатель задержки взрывателя для НАР](#) (Rocket Fuze (Arming) Switch);
- [кнопка сброса бомб и пуска ракет на РУС](#) (Bomb-rocket Release Button).

Переключатель режима пуска НАР



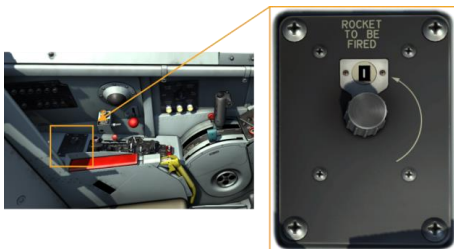
Положения: SINGLE–OFF–AUTO. В положении SINGLE (вверх) при каждом нажатии на кнопку пуска ракет/сброса бомб на РУСе пускается одна ракета. В положении AUTO (вниз) пуск ракет производится при удержании кнопки пуска до израсходования боекомплекта. В положении OFF (среднее положение) пуск ракет от боевой кнопки не происходит. Выбор порядка пуска ракет не действует, когда переключатель ROCKETS JETT READY во включённом (верхнем) положении – все ракеты сбрасываются одновременно.

Выключатель активации сброса пусковых устройств НАР вместе с НАР (Rocket Jettison Switch)



Предназначен для сброса НАР с узлами подвески в аварийных ситуациях от кнопки сброса бомб/пуска ракет (Bomb-rocket Release Button).

Интервалометр ракетного вооружения (Rocket Intervalometer)



Предназначен для установки номера направляющей первой пускаемой НАР.



1. Индикация номера направляющей, с которой будет пускаться первая НАР
2. Ручка выбора номера направляющей

При помощи переключателя на пульте задаётся номер первой пускаемой ракеты. При выборе режима стрельбы ракетами SINGLE (Rockets Release Selection AUTO-SINGLE) при каждом нажатии кнопки пуска сходит одна ракета. Интервалометр контролирует последовательность схода ракет. При установке режима AUTO интервалометр задаёт интервал пуска ракет примерно через 1/10 сек согласно порядку схода ракет. Порядковый номер ракеты, с которой начнётся сход ракет, отображается в окне пульта интервалометра. Если заряжено 16 ракет, перед пуском на интервалометре должно быть выставлено значение "1" (соответствие положению первой ракеты).

Таким образом, если на Rockets Release Selection AUTO-SINGLE установлено положение AUTO, а на интервалометре выставлено значение "1", то сход ракет начнётся с направляющей №1 и продолжится, пока удерживается нажатой кнопка пуска. Все ракеты при этом сойдут за 1,5 сек. Если установлено положение SINGLE, то сойдёт одна ракета с направляющей №1.

Если нужно конкретно отстрелить, к примеру, ракету с направляющей №7, то необходимо установить на интервалометре цифру "7".

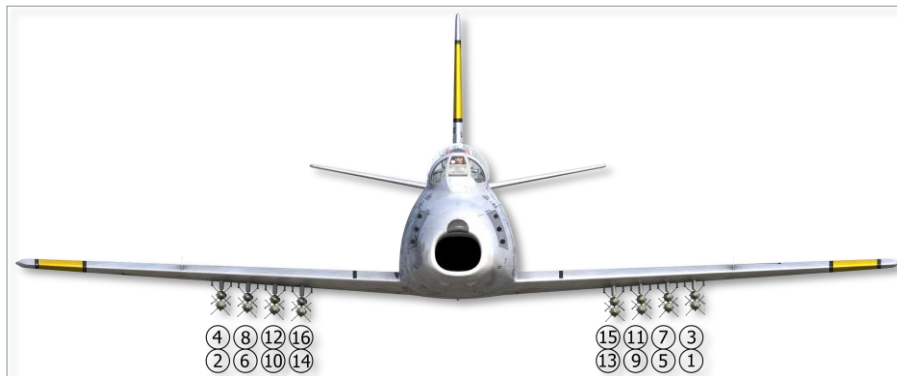


Рис. 6.14. Последовательность схода ракет при подвеске 16 HVAR

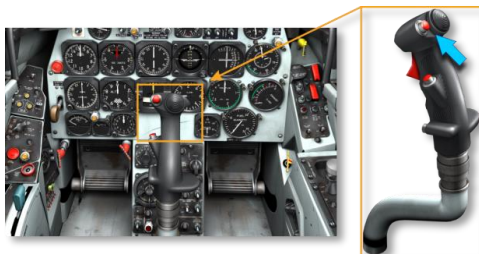
Если заряжено 8 ракет, например, при установке внешних подвесных баков, на интервалометре необходимо установить "9", так как первая ракета будет пускаться с девятой позиции (позиции 1-8 будут заняты подвесными баками). Ручкой-переключателем можно задать номер пускаемой ракеты в случае осечки пуска и нарушения последовательности при одиночных пусках.



Рис. 6.15. Последовательность схода ракет при подвеске 8 HVAR

Переключатель задержки взрывателя для НАР

Переключатель задержки взрывателя для НАР FUZE DELAY–OFF– INSTANT. В зависимости от положения выключателя устанавливается задержка детонации ракеты. В положении INSTANT активируется взрыватель в головной части ракеты, и подрыв происходит одновременно с контактом цели. В положении DELAY активирован внутренний взрыватель, и подрыв ракеты происходит с небольшой (относительно) задержкой после контакта с целью. В положении OFF возможен подрыв ракеты при детонации внутреннего взрывателя. При аварийном сбросе ракет взрыватели ракет автоматически деактивируются.

Кнопка сброса бомб и пуска ракет

Замыкает цепи сброса (пуска) при нажатии. Также при нажатии срабатывает кинофотопулемёт.

Кроме перечисленного оборудования для прицельной стрельбы из НУРВ необходимо использовать [прицел А-4](#) и [оборудование для его настройки](#).

[Применение НУРВ](#).

6.6. Управляемое ракетное вооружение (УРВ)

6.6.1. Общее описание

На самолёте предусмотрена подвеска двух управляемых ракет "воздух-воздух" GAR-8 (прообраз AIM-9) с инфракрасной головкой самонаведения.

Подвеска управляемых ракет предусмотрена на ближние к фюзеляжу точки подвесок.



Рис. 6.16. Подвеска ракет "воздух-воздух" GAR-8

Для увеличения дальности полёта или времени дежурства в воздухе возможна подвеска управляемых ракет с подвесными баками.



Рис. 6.17. Подвеска ракет "воздух-воздух" GAR-8 с подвесными баками

Характеристики УР типа GAR-8 указаны в Таблица 6.4.

Таблица 6.4

	Характеристика	Данные
	Разработка	США
Наименование	GAR-8	
Тип	УР "воздух-воздух" малой дальности с инфракрасной системой наведения	
Вес	91 кг	
Длина	2,83 м	
Диаметр корпуса	0,127 м	
Боевая часть	Тротиловый эквивалент, кг: 11	
Максимальная перегрузка, ед	7	
Скорость (максимальное число М)	2,5	
Максимальная дальность	18 км	

6.6.2. Органы управления УРВ

Органы управления УРВ включают в себя:

- главный переключатель вооружения (Gun-Missile Selector) (положение MISSILE);
- панель УРВ;
- триггер (кнопка пуска УР) на РУС.

Главный переключатель вооружения

(положение MISSILE):

Панель управления УРВ

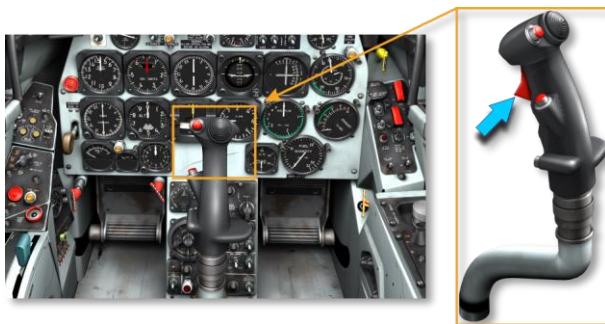
расположена слева от прицела:





1. Лампа-сигнализатор превышения допустимой перегрузки для схода УР.
2. Переключатель активной ракеты для захвата цели (Missile Control Switch): LH&RH – левая, затем правая УР; RH – только правая; SALVO – залповый пуск.
3. Кнопка принудительного запуска ракет без управления (SAFE LAUNCH).
4. Регулятор громкости сигнала зуммера в наушниках (о режиме УРВ, о событии захвата воздушной цели) – TONE VOLUME.

Триггер (кнопка пуска УР) на РУС



Кроме перечисленного оборудования для эффективного применения необходимо использовать прицел А-4.

[Применение УРВ.](#)

6.7. Полуавтоматический оптический прицел типа А-4

Предназначен для прицеливания при стрельбе из пушек, бомбометании, пуске неуправляемых и управляемых ракет. В комплект прицела входит баллистический вычислитель (решающее устройство), предназначенный для облегчения решения задачи прицеливания. Для определения угловой скорости разворота самолёта используется встроенный в прицел гироскоп. Данные этой угловой скорости используются вычислителем. Прицеливание может осуществляться как с использованием вычислителя, так и без него.

Кроме того, прицел автоматически подключается к одной из подсистем оружия при выборе рода применяемого оружия (применяемой подсистемы вооружения) переключателем на блоке настройки прицела (Sight Selector Unit), см. ниже.

В качестве прицельной марки используется центральная метка с кругом из равноудалённых друг от друга десяти ромбовидных точек (или



"ромбиков"). Изображение ромбиков проецируется на отражатель стекла прицела, может двигаться по этому стеклу в зависимости от применяемого оружия и режима применения прицела, Рис. 6.18.

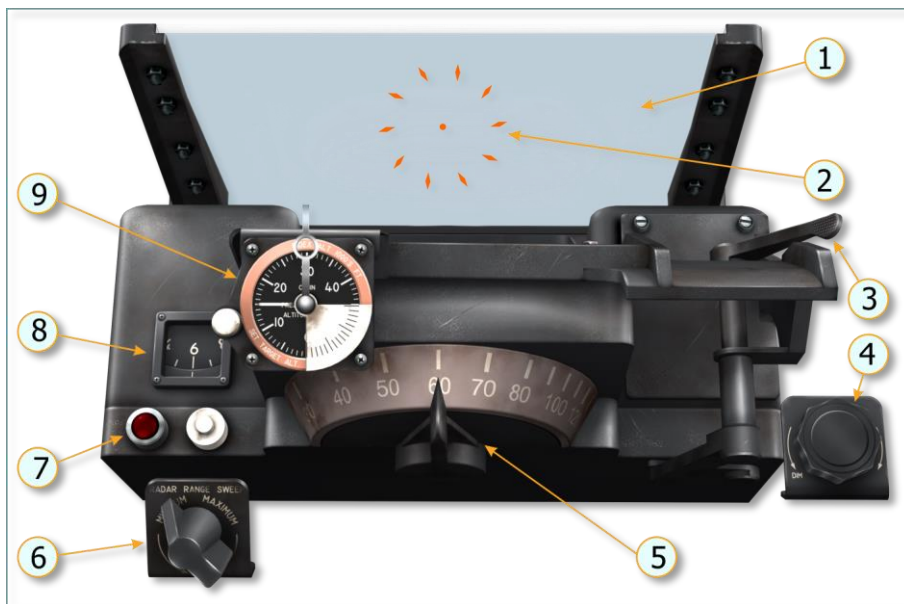


Рис. 6.18. Прицел А-4

- | | |
|---|--|
| 1. Стекло-отражатель прицела (Reflector Glass) | 6. Реостат развёртки дальномера (Radar Range Sweep Rheostat Knob) |
| 2. Прицельная марка (Sight Reticle Image) | 7. Индикатор захвата цели (Radar Target Indicator Light) |
| 3. Рычаг механического арретирования (блокировки) гироскопа прицела (Sight Mechanical Caging Lever) | 8. Индикатор дальности обзора (Sight Range Dial) |
| 4. Ручка регулировки яркости сетки (Sight Reticle Dimmer Control Knob) | 9. Бомбардировочный высотомер (Bombing Altimeter), установленный на прицел из эргономических соображений |
| 5. Регулятор установки базы цели (размаха крыла) (Wing Span Adjustment Knob) | |

(1) **СТЕКЛО-ОТРАЖАТЕЛЬ ПРИЦЕЛА** (Reflector Glass) предназначено для одновременного наблюдения за целью и отображения прицельной марки.

(2) **ПРИЦЕЛЬНАЯ МАРКА** (Sight Reticle Image) предназначена для отображения поправки при стрельбе без вычислителя (значения выноса оси оружия/марки прицела относительно цели) или наложения на цель при стрельбе с вычислителем (см. ниже).

(3) РЫЧАГ МЕХАНИЧЕСКОГО АРРЕТИРОВАНИЯ (БЛОКИРОВКИ) ГИРОСКОПА

ПРИЦЕЛА (Sight Mechanical Caging Lever).

Предназначен для ручной блокировки гироскопа прицела от возможного повреждения при движении самолёта по земле или нахождении самолёта на земле, а также при отказе гироскопа.

В положении UNCAGE (разблокирован) прицел работает в нормальном автоматическом режиме.

В положении CAGE (блокировка) гироскоп прицела механически стабилизируется.

Положение CAGE используется при атаке наземных целей или при выходе из строя вычислителя прицела. При этом фиксированный размер сетки устанавливается вручную (в зависимости от размаха крыла).

Внимание! При рулении, выполнении взлёта и на посадке рычаг должен быть в положении CAGE для предотвращения повреждения прицела.

(4) РУЧКА РЕГУЛИРОВКИ ЯРКОСТИ СЕТКИ (Sight Reticle Dimmer Control

Knob). Используется для регулирования интенсивности подсветки прицельной марки. Подсветка должна быть в положении DIM, когда прицел не используется во избежание повреждения лампы при скачках напряжения.

(5) РЕГУЛЯТОР УСТАНОВКИ БАЗЫ ЦЕЛИ (РАЗМАХА КРЫЛА) (Wing Span Adjustment Knob) предназначен для ручной установки размаха крыла у

предполагаемого типа самолёта противника.

Уменьшение размаха крыла (wing span decrease) – |/.|.

Увеличение размаха крыла (wing span increase) – |.|.

Ручка регулятора позволяет вручную вводить в прицел базу цели в футах от 30 до 120 (размах крыла) для расчёта дальности до цели и определения оптимальных дальностей применения оружия.

(6) РЕОСТАТ РАЗВЁРТКИ ДАЛЬНОМЕРА (Radar Range Sweep Rheostat Knob).



Предназначен для изменения мощности излучения [дальномера](#), уменьшая или увеличивая дальность обнаружения цели.

Нормальное положение при начале атаки – на максимальной мощности. При работе на малых высотах, для исключения помех от земной поверхности, рекомендуется снижать мощность излучения.

Также при нахождении самолёта на земле излучение должно быть выключено.



(7) ИНДИКАТОР ЗАХВАТА ЦЕЛИ (Radar Target Indicator Light).

Лампа загорается, когда дальномер захватывает цель и начинает её сопровождать. Лампа имеет регулятор яркости свечения.



(8) ИНДИКАТОР ДАЛЬНОСТИ ОБЗОРА (Sight Range Dial).

Предназначен для индикации дальности до цели, полученной от радиодальномера или введённой пилотом вручную (в случае ручного режима работы прицела). Цена деления циферблата 100 футов, диапазон от 600 до 6000 футов.



(9) БОМБАРДИРОВОЧНЫЙ ВЫСОТОМЕР (Bombing Altimeter).

Является частью системы бомбардировочного вооружения. Установлен на прицеле из эргономических соображений. Подробно рассмотрен [здесь](#).

6.7.1. Оборудование для настройки и управления прицелом

Кнопка перезахвата цели



После обнаружения цели радиодальномер автоматически захватывает её и начинает измерять дальность до захваченной цели, передавая её в прицел. Для переопределения захваченной дальномером цели (если цель не одна), лётчик кратковременно нажимает кнопку перезахвата цели (Radar Target Selector Button) на РУС [Enter], при этом дальномер сбрасывает ранее захваченную цель, автоматически перестраивается и начинает сканировать пространство от минимальной развёртки. Тем самым обеспечивается перезахват наиболее близкой (важной) цели, при этом прицел автоматически перестраивается на режим применения пулемётов (подключается к подсистеме пулемётного вооружения).

Кнопка электрического арретирования (блокировки) гироскопа прицела

Гироскоп прицела электрически арретируется при нажатии кнопки на РУД



| |,

стабилизируя при этом кольцо прицеливания. Стабилизация необходима для ограничения отклонения гироскопа в результате интенсивного маневрирования при выходе на цель. В отличие от рычага механического арретирования на прицеле, кнопка на РУД позволяет не отрывать руки от органов управления, что особенно ценно в манёвренном бою. При этом прицел становится боеготовым (переходит в режим работы с вычислителем) сразу при отпускании нажатой кнопки.

Ручка ввода дальности



На РУД установлена поворотная рукоятка: . Эта рукоятка позволяет вручную установить диапазон оптимальных дальностей стрельбы, при отказе автоматической части прицела или при работе по земле, в случае возникновения помех дальномеру (на высотах ниже 6000 футов).

Регулируемый диапазон дальностей от 1200 до 2700 футов.

Вращение по часовой стрелке увеличивает диаметр прицельного кольца (уменьшает дальность), против часовой стрелки – уменьшает диаметр прицельного кольца (увеличивает дальность).

Уменьшить дальность (manual range decrease) – |.|

Увеличить дальность (manual range increase) – |;|

Примечание. Для ввода дальности от радара кроме его включения необходимо, чтобы



ручка ввода дальности была повернута полностью на максимальную дальность (против часовой стрелки до упора) [1].

Блок настройки прицела (Sight Selector Unit)

Предназначен для подключения прицела к одной из подсистем ([НУРВ](#), [СПВ](#), [БВ](#)), установки угла прицеливания для НАР и выбора скорости воздушной цели. Для этого блок имеет три независимых переключателя управления, см. Рис. 6.19.

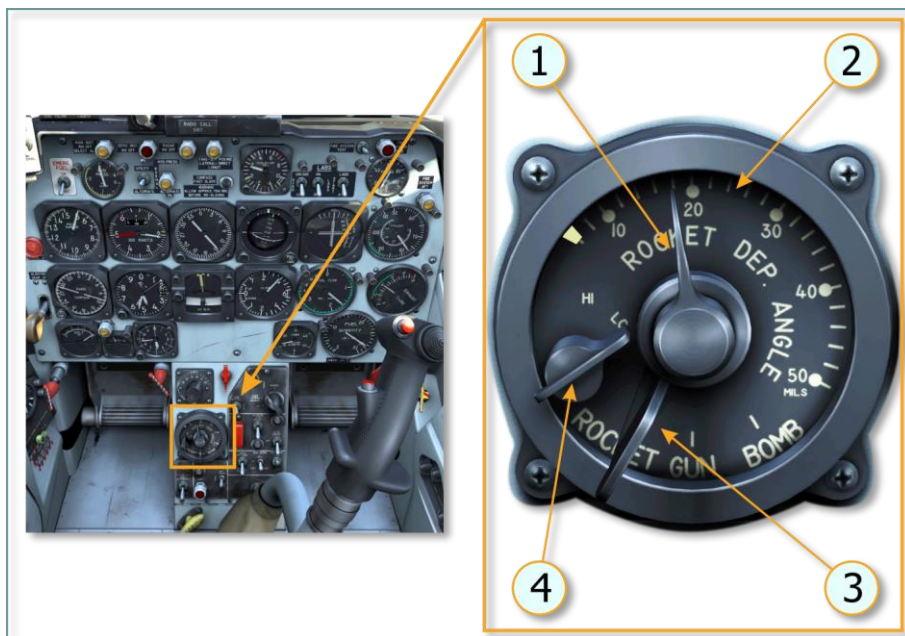


Рис. 6.19. Блок настройки прицела

- | | |
|---|---|
| <p>1. Ручка настройки угла прицеливания для НАР (Rocket Setting Lever)</p> <p>2. Шкала установки угла прицеливания для НАР (в тысячных, в НАТО – 1/6400 доля окружности, мил)</p> | <p>3. Переключатель выбора оружия, работающего с прицелом (Sight Function Selector Lever)</p> <p>4. Переключатель настройки скорости цели (Target Speed Switch)</p> |
|---|---|

(1) РУЧКА НАСТРОЙКИ УГЛА ПРИЦЕЛИВАНИЯ ДЛЯ НАР (Rocket Setting Lever). Предназначен для учёта понижения НАР на траектории при стрельбе, которое зависит от дальности стрельбы, угла пикирования, веса НАР. Поправка вводится как изменение угла прицеливания (положения прицельной марки на вертикальной оси). Значение угла устанавливается опытным путём. Общие принципы таковы: угловую поправку необходимо увеличить, если требуется увеличение дальности полёта ракет, если требуется уменьшить угол пикирования, если увеличивается вес ракеты, если уменьшена скорость полёта по отношению к исходным условиям. При увеличении угловой поправки прицельная марка "поползёт" вниз, и лётчику для её удержания на цели придётся приподнять нос самолёта, тем самым увеличить угол возвышения оружия в вертикальной плоскости. Тогда НАР будут лететь дальше.

Чем меньший угол пикирования, тем хуже точность применения ракет.

Например, для 5-дюймовых ракет HVAR при угле пикирования от 0° до 40° нормальная поправка 17 мил (тысячных).

(2) ШКАЛА УСТАНОВКИ УГЛА ПРИЦЕЛИВАНИЯ ДЛЯ НАР. Проградуирована в тысячных радиана (в НАТО – 1/6400 доля окружности, мил (mil)).

(3) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВЫБОРА ОРУЖИЯ, работающего с прицелом (Sight Function Selector Lever). При установке переключателя в положение ROCKET, BOMB или GUN прицельное кольцо перестраивается на баллистическую траекторию, соответственно, НАР, бомб или пулемётов.

(4) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ НАСТРОЙКИ СКОРОСТИ ЦЕЛИ (Target Speed Switch). Переключатель скорости цели устанавливается в положение LO, когда скорость цели меньше скорости истребителя, в положение HI, когда скорость цели примерно одинакова или больше скорости истребителя.

**Регулятор поправки на ветер и на движение цели
(в игре не задействован)**

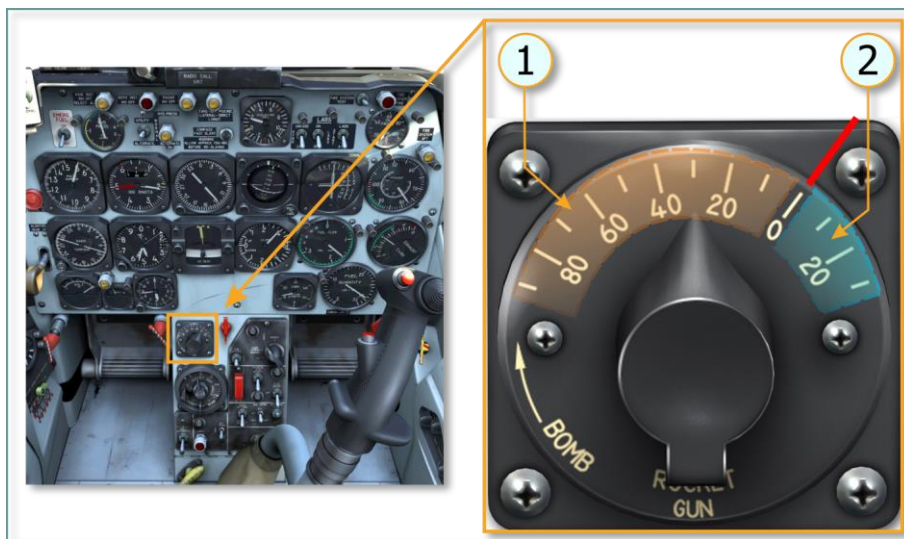


Рис. 6.20. Регулятор поправки на ветер

1. Шкала UPWIND – для ввода значения встречного ветра или поправки в угол прицеливания для цели, двигающейся в попутном направлении

Примечание. Цветные элементы, указанные на схеме, отсутствуют на реальном приборе

2. Шкала DOWNWIND – для ввода значения попутного ветра или поправки в угол прицеливания для цели, двигающейся во встречном направлении

Предназначен для введения поправок на ветер или движения цели во время прицеливания при бомбометании. Шкала размечена для скорости ветра (цели) в узлах.

Для введения поправки необходимо:

- 1) При встречном ветре использовать шкалу (1). По известному ветру установить его среднее значение в узлах (10 узлов равны примерно 18 км/ч).
- 2) При попутном ветре использовать шкалу (2). По известному ветру установить его среднее значение в узлах.

- 3) При ветре, направление которого составляет угол 90° к линии боевого пути самолёта, установить значение 0 узлов.
- 4) При ветре, направление которого составляет угол, отличный от 90° к линии боевого пути самолёта, установить значение, пропорциональное попутной или встречной составляющей ветра по отношению к направлению линии боевого пути самолёта.

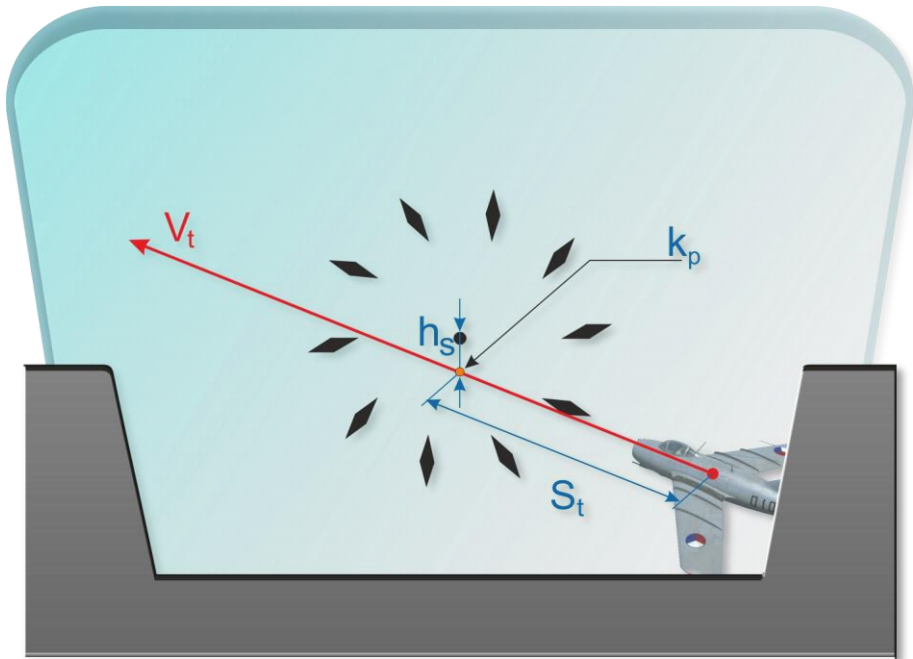
6.7.2. Режимы применения прицела

Прицел может применяться без использования вычислителя (ручной режим) и с его использованием.

Режимы будут рассмотрены применительно для пулемётного вооружения.

Применение без использования вычислителя

Без использования вычислителя прицельная марка остаётся неподвижной (практически совпадает с осью оружия), и тогда лётчик решает задачу прицеливания (определение угловых поправок для необходимого "выноса" оси оружия относительно цели) самостоятельно, "на глаз":



**Рис. 6.21. Схема прицеливания без вычислителя
(с неподвижной маркой прицела)**

V_t – вектор скорости цели
 h_s – примерное понижение снаряда
за время полёта на дальность до
цели

S_t – примерное продвижение цели во
время полёта снаряда (пули) на
дальность до цели
 k_p – примерная точка встречи снаряда с
целью (target impact point или kill point)

Без использования вычислителя рекомендуется пользоваться прицелом на близких дистанциях или по динамично маневрирующей цели. Дальность до цели, при которой достаточно высока вероятность попадания не превышает 100 м (300 футов). Для небольших дальностей (до 100 м) понижение h_s можно не учитывать.

Применение с использованием вычислителя

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЯ позволяет значительно повысить эффективность стрельбы, за счёт гораздо более точного учёта (чем без использования вычислителя) скорости цели, понижения снарядов (пуль, ракет), дальности до цели и плотности воздуха.

Угловая скорость цели определяется по прецессии гироскопа прицела при стремлении лётчика удержать цель в центре прицела. Кроме того, автоматически вводятся данные о плотности воздуха (высотный корректор). Проблемным значением остаётся дальность до цели. Дальность до цели может быть введена пилотом в ручном режиме (на основе известной базы цели и её углового размера) или поступать от радиолокационного оборудования AN/APG-30 в автоматическом режиме.

Ручной ввод дальности подразумевает постоянное "обрамление" цели ромбиками поворотом ручки на РУД. При известной базе цели (b_t) (линейный размер цели) дальность (D_t) в вычислителе определяется по зависимости:

$$D_t = \frac{b_t}{2\text{tg}(0.5\psi_t)}$$

где b_t – база цели – линейный размер цели (для вычислителя F-86) для ракурса 3/4;

ψ_t – угловое расстояние между этими же элементами в прицеле (между внутренними углами ромбиков).

Для примера, объект, имеющий расстояние по фронту между крайними точками 100 м в прицеле, будет занимать 100 тыс радиана с дальности 1000 м.

Ручной ввод дальности применяется при помехах приёмнику AN/APG-30 (высота менее 6000 футов и цель на фоне земли) или при его полном отказе. Эксплуатационный диапазон дальностей примерно 1500 футов: от примерно 1200 до 2700 футов. Вращение по часовой стрелке уменьшает дальность (ромбики расходятся и увеличивается диаметр прицельной марки) – |.|. Вращение против часовой стрелки увеличивает дальность (ромбики сходятся и уменьшается диаметр прицельной марки) – |;|.

ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ РАБОТЫ ЛЁТЧИКА ВО ВРЕМЯ ПРИЦЕЛИВАНИЯ

При боевом применении прицела с использованием вычислителя лётчик наблюдает цель через отражатель коллиматорной системы прицельной головки, при этом в поле зрения кроме самолёта-цели лётчик видит дальномерное кольцо, образованное десятью ромбиками. Кроме дальномерного кольца, которое изменяет свой диаметр при повороте

рукоятки ввода дальности, смонтированной на рычаге газа, в поле зрения



видно 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 (вычислитель) 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 (мышью вращать нельзя, только клавиатурой или с джойстика). Вращающаяся ручка 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. 6.22 поясняет особенности прицеливания с гироскопическим прицелом:

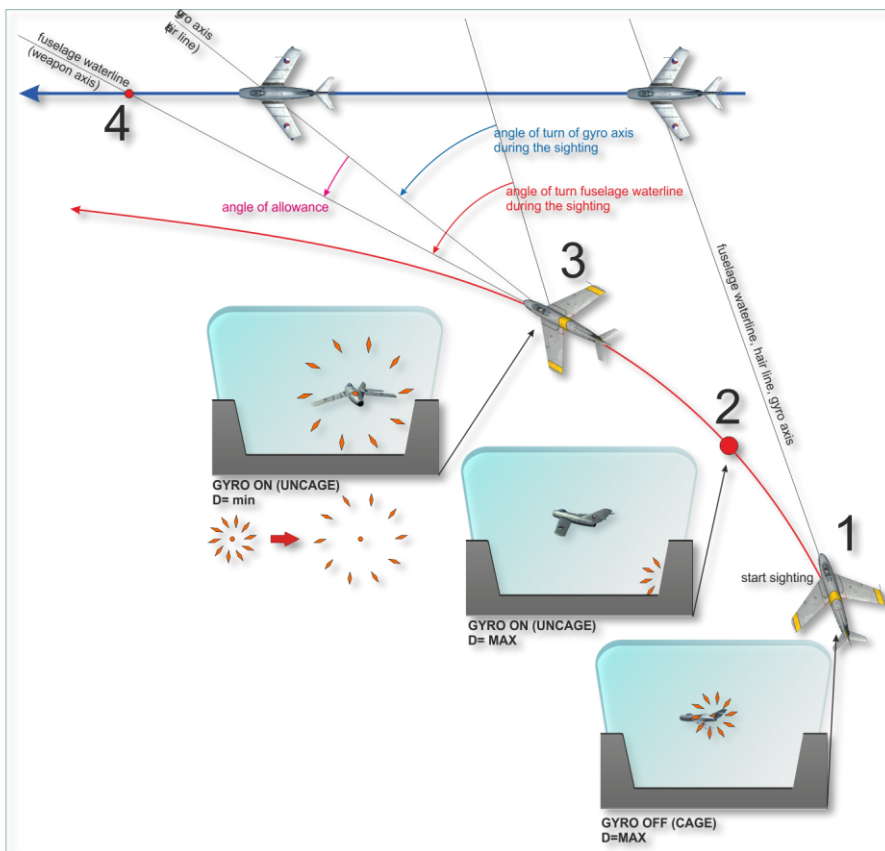


Рис. 6.22. Схема прицеливания с применением гироскопического прицела

Точка 1. Начало атаки. Гироскоп заарретирован, лётчик наблюдает цель через центральную марку прицела. Установлена "дальность" 2500 футов (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 (2500 футов) 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 ее 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 (пуль) с целью после открытия огня.

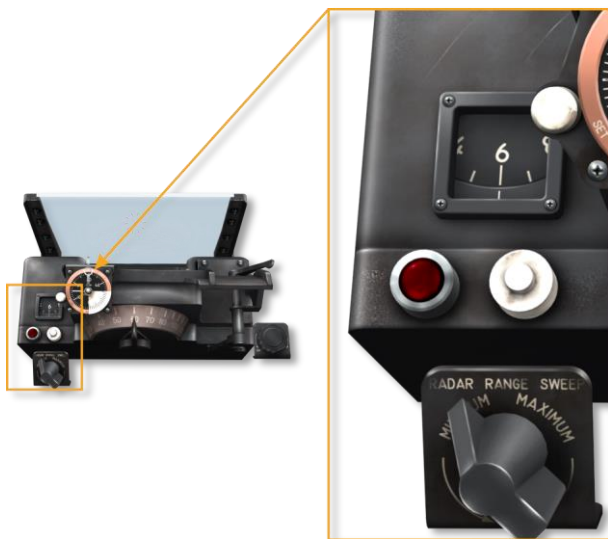
6.8. Радиолокационное оборудование AN/APG-30

Представляет собой радиолокационный дальномер AN/APG-30. Диапазон работы приблизительно от 450 до 9000 футов.

AN/APG-30 автоматически захватывает и отслеживает дальность до цели,



обеспечивая индикацию дальности (одно маленькое деление – 100 футов, большое – 1000 футов) применения оружия:



При действиях по наземным целям на высотах от 6000 футов и менее, работа дальномера является не устойчивой из-за эффектов помех земной поверхности.

В этих случаях используется ручная установка дальности до цели для выбора оптимального диапазона применения оружия.

Включение оборудования осуществляется поворотом ручки главного



переключателя в любое положение, кроме OFF.

Примечание. Для ввода дальности от радара кроме его включения необходимо, чтобы



ручка ввода дальности на РУД была повернута полностью на максимальную дальность (против часовой стрелки до упора) |. |.

6.9. Фотокамера фиксации прицеливания и результатов применения

Фотокамера фиксации прицеливания и результатов стрельбы встроена в нижнюю часть воздухозаборника. Для фотографирования целей без огневого воздействия необходимо главный переключатель



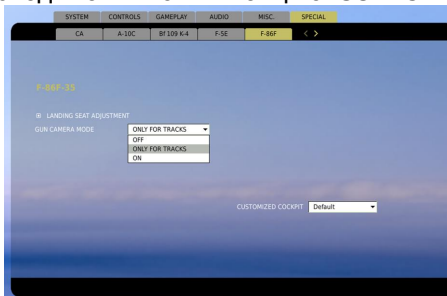
установить в положение SIGHT&CAMERA RADAR. Кроме того, камера будет автоматически включаться при ведении стрельбы из пулемётов, пуске НАР и УР (при нажатии на триггер или на кнопку пуска НАР).

Основные данные фотокамеры представлены в Таблица 6.5.

Таблица 6.5

Параметр	Значение
Число кадров в кассете	150
Максимальное время фотографирования, сек	19
Темп фотографирования, кадров/сек	7-10

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



MODE в особых настройках игры:



- OFF – выключено;
- ONLY FOR TRACKS – будет виден только в треке;
- ON – будет виден сразу при стрельбе (может вызвать небольшое падение частоты кадров при малом быстродействии компьютера игрока).

Все моменты нажатия на триггер или кнопку пуска НАР показаны как "фото", сделанное фотокамерой:



Рис. 6.23. Расположение и вид снимка фотокамеры фиксации прицеливания и результатов применения оружия

Фотографирование продолжается еще 5 сек после отпускания боевой кнопки.

6.10. Объекты кабины, связанные с системой вооружения

(Прицел, далее слева направо)



[Прицел А-4.](#)
Работает со всеми подсистемами вооружения



[Ракетный интервалометр.](#)
Элемент подсистемы неуправляемого ракетного вооружения. Для установки номера первой стартующей НАР



[Вращающаяся ручка на РУД.](#) Для ручного изменения дальности, вводимой в вычислитель прицела





[Кнопка электрического арретирования на РУД.](#) Для электрического арретирования гироскопа прицела (позволяет не отрывать руки от органов управления для арретирования гироскопа)



[Щиток управления пулемётами.](#)

Элемент подсистемы стрелково-пушечного вооружения. Для выбора применяемых пулемётов



[Блок ввода ручной поправки](#) в

прицеливание при бомбометании. Элемент подсистемы бомбардировочного вооружения, система бомбометания с ручным вводом прицельной поправки



[Панель управляемых ракет.](#) Элемент подсистемы управляемого ракетного вооружения.



[Бомбардировочный высотомер.](#)

Элемент подсистемы бомбардировочного вооружения, система бомбометания с ручным вводом прицельной поправки



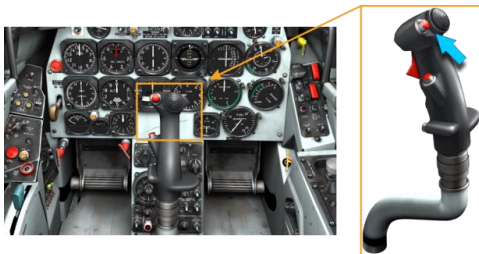
[Панель управления системой маловысотного бомбометания.](#)

Элемент подсистемы бомбардировочного вооружения, система LABS

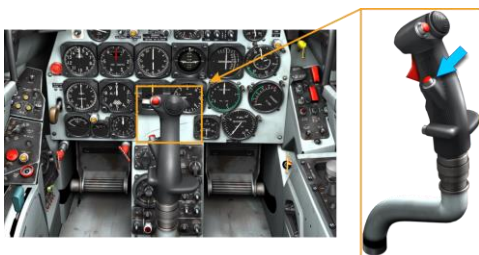


[Индикатор угла пикирования и крена](#)

системы маловысотного бомбометания. Элемент подсистемы бомбардировочного вооружения, система LABS

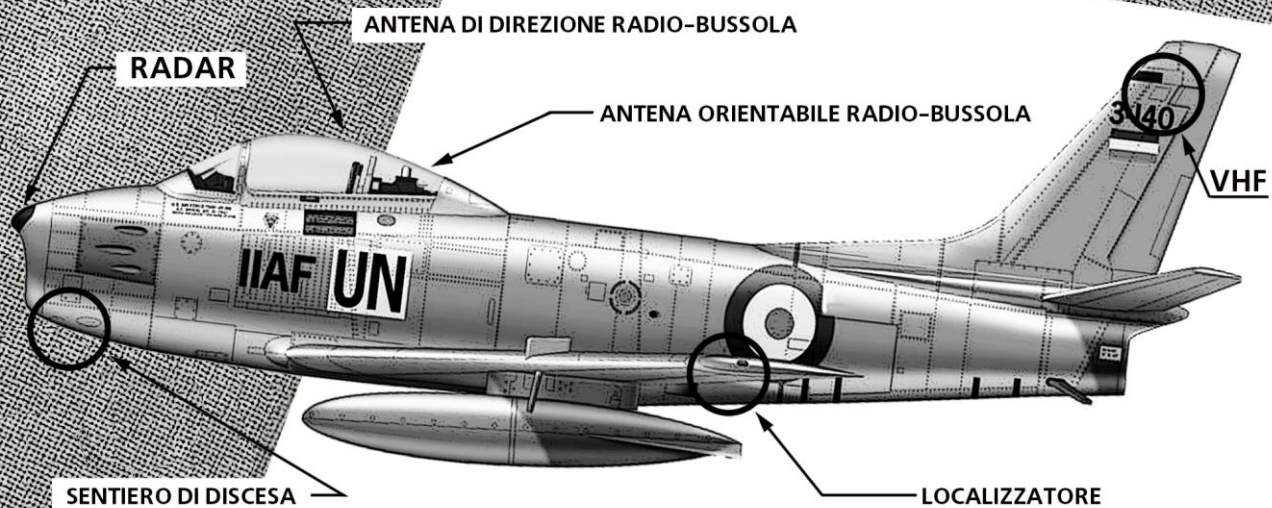


РУС. Кнопка пуска
НАР и сброса бомб



РУС. Кнопка
перебора целей
для захвата
радиодальномером

SCHEMA POSIZIONE ANTENA RADIO E RADAR



7. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

7.1. УКВ командная радиостанция AN/ARC-27

Обеспечивает двухстороннюю голосовую связь в диапазоне частот от 225 до 399,9 МГц между воздушными судами или воздушными судами и наземными станциями.

Пульт управления находится на правом борту и имеет три переключателя, Рис. 7.1:



Рис. 7.1. УКВ командная радиостанция AN/ARC-27

1. Переключатель режимов
2. Переключатель выбора каналов
3. Регулятор громкости

(1) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ – OFF–T/R–T/R+G REC–ADF предназначен для включения радиостанции и выбора режима: OFF – выключено, T/R – один приёмник, T/R+G REC – два приёмника, ADF – не задействовано;

(2) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВЫБОРА КАНАЛОВ – позволяет выбрать один из 18 предустановленных каналов. Каналы настраиваются в редакторе миссий на соответствующей закладке:



Рис. 7.2. Настройка каналов AN/ARC-27 в редакторе миссий

(3) РЕГУЛЯТОР ГРОМКОСТИ – для управления громкостью прослушивания.

Питание радиостанции обеспечивается от первичной шины.

Эксплуатация AN/ARC-27

1. Установить переключатель режимов в положение T/R или T/R+G REC.
2. Установить переключатель выбора каналов на требуемый канал.
3. Регулятором громкости отрегулировать желаемую громкость.
4. Передача осуществляется кнопкой на ручке управления двигателем.
5. В положении OFF станция выключена.

7.2. Радиокompас AN/ARN-6

Является навигационным средством, имеет индикатор на приборной



панели

и пульт управления на правой панели

[Рис. 7.3.](#) Работает в режиме автоматического или ручного пеленгования.

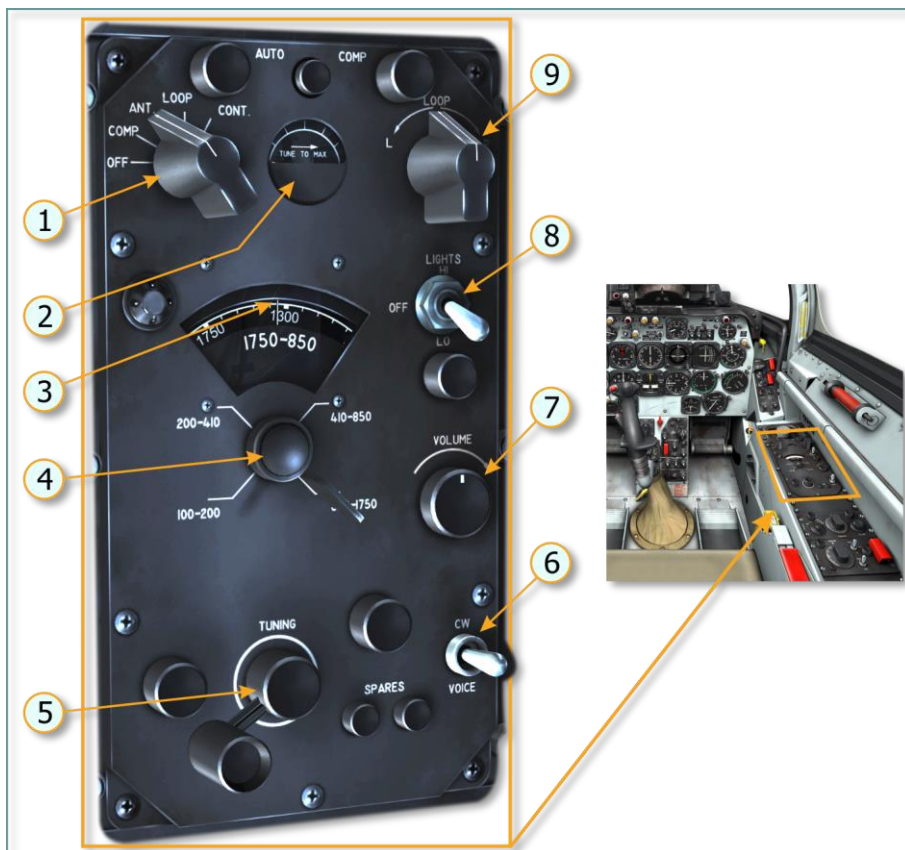


Рис. 7.3. Радиокompас AN/ARN-6

- | | |
|---|-----------------------------------|
| 1. Переключатель режимов работы АРК | 5. Ручка тонкой настройки |
| 2. Индикатор мощности сигнала | 6. Переключатель прослушивания |
| 3. Индикатор текущей настроенной частоты и выбранного диапазона | 7. Ручка громкости |
| 4. Ручка переключения диапазонов | 8. Переключатель уровня подсветки |
| | 9. Ручка управления рамкой |

(1) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ РАБОТЫ АРК. OFF-COMP-ANT-LOOP-CONT. OFF – выключено, COMP – режим компаса (основной режим использования), ANT – режим ненаправленной антенны (для точной настройки частоты), LOOP – режим рамки (для проверки работы рамочной антенны), CONT – не используется;

(2) *ИНДИКАТОР МОЩНОСТИ СИГНАЛА.* Для определения точной настройки;

(3) *ИНДИКАТОР ТЕКУЩЕЙ НАСТРОЕННОЙ ЧАСТОТЫ И ВЫБРАННОГО ДИАПАЗОНА.* Радиокompас работает в четырёх предустановленных диапазонах частот:

- от 100 до 200 КГц;
- от 200 до 410 КГц;
- от 410 до 850 КГц;
- от 850 до 1750 КГц;
- текущая точная частота считывается под вертикальной



линией на шкале

(4) *РУЧКА ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ ДИАПАЗОНОВ.* Переключает диапазоны, которые индицируются в окне (3);

(5) *РУЧКА ТОНКОЙ НАСТРОЙКИ.* Предназначена для точной настройки частоты, кроме прослушивания, для контроля рекомендуется использовать окно (2);

(6) *ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ПРОСЛУШИВАНИЯ:* CW–VOICE (частотный генератор – ГОЛОС), в игре не используется;

(7) *РУЧКА ГРОМКОСТИ.* Реостат регулирования уровня громкости сигнала при прослушивании в наушниках;

(8) *ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ УРОВНЯ ПОДСВЕТКИ (HI–OFF–LO).* Для регулирования подсветки панели АРК: положение HI – ярко, OFF – выключено, LO – тускло;

(9) *РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ РАМКОЙ (LOOP L–R).* Предназначена для ручного поворота рамочной антенны влево (L) или вправо (R) при работе в режиме LOOP (далее необходимо переключить в режим COMP и, если частота настроена верно и мощность сигнала достаточная, тогда стрелка на указателе радиокompаса на приборной доске повернётся и укажет направление на радиостанцию).

Питание радиокompаса обеспечивается от вторичной шины.

Эксплуатация радиокompаса AN/ARN-6

1. Переключатель режима работы – в требуемое положение.

2. Переключатель диапазонов – в требуемый диапазон.
3. Регулятор громкости – на максимум (вправо).
4. Ручка тонкой настройки – настроиться на нужную станцию.
5. При переключении Function Selector Switch в режим LOOP можно определить направление на радиостанцию при отказе ненаправленной антенны. Для этого необходимо отклонять антенну радиокompаса ручкой LOOP L-R для пеленгации направления на станцию методом "минимального сигнала" (когда уровень сигнала достигнет МИНИМАЛЬНОГО значения на слух и по индикатору (2)).
6. В положении OFF радиокompас выключен.



8

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ

8. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТОВ

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 (*).

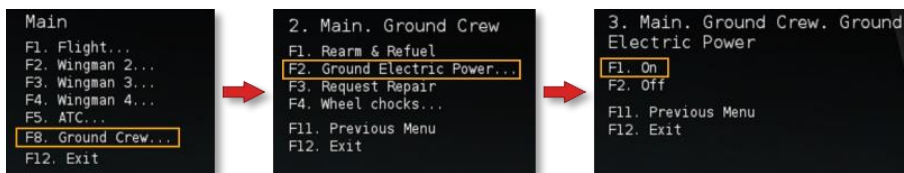
8.1. Запуск двигателя

Запуск двигателя обеспечивается только от наземного источника питания (большая энергоёмкость стартера).

Подготовка к запуску

1. Подключить внешнее питание:

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



Контроль подключения питания по загоранию лампы ALTERNATE (см. ниже).

2*. После подключения наземного электропитания до запуска двигателя необходимо проверить давление в дублирующей бустерной гидросистеме, для чего установить переключатель прибора давления в положение



ALTERNATE




При подключении внешнего источника питания включается плунжерный электронасос дублирующей бустерной гидросистемы. Давление в ней должно возрасти до рабочего (около 3000 фунтов на квадратный дюйм).

После запуска двигателя установить переключатель в положение NORMAL и проконтролировать давление основной бустерной гидросистемы.

Предупреждение. Перед запуском двигателя убедитесь, что кран управления шасси находится в положении ВЫПУЩЕНО (вниз).

Примечание. Для запуска необходимо последовательно выполнить ряд операций с РУДом и переключателями, управляющими процессом запуска. При этом изменения параметров, при достижении которых необходимо выполнять дальнейшие действия, могут происходить весьма быстро (например, обороты компрессора 3 % достигаются за пару секунд, а от 3 % до 6 % – за одну секунду). В связи с этим рекомендуется сначала ознакомиться со всем алгоритмом работы и только потом приступать к запуску.

Порядок запуска двигателя

<p>1. Рычаг управления двигателем – OFF (по умолчанию) End . Примечание. РУД в крайнее заднее положение (OFF) и от крайнего заднего положения до положения IDLE двигается ТОЛЬКО с клавиатуры End \ Home . Т.е. с джойстика нет возможности перемещать РУД от IDLE до OFF и назад.</p> 	
<p>2. Переключатель ENGINE MASTER – ON RAlt + RShift + E .</p>	

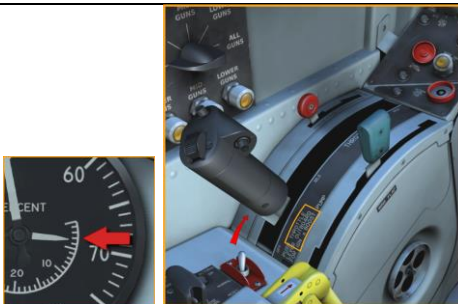
3. BATTERY-OFF-STARTER установить в положение STARTER (1) – [|RAIt + RShift + N|](#) (кратковременно), затем BATTERY (2) – [|RAIt + RShift + H|](#).



Предупреждение

1. Если напряжение в начале запуска падает ниже 15 вольт, немедленно прекратить запуск (нажать STOP-STARTER) для исключения выхода из строя реле стартёр-генератора.
2. Ресурс стартёра ограничен тремя запусками в течение 30 минут. После трёх запусков требуется время на охлаждение стартёра в течение 30 минут.

4. На оборотах двигателя 3% – РУД в положение THROTTLE OUTBOARD (между IDLE и OFF) – [|Home|](#) (первое нажатие). При этом включаются топливные насосы и активируется система зажигания.



5. На оборотах двигателя 6% – переместить РУД в положение IDLE – [|Home|](#) (второе нажатие).



Примечание. После перевода РУДа в положение IDLE процесс запуска продолжится без вмешательства лётчика.

Лётчику необходимо проконтролировать и проверить:

- рост температуры выходящих газов (по прибору контроля температуры) в процессе раскрутки компрессора;
- что расход топлива не превышает 500–800 фунтов в час (по расходомеру);
- что при РУД в положении IDLE температура должна быть в пределах 600–690°C;
- исправность генератора (аварийная лампа индикации отказа



генератора не горит)

Предупреждение

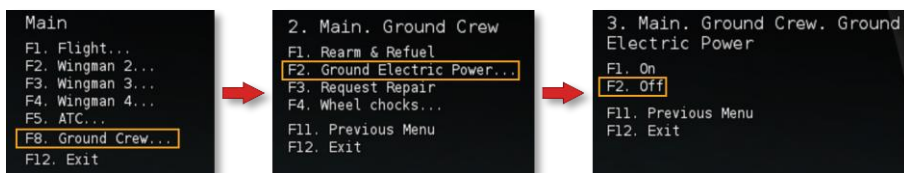
1. Если в течение 5 секунд не происходит рост температуры – нажать кнопку STOP–STARTER для прекращения работы системы зажигания.
2. Если в течение 1 минуты двигатель не вышел на обороты 23 % – прекратить запуск.
3. Использование кнопки STOP–STARTER при нормальном запуске двигателя может привести к выходу из строя системы зажигания.
4. Очередная попытка запуска обеспечивается через 3 минуты.

Предупреждение. Перегрев двигателя возможен в следующих случаях:

- а) *ВО ВРЕМЯ ЗАПУСКА* двигателя (в течение 2 минут) температура по прибору 950°C и выше в течение 2 секунд и более.
- б) *ВО ВРЕМЯ РАБОТЫ* двигателя, за исключением запуска:
 - от 690°C до 750°C в течение 40 секунд и более;
 - от 750°C до 800°C в течение 10 секунд и более;
 - от 800°C и выше в течение 2 секунд и более.

8. После запуска двигателя необходимо отключить наземное питание.

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



8.2. Проверка систем после запуска

Эксплуатация двигателя на земле

Прогрев двигателя не требуется.

После выхода на устойчивые обороты МГ (IDLE) и контроля параметров:

- обороты 30–38 % в зависимости от высоты аэродрома над уровнем моря и температуры наружного воздуха;
- температура за турбиной в пределах 600–690°C.

Возможна эксплуатация двигателя во всём диапазоне работы, вплоть до максимального.

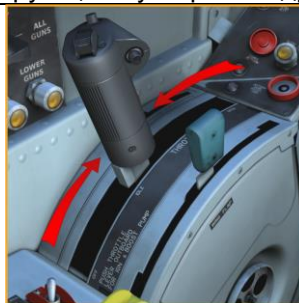
Примечание. Двигатель имеет пониженные характеристики приёмности в диапазоне от МГ (IDLE) до 63 %.

Проверка систем на земле после запуска двигателя

Если переключатель манометра гидросистемы перед запуском сохраняет положение ALTERNATE, то во время запуска двигателя указатель давления в гидросистеме показывает давление в дублирующей бустерной гидросистеме.

1. Проверка работы основной и дублирующей бустерной гидросистемы:

1.1. Установить РУД в положение IDLE (малый газ);



<p>1.2. Переключатель манометра гидросистемы установить в положение NORMAL;</p>	
<p>1.3. Переключатель Flight Control установить в положение RESET (убедиться, что лампа дублирующей бустерной гидросистемы не горит) и затем установить в положение NORMAL;</p>	
<p>1.4. Подвигать ручкой управления во все стороны с визуальным контролем отклонения управляющих поверхностей. После установки ручки управления в нейтраль давление должно восстановиться в пределах 2750–3200 psi.</p>	

Аналогично проверяется дублирующая бустерная гидросистема после установки переключателя Flight Control в положение ALTERNATE ON, а переключателя манометра гидросистемы – в положение ALTERNATE.

После проверки бустерных гидросистем переключатель FLIGHT CONTROL установить в положение NORMAL после кратковременной установки в RESET.

2. Проверка работы общей гидросистемы:	
2.1. Переключатель манометра гидросистемы установить в положение UTILITY;	 
2.2. Выпустить и убрать тормозные щитки [B];	
2.3. Проконтролировать давление по манометру, показания должны быть около 3000 psi;	
2.4. Переключатель манометра гидросистемы установить в положение NORMAL.	 

3. Проверка системы электропитания:

установить обороты двигателя 45 % и проверить показания вольтметра, которые должны быть приблизительно 28,5 вольт (на меньших оборотах напряжение генератора может быть несколько ниже рабочего).

8.3. Руление

1. Перед выруливанием выпустить закрылки [LShift + F].

2. При старте с места необходимо увеличить обороты двигателя до (примерно) 60 % для начала движения. Руление производится в положении IDLE (малого газа) РУДа.

3. Для разворота самолёта в движении используются педали (на клавиатуре |Z| |X|, на джойстике ось |RZ|) и кнопка управления разворотом носового колеса |S| (нажать и удерживать до окончания поворота), которая расположена на ручке управления самолётом.

При нажатии на кнопку управления разворотом переднего колеса, давление общей гидросистемы поступает в механизм разворота, установленный на передней стойке, и колесо разворачивается пропорционально отклонению педали. При отпускании кнопки колесо становится самоориентирующимся и независимым от положения педали.

4. При разворотах проверить работу указателя поворота и скольжения (TURN-AND-SLIP INDICATOR) (на приборной доске) по отклонению лопатки.

5. Во время руления стрелка радиокompаса должна показывать направление на выбранную радиостанцию.

Примечание. Расход топлива на рулении при работе двигателя на оборотах 35–45 % – приблизительно 3 галлона (20 фунтов) в минуту.

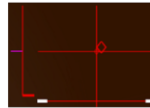
8.4. Перед взлётом

Проверить, что:

- закрылки выпущены;
- триммеры установлены во [взлётное положение](#).

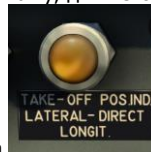
Примечание. Триммеры выставляются следующим образом:

1. Установить РУС нейтрально.



2. Активировать индикатор положения ОУ |RCtrl + Enter|

3. Выставить триммер во взлётное положение по тангажу, для чего перевести внимание на



лампу сигнализации взлётного положения триммера, затем нажать и удерживать |RCtrl + ;|. При этом индикатор положения РУС медленно начнёт ползти вниз.

При достижении триммером взлётно́го положения лампа кратковременно загорится и погаснет. Взлётно́е положение триммера руля высоты установлено.

4. Выставить триммер во взлётно́е положение по крену, для чего нажать и удерживать **|RCtrl + ,|** или **|RCtrl + /|**. При этом индикатор положения РУС медленно начнёт ползти, соответственно, влево или вправо. При достижении триммером взлётно́го положения лампа кратковременно загорится и погаснет. Если РУС уже занимал нейтральное положение по крену (взлётно́е положение), тогда лампа немедленно мигнёт, как только будут нажаты клавиши.

5. Выставить триммер во взлётно́е положение по направлению, для чего нажать и удерживать **|LCtrl + LAlt + A|** или **|LCtrl + LAlt + S|**. При достижении триммером взлётно́го положения лампа кратковременно загорится и погаснет. Если триммер РН уже занимал нейтральное положение по направлению (взлётно́е положение), тогда лампа немедленно мигнёт, как только будут нажаты клавиши.

- фонарь кабины закрыт **|LCtrl + C|** или **RClick**



- переключатель вооружения в положении OFF
- регулятор кислорода в положении NORMAL OXYGEN



|LShift + D|

- при вероятности обледенения на взлёте – переключатель системы защитных экранов и антиобледенения двигателя в

положение ANTI-ICE |LAlt + LShift + S| (при этом убираются



защитные экраны)

- убедиться, что носовое колесо установлено по оси разбега;
- нажать тормоза |W| для проверки их работы и контроля работы двигателя на повышенных оборотах до начала разбега.

Проверка аварийной топливной системы

1. Установить обороты 80 %.
2. Переключатель EMERG FUEL – ON |LCtrl + V|



3. Рычаг управления двигателем медленно переместить полностью вперёд, при этом контролировать рост оборотов, не допуская их превышения более 100 % (заброс оборотов указывает на неисправность аварийного топливного регулятора).
4. Переключатель EMERG FUEL – OFF.
5. Переключатель EMERG FUEL – ON.
6. Проконтролировать восстановление оборотов при переходе с основной автоматики на аварийную и обратно.
7. Переключатель EMERG FUEL – в положение OFF для взлёта и выполнения полёта на основной топливной автоматике.

Проверка работы двигателя перед взлётом

1. Установить рычагом управления двигателем максимальные обороты.
2. Проконтролировать:
 - показания оборотов по тахометру (не менее 98 % и не более 100 %);
 - температура газов за турбиной по указателю: 675–690°C;
 - давление масла: 10–22 psi.

8.5. Взлёт

1. Рычаг управления двигателем – на максимальный режим.
2. Отпустить тормоза.
3. Особое внимание контролю направления разбега.

В первой части разбега выдерживание направления осуществлять управлением носовым колесом (нажимая педали |Z| |X| и одновременно кнопку поворота носового колеса |S|).

При достижении скорости 50 узлов руль направления становится эффективным, и выдерживать направление рекомендуется без использования носового колеса (для исключения резких забросов по направлению).

4. За 20–30 узлов до скорости подъёма носового колеса (НК), см. [Таблица 8.1](#), плавно взять ручку управления в положение "на себя" примерно на 1/2 хода



**Рис. 8.1. Положение РУС на скорости 20–30 узлов
менее скорости подъёма носового колеса**

с таким расчётом, чтобы носовое колесо поднялось на заданной скорости в зависимости от взлётного веса.

Таблица 8.1

Взлётный вес, фунты	Скорость подъёма НК по прибору, узлы	Скорость отрыва по прибору, узлы
15000	100	115
18000	110	135
20000	120	140

5. После подъёма носового колеса продолжать разбег, удерживая это положение до скорости отрыва (небольшим движением ручки от себя),



- Рис. 8.2.** Положение РУС и остекления кабины перед отрывом
дождавшись плавного отхода самолёта от взлётной полосы.
6. После отрыва самолёта от взлётной полосы убрать шасси.
 7. После набора высоты 100–150 футов на скорости не менее 140 узлов убрать закрылки.

Предупреждение. 1. Следует избегать резких и длинных движений рулями на разбеге и во время отрыва самолёта от взлётной полосы.
2. Не убирать шасси до набора скорости, превышающей скорость отрыва для взлётно-го веса выше 5 узлов.

8.6. Набор высоты

После взлёта выдерживать заданный угол набора высоты, сняв усилия с ручки управления триммером.

Оптимальные скорости набора высоты (максимальная скороподъёмность при минимальном падении приборной скорости) следующие: на уровне моря необходимо разогнаться до 455 узлов по прибору и перевести в набор высоты, при этом набирать высоту с таким расчётом, чтобы на

каждые 10000 футов увеличения высоты приборная скорость уменьшалась на 50 узлов, см. Таблица 8.2.

Таблица 8.2

Высота, 1000 футов	Приборная скорость IAS (узлы)
На уровне моря	455
5	430
10	400
15	385
20	350
25	325
30	300
35	285
40	255
45	230
50	205
55	180

Набор высоты характеризуется рядом взаимосвязанных тактических параметров: продолжительность набора высоты, дистанция, которую самолёт пролетает при наборе высоты, количество топлива, необходимое для набора заданной высоты. Расчёт этих параметров в зависимости от условий показан на графике, [Рис. 8.3](#):

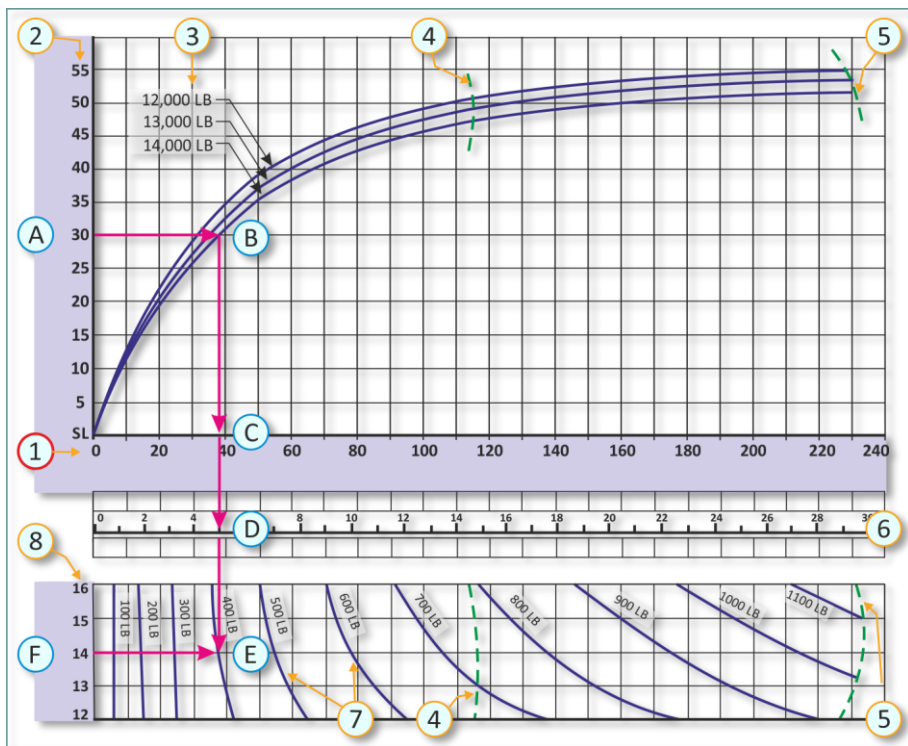


Рис. 8.3. График для определения параметров набора высоты

- | | |
|--|---|
| 1. Дистанция для набора высоты, морская миля | 5. Практический потолок |
| 2. Высота, 1000 футов | 6. Время набора высоты, мин |
| 3. Взлётный вес (на уровне моря) | 7. Расходуемое на набор высоты топливо |
| 4. Высота наибольшей дальности полёта | 8. Взлётный вес, 1000 фунтов (на уровне моря) |

Порядок определения параметров (на примере)

Взлётный вес самолёта 14000 фунтов. Заданное значение набираемой высоты 30000 футов. Требуется найти параметры набора высоты.

1) Входим в линию высоты, шкала (1), точка (A), и ведём горизонтальную линию до пересечения с линией взлётного веса 14000 фунтов, точка (B), а затем опускаем перпендикуляр вниз на шкалу (2), точка (C). Получаем дистанцию набора – 38 морских миль.

2) С точки (С) продолжаем вести вертикальную линию вниз до шкалы времени (6), точка (D), продолжительность набора высоты – 5 минут.

3) С точки (D) продолжаем вести вертикальную линию вниз, а со шкалы веса (8) входим со значением взлётногo веса (F) и ведём горизонтальную линию до пересечения с вертикальной линией, проведённой из точки (D), получаем точку (E). Эта точка и есть значение потребного на набор высоты топлива – 400 фунтов. Если точка не попадает на линию веса, значит, найти значение, исходя из положения точки пересечения между линиями веса топлива.

8.7. Заход на посадку и посадка

Примечание. Уменьшение скорости при заходе на посадку до скорости выпуска шасси и закрылков (185 узлов) рекомендуется выполнять, используя воздушный тормоз (тормозные щитки).

Ввиду того, что приёмистость двигателя в диапазоне IDLE очень низкая (63 %), не рекомендуется уменьшать обороты ниже 63 % на заходе для исключения потери скорости.

Использование ТЩ обеспечивает эффективное торможение.

Заход на посадку рассчитывать таким образом, чтобы скорость снижения была менее 1500 футов в минуту.

Выполнение этих условий значительно облегчит установление требуемых режимов по скорости, направлению и углу глиссады, а также выполнение самой посадки. Вариант захода на посадку показан на схеме Рис. 8.4:

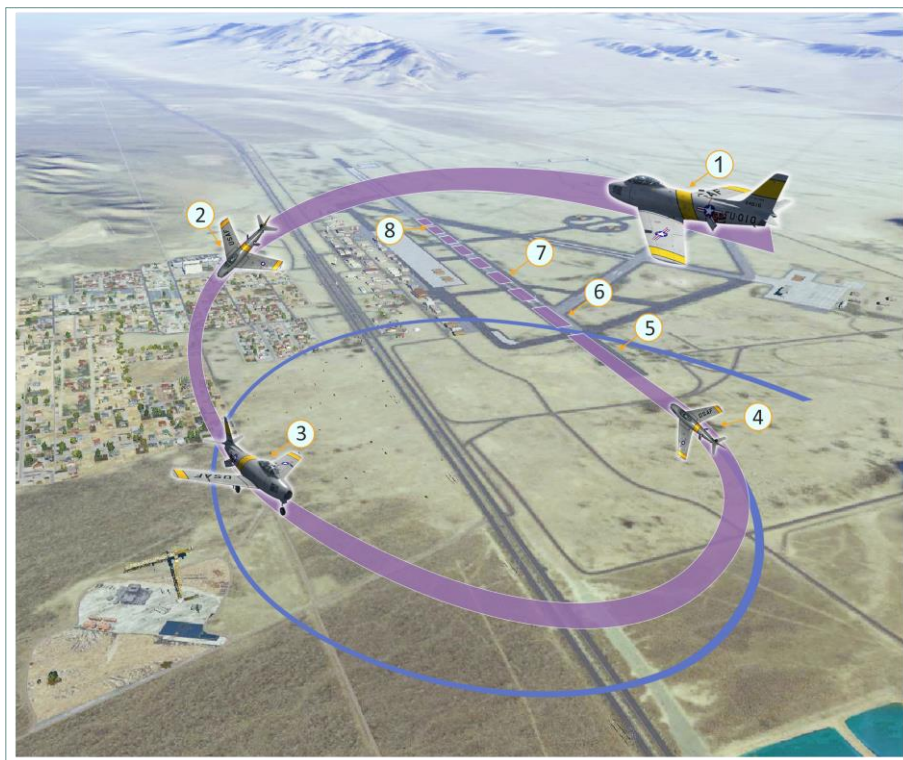


Рис. 8.4. Заход на посадку и посадка

1. Для эффективного гашения скорости, особенно на снижении, выпустить тормозные щитки и погасить скорость по прибору до 185 узлов (ограничение по выпуску шасси и закрылков).
2. На скорости по прибору менее 185 узлов выпустить шасси и закрылки. Проконтролировать установку шасси на замки по индикации выпущенного положения.
3. Скорость по прибору после выпуска шасси и закрылков выдерживать около 140 узлов.
4. Осуществлять постоянный контроль над углом глиссады (уточнением точки, в которую снижается самолёт – в начало посадочной полосы) и направлением подхода к полосе.
5. При подходе к посадочной полосе плавно уменьшить вертикальную скорость снижения с таким расчётом, чтобы самолёт подошёл к полосе на

высоте примерно 3-5 футов в горизонтальном полёте с гашением скорости. Убрать обороты, установив режим IDLE (малый газ).

6. При дальнейшем снижении самолёта плавным взятием ручки "на себя" создать посадочное положение с таким расчётом, чтобы приземление произошло на два основных колеса на скорости около 115 узлов.

7. Первая часть пробега осуществляется с поднятым носовым колесом (для аэродинамического торможения).

8. После опускания носового колеса приступить к торможению основными колёсами в зависимости от располагаемого остатка посадочной полосы.

После сруливания с посадочной полосы убрать закрылки и тормозные щитки.

Предупреждение.

Не допускать потери скорости при заходе на посадку и до касания посадочной полосы ниже скорости сваливания, см. [Рис. 10.4](#). Самолёт с выпущенными шасси и закрылками сваливается резко, почти без предупредительной тряски.

Примечание. При увеличении посадочного веса или высоты аэродрома над уровнем моря скорости по прибору при заходе на посадку и посадке должны быть несколько увеличены.

8.8. Заруливание и выключение двигателя

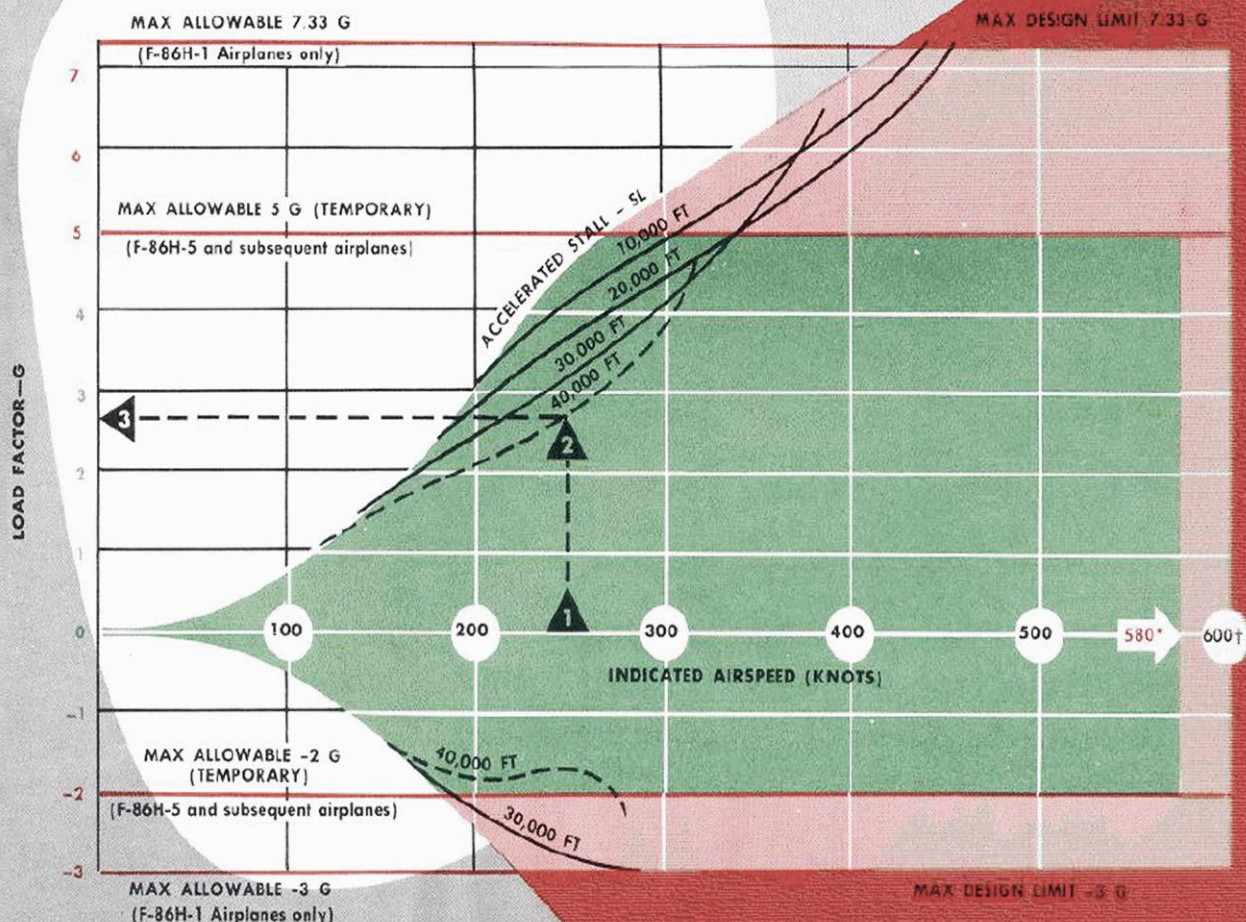
Процедура выключения двигателя выглядит следующим образом:

1. Установить рычаг управления двигателем в положение OFF [\[End\]](#).
2. При уменьшении оборотов менее 10 % ENGINE MASTER SWITCH – в положение OFF.

HOW TO USE CHART:

- 1 Select your indicated airspeed.
- 2 Trace vertically to your flight altitude.
- 3 Move horizontally to the left and find the maximum G you can pull at that airspeed and altitude before stalling.

OPERATING FLIGHT LIMITS CLEAN AIRPLANE



9

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ
ОГРАНИЧЕНИЯ

9. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

9.1. Ограничения по двигателю

9.1.1. Ограничения по давлению масла

Ограничения по давлению масла в зависимости от оборотов указаны на Рис. 9.1.

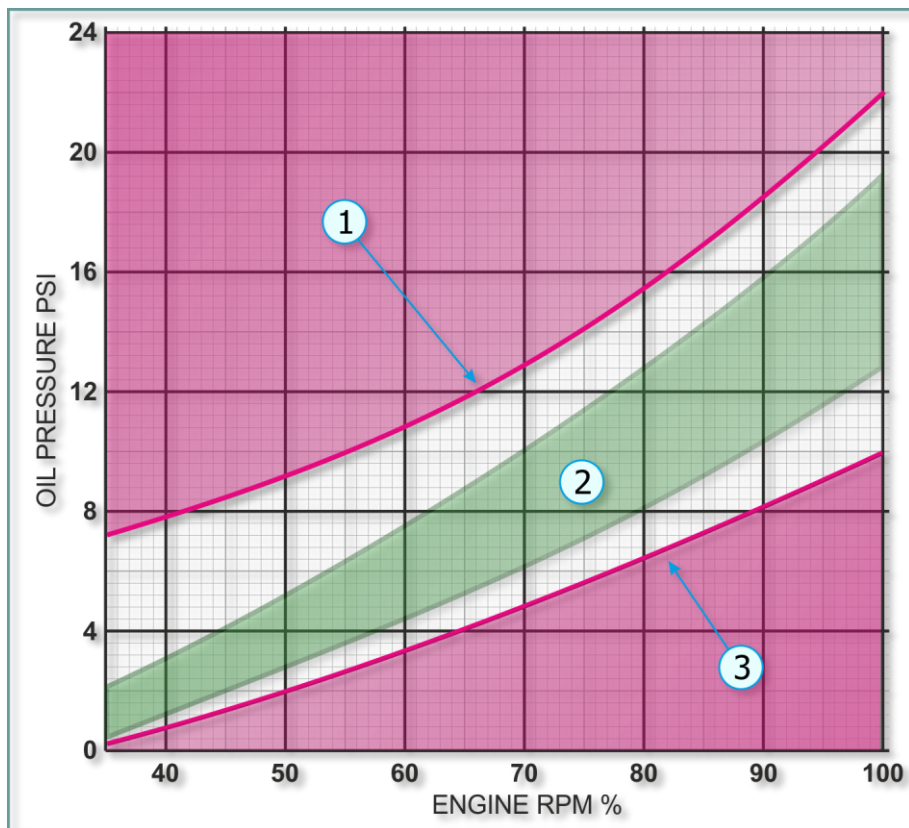


Рис. 9.1. Ограничения по давлению масла в двигателе

1. Макс. значения давления масла
2. Диапазон нормальных значений
3. Граница минимальных значений давления масла

9.1.2. Ограничения по температуре газов

См. [здесь](#).

9.2. Ограничения по скорости и перегрузке

9.2.1. Скорость безопасного пуска управляемых ракет

GAR-8 могут безопасно применяться в пределах диапазонов значений, указанных в [Таблица 9.1](#).

9.2.2. Ограничения по скорости для шасси и закрылков

Максимальная допустимая скорость для выпуска закрылков и шасси составляет 185 узлов (IAS). Несоблюдение этого ограничения может привести к поломке механизма выпуска закрылков или шасси.

9.2.3. Разрешённая скорость выпуска посадочной фары

Посадочные фары предназначены для выпуска только на глиссаде после выпуска шасси и закрылков. Не допускается выпускать фары на скоростях выше 185 узлов (IAS).

Примечание. В игре сделано так, что портится электродвигатель, если фара выпускается на скорости большей 185. Но если она выпущена заранее, на меньшей скорости, то сама фара и двигатель остаются целыми во всём диапазоне скоростей.


9.2.4. Скорость полёта с открытым фонарём кабины

Максимальная скорость полёта с открытым фонарём не должна превышать 215 узлов (IAS). Несоблюдение этого условия может привести к заклинению или срыву фонаря.

9.2.5. Максимальная располагаемая скорость полёта и перегрузка в зависимости от подвесок

Максимальная располагаемая скорость полёта и перегрузка в зависимости от подвесок указаны в [Таблица 9.1](#).

Таблица 9.1

№ пп					Ограничение по скорости, приборная скорость (IAS)	Ограни- чение по перегрузке, ед. G
	Внешний пилон	Внутр. пилон	Внутр. пилон	Внешний пилон		
1	нет	нет	нет	нет	600 узлов IAS или скорость, где начинается чрезмерное вращение по крену	+7 -3
2	–	Подвесн. бак на 120 галлонов	Подвесн. бак на 120 галлонов	–	Выше 25000 футов: максимальная достижимая, но избегать попадания в область тряски. Ниже 25000 футов: 500 узлов IAS или число Маха 0,90 (какое значение будет меньшим)	Баки с топливом +5,5* -2,0. Пустые баки +6,0* -2,0
3	Подвесн. бак на 200 галлонов	–	–	Подвесн. бак на 200 галлонов	600 узлов IAS или скорость, где начинается чрезмерное вращение по крену. Избегать попадания в область тряски. Не допускать продолжительного вращения по крену	Баки с топливом +5,0 -2,0. Пустые баки +5,5* -2,0
4	–	бомба AN-M64	бомба AN-M64	–	Выше 15000 футов: число Маха 0,90. Ниже 15000 футов: 500 узлов IAS или число Маха 0,90 (какое значение будет меньшим). Не допускать продолжительного вращения по крену	+4,0 -2,0
5	4 x 5" HVAR	4 x 5" HVAR	4 x 5" HVAR	4 x 5" HVAR	Максимальная достижимая, но избегать попадания в область тряски. Не допускать продолжительного вращения по крену	+6,0 -2,0
6	Подвесн. бак на 200 галлонов	4 x 5" HVAR	4 x 5" HVAR	Подвесн. бак на 200 галлонов	Выше 25000 футов: максимальная достижимая, но избегать попадания в область тряски.	+5,0 -2,0

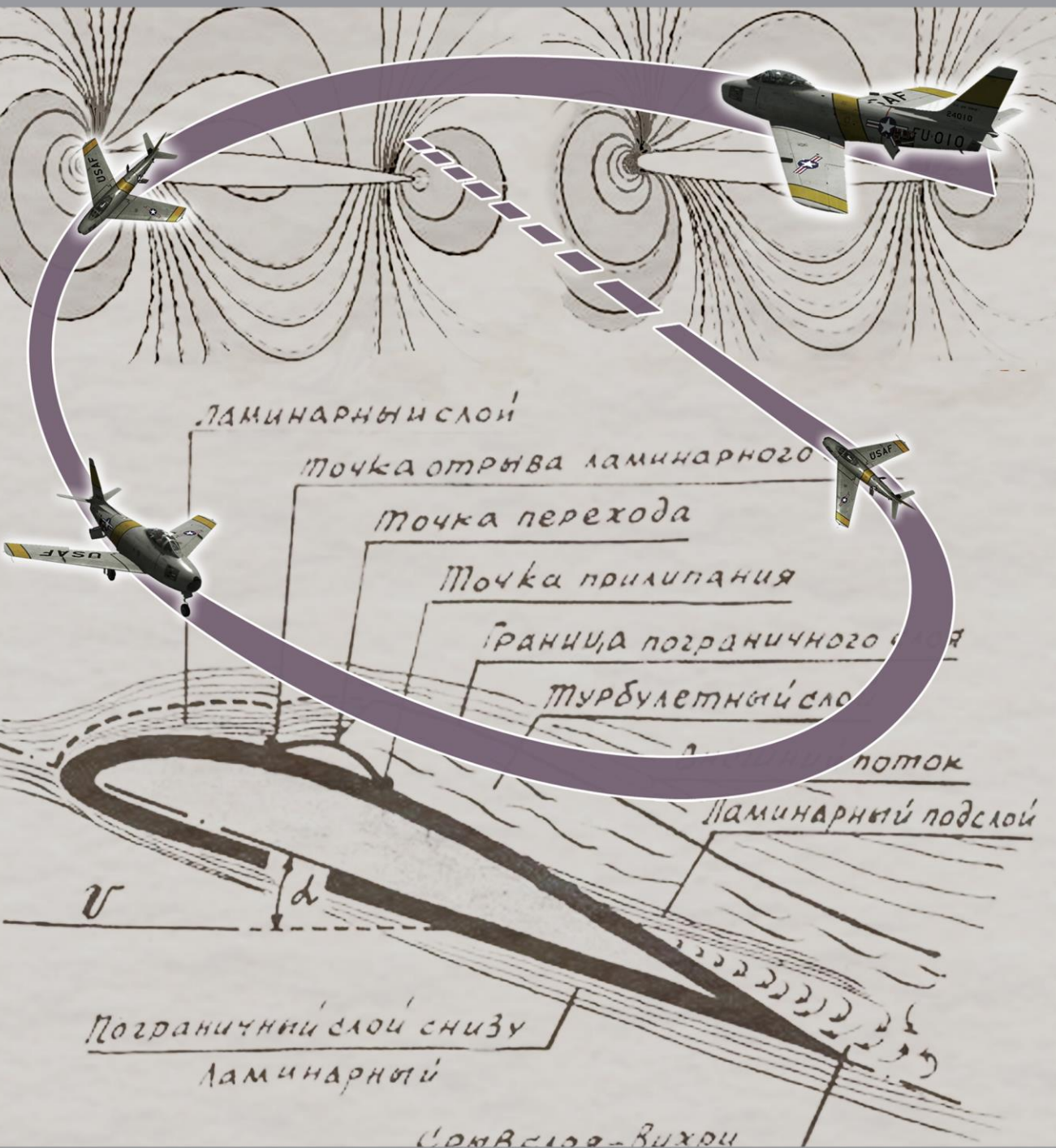
					Ниже 25000 футов: 550 узлов IAS или число Маха 0,90 (какое значение будет меньшим)	
7	Подвесн. бак на 200 галлонов	бомба AN-M64	бомба AN-M64	Подвесн. бак на 200 галлонов	Выше 25000 футов: максимальная достижимая, но избежать попадания в область тряски. Ниже 25000 футов: 550 узлов IAS или число Маха 0,90 (какое значение будет меньшим)	+4,0 -2,0
8	Подвесн. бак на 120 галлонов	бомба AN-M64	бомба AN-M64	Подвесн. бак на 120 галлонов	Выше 25000 футов: максимальная достижимая, но избежать попадания в область тряски. Ниже 25000 футов: 500 узлов IAS или число Маха 0,90 (какое значение будет меньшим). Не допускать продолжительного вращения по крену	+4,0 -2,0
9	Подвесн. бак на 200 галлонов	Подвесн. бак на 120 галлонов	Подвесн. бак на 120 галлонов	Подвесн. бак на 200 галлонов	Выше 25000 футов: максимальная достижимая, но избежать попадания в область тряски. Ниже 25000 футов: 500 узлов IAS или число Маха 0,90 (какое значение будет меньшим). Не допускать продолжительного вращения по крену	+5,0 -2,0
10	–	УР GAR-8	УР GAR-8	–	600 узлов IAS или скорость, где начинается чрезмерное вращение по крену	+6 -3
11	УР GAR-8 и подвесные топливные баки (на 120 или 200 галлонов)				Ограничения аналогичны вариантам с соответствующими подвесными баками	

9.2.6. Запрещённые манёвры

На самолёте запрещено выполнять следующие манёвры:

1. Быстрые бочки и другие резкие манёвры;

2. Перевернутый полёт или любой другой манёвр с отрицательной перегрузкой продолжительностью более 10 секунд, поскольку не обеспечивается непрерывная подача топлива к двигателю;
3. Продолжительное вращение по крену с некоторыми вариантами подвесок (см. [Таблица 9.1](#)).



10

ОСОБЕННОСТИ
АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЁТА

10. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЁТА

10.1.1. Большая скорость

При полёте в диапазоне больших приборных скоростей и чисел Маха (в пределах полётных ограничений) в поведении самолёта проявляется ряд характерных особенностей.

При полёте, начиная с чисел Маха 0,9, проявляется непреднамеренное кренение (валёжка, (англ. wing heaviness или wing roll) в левую или правую сторону), которое усиливается по мере увеличения числа Маха вплоть до его предельных значений. Появление валёжки связано с геометрической асимметрией консолей крыла, а также с их неодинаковыми характеристиками жёсткости на изгиб и кручение. Валёжка сопровождается значительным снижением эффективности элеронов, связанным с волновыми эффектами и деформированием крыла при их отклонении.

Влияние сжимаемости воздушного потока на характеристики продольной устойчивости и управляемости самолёта при больших скоростях полёта остаётся незначительным вплоть до числа Маха 0,95. При дальнейшем увеличении числа Маха самолёт проявляет повышенную тенденцию к кабрированию, компенсация которого требует дополнительных давящих усилий на ручку управления.

В связи с указанными особенностями поведения самолёта приборная скорость на малых высотах ограничена значением 600 узлов.

Причина: развивающийся кренящий момент (wing heaviness) при значительном снижении эффективности элеронов (на больших числах Маха) и дополнительный изгиб и кручение крыла под действием воздушного потока при отклонении элерона (wing roll).

Разгон выше чисел Маха 0,93 возможен только со снижением.

10.1.2. Манёвренность

Во всём диапазоне скоростей самолёт чувствителен в управлении по тангажу, особенно сильно это проявляется в диапазоне чисел Маха 0,8–0,9 и приборных скоростях выше 500 узлов.

Самолёт обладает относительно высокой манёвренностью во всём диапазоне приборных скоростей и чисел Маха. При этом надо учитывать, что для выполнения практически всех манёвров требуется незначительные отклонения рулей (особенно по тангажу).

Однако на средних и малых высотах на приборных скоростях выше 550 узлов управление по крену становится вялым. Это связано с изгибом и кручением крыла. При этом эффективность элеронов снижается, что затрудняет выполнение манёвров на скоростях более 550 узлов.

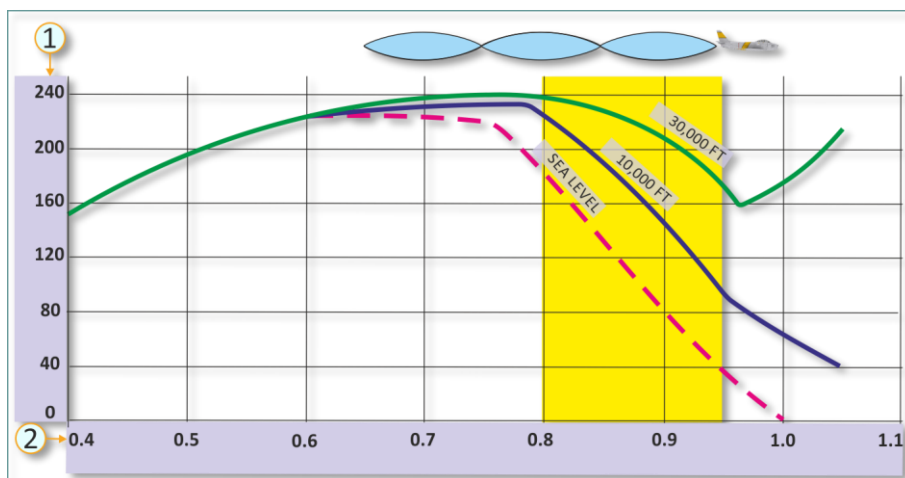


Рис. 10.1. Располагаемая скорость крена

1. Угловая скорость крена, градусы/сек 2. Скорость самолёта, число М

10.1.3. Аэродинамическое качество самолёта

Аэродинамическое качество самолёта – отношение подъёмной силы к лобовому сопротивлению при данном угле атаки.

Максимальное значение аэродинамического качества для самолёта соответствует наивыгоднейшему углу атаки для осуществления планирования на максимальную дальность в спокойной атмосфере.

Упрощённо, аэродинамическое качество можно расценивать как расстояние, которое может пролететь самолёт с некоторой высоты в штиль с выключенным двигателем.

Истребитель F-86F Sabre обладает хорошим аэродинамическим качеством (летучестью), и на графике наглядно представлены его возможности по планированию с высоты в случае выключения двигателя. Если планирование осуществляется с работающим двигателем на малом газе, пролетаемое расстояние будет ещё большим, т.к. лобовое сопротивление уменьшится.

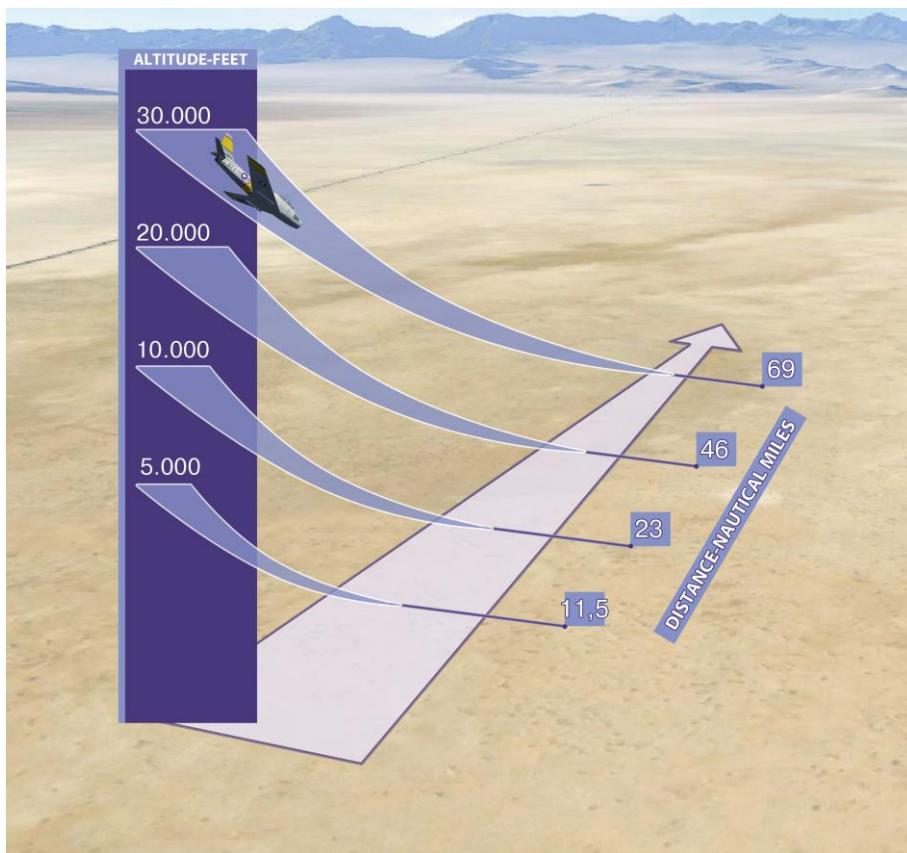


Рис. 10.2. Дальности планирования (морские мили) с выключенным двигателем в зависимости от начальной высоты (футы)

10.1.4. Превышение допустимых перегрузок

Характерной особенностью самолёта является повышенная реакция на движения ручки управления в продольном канале. Эта особенность может привести к выходу самолёта на режимы сваливания или превышения эксплуатационной перегрузки.

Скорости и высоты с характерными ограничениями по перегрузкам изображены на графике, Рис. 10.3.

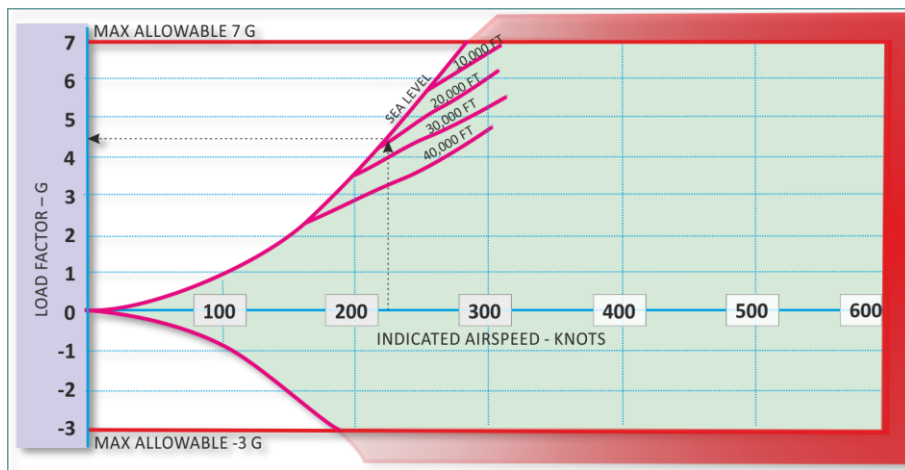


Рис. 10.3. Располагаемые перегрузки

Предупредительным фактором выхода за ограничение по перегрузке является начинающийся срыв с крыла, сопровождающийся тряской и тенденцией к сваливанию. Пилотирование на режиме тряски возможно, но требует повышенного внимания к поведению самолёта и своевременного уменьшения перегрузки при уменьшении приборной скорости полёта.

10.1.5. Сваливание

Сваливание происходит довольно резко в любую сторону с опусканием носа самолёта и рысканием. При этом проявляется обратная реакция на дачу ручки управления по крену.

На посадке необходимо строго выдерживать рекомендованную скорость, не допуская её уменьшения до скорости сваливания в различных конфигурациях, Рис. 10.4.

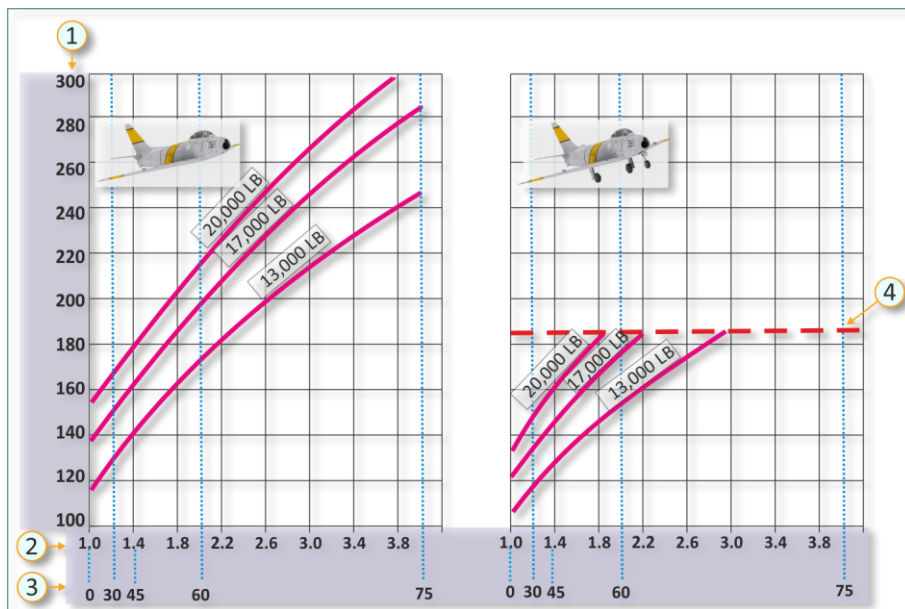


Рис. 10.4. Скорости сваливания

- | | |
|------------------------------------|---|
| 1. Скорость по прибору, узлы (IAS) | 4. Ограничение по максимальной скорости полёта с выпущенными шасси и закрылками (185 узлов) |
| 2. Перегрузка, ед | |
| 3. Угол крена, градусы | |

Сваливание в горизонтальном полёте при работе двигателя на максимальном режиме происходит на меньшей скорости в любой конфигурации. Это объясняется тем, что при полёте на положительных углах атаки есть вертикальная составляющая от тяги двигателя, уменьшающая величину потребной подъёмной силы и, как следствие, величину потребного угла атаки.

Отсутствие внешних подвесок уменьшает скорость сваливания примерно на 10 узлов.

При энергичном взятии ручки управления на себя (вследствие высокой управляемости по тангажу) возможен быстрый выход на режим

сваливания без предупредительной тряски с резким сваливанием на крыло.

10.1.6. Вывод из сваливания

Вывод из режима сваливания производится отдачей ручки управления несколько от себя и увеличением оборотов двигателя.

10.1.7. Штопор

Самолёт входит в штопор в любой конфигурации во всём диапазоне скоростей полёта до Маха 0,9. Штопор в любом случае является следствием сваливания при превышении располагаемых перегрузок на манёврах или падении скорости ниже допустимой для текущего веса и полётной конфигурации самолёта.

При правильной технике вывода из штопора с учётом располагаемой высоты обеспечивается вывод самолёта в нормальный полёт из любого вида штопора.

При входе в штопор нос самолёта опускается ниже горизонта на угол 50-75° с медленным вращением. Затем темп вращения увеличивается, нос самолёта поднимается почти к горизонту. Первый виток штопора происходит, примерно за 5-8 сек с потерей высоты 500-600 футов. На последующих витках скорость вращения увеличивается с уменьшением амплитуды подъёма носа к горизонту и увеличением угла наклона траектории до отвесного.

При этом на каждом последующем витке потеря высоты увеличивается и может достичь 2000 футов за виток.

Наиболее часто самолёт попадает в правый штопор.

Штопор с увеличенной тягой двигателя характеризуется меньшими углами наклона траектории и большим темпом вращения.

Штопор с минимальной тягой или с выключенным двигателем характеризуется более крутой (до 90° в процессе развития) траекторией.

С выпущенными тормозными щитками характер штопора не меняется.

В посадочной конфигурации особенностью штопора является меньшая потеря высоты на первых витках.

С подвесными топливными баками возможно изменение направления вращения штопора как при вводе в штопор, так и после нескольких витков.

10.1.8. Вывод из штопора

Выход самолёта из штопора происходит при постановке рулей в нейтральное положение. При этом самолёт, как правило, выходит из штопора самостоятельно с некоторой задержкой.

Для управляемого вывода из штопора рекомендуется:

- установить рычаг управления двигателем в положение IDLE, для уменьшения потери высоты;
- установить руль направления (педаль) против вращения;
- ручку управления самолётом – в нейтральное положение.

При попадании в штопор с подвесками и невозможности вывести за один-полтора оборота, рекомендуется сбросить подвески и вывести самолёт из штопора в обычном порядке.



11

БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

11. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

11.1. Применение стрелково-пулемётного вооружения

11.1.1. Стрельба из пулемётов (СПВ) с применением радара

При стрельбе по стационарным наземным целям или в случае отказа решающего устройства прицела используется механически заарретированная сетка (в положении CAGE) с фиксированным кольцом 100 mil (тысячных). [Описание СПВ.](#)

Примечание. Для облегчения контроля положения органов управления рекомендуется активировать наколенный планшет |RShift + K|, см. [Рис. 13.2.](#)

При использовании радара необходимо:

1. Проверить лампу RADAR INV OFF на приборной панели – в



положении OFF (не горит) (т.е. нет отказа инвертера).

2. Перед применением прицела переключатель Gun-Missile Selector Switch на центральном пульте вооружения – в положение SIGHT



CAMERA&RADAR |RCtrl + W| или |RAIt + W| (для раскртки гироскопа и подготовки оборудования). Перед включением гироскоп должен быть механически заарретирован (в положении CAGE) (на прицеле).

3. Переместить рычаг механического арретирования в положение



UNCAGE |LCtrl + `| (клавиша Ё).

4. Отрегулировать яркость прицельного кольца регулятором яркости сетки (Sight Reticule Dimmer Control Knob) – увеличение по



часовой стрелке |RAlt + =|.

5. На блоке настройки прицела (Sight Selector Unit):

- переключатель выбора оружия, работающего с прицелом (Sight Function Selector Lever) – в положение GUN



|LCtrl + D| или |LAlt + D|;

- переключатель настройки скорости цели (Target Speed



Switch) – в положение LO или HI

|LAlt + LCtrl + Z|.

6. Gun-Missile Selector Switch – в положение GUNS

|RCtrl + W|.




7. Установить базу цели (размах крыла) регулятором Wing Span




Adjustment Knob .

8. Нажать и удерживать кнопку Sight Electrical Caging Button (электрического арретирования) для стабилизации прицельного кольца




 (клавиша \grave{E}), если оно не было стабилизировано.



9. После индикации захвата цели на прицеле (загорания лампы Radar Target Indicator Light – ON), дальность при этом примерно 4800 футов (1460 м), отпустить кнопку  арретирования для сопровождения цели.

При этом прицельное кольцо немного опускается вниз, затем сразу возвращается к правильному углу слежения за целью.

10. Продолжать отслеживать цель плавно, без скольжения в




течение около секунды, и открыть огонь .

Примечание. Для переключения прицела в режим применения бомб нажать  или , или установить переключатель Sight Function Selector Lever в положение Bombs.

11.1.2. Стрельба из пулемётов без применения радара

1. Установить базу цели, переместив регулятор установки базы цели (размаха крыла) (Wing Span Adjustment Knob) на прицеле на нужное



значение .

- уменьшение размаха крыла (wing span decrease) – `|/|`;
 - увеличение размаха крыла (wing span increase) – `|,|`.
2. Нажать и удерживать кнопку Sight Electrical Caging Button



(электрического арретирования) `|`|` (клавиша `Ё`) для стабилизации прицельного кольца (если оно не было стабилизировано).

3. Регулятором ручного ввода дальности (Manual Ranging Control)



непрерывно обрамлять цель и начать сопровождение цели до оптимальной дальности стрельбы:

- уменьшение дальности (manual range decrease) – `|,|`;
- увеличение дальности (manual range increase) – `|.|`.

4. Отпустить кнопку Sight Electrical Caging Button (электрического арретирования) `|`|` для начала сопровождения цели прицелом.

5. После начала сопровождения цели прицелом через одну



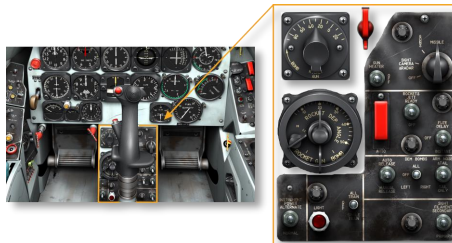
секунду открыть огонь `|Space|`.

11.2. Применение бомбардировочного вооружения

В этом разделе рассмотрены порядок действий во время применения бомбардировочного вооружения с использованием трёх различных систем прицеливания и аварийного сброса. [Описание БВ.](#)

11.2.1. Применение бомб с использованием прицела (без использования ручного ввода прицельной поправки)

Основные операции для подготовки оборудования выполняются ОУ на



центральной панели



и прицеле А-4

Действия

1. Проверить лампу Radar Inv Off на приборной панели – в

положении OFF (не горит) инвертера).



(т.е. нет отказа

2. Перед применением прицела переключатель Gun-Missile Selector Switch на центральном пульте вооружения установить в положение



SIGHT CAMERA&RADAR

|RCtrl + W| или |RAIt + W| (для раскрутки гироскопа и подготовки оборудования). Перед включением гироскоп должен быть механически заарретирован (рычаг в положении CAGE) (на прицеле).

3. Переместить рычаг механического арретирования в положение



UNCAGE |LCtrl + `| (клавиша Ё).

4. Отрегулировать яркость прицельного кольца регулятором яркости сетки (Sight Reticle Dimmer Control Knob) – увеличение по



часовой стрелке |RAlt + =|.

5. Переключатель Demolition Bomb Release Selector Switch AUTO



MANUAL – в зависимости от выбранного способа сброса
|RAlt + RCtrl + B|.

6. Установить последовательность сброса переключателем



Demolition Bomb Sequence Selector Switch ALL–LEFT–RIGHT
|RCtrl + B| или |RAlt + B|. Проверить положение переключателя



Fragmentation Bomb Selector Switch – должно быть OFF (в случае реализации в игре).

7. На блоке настройки прицела установить переключатель Sight



Function Selector Lever в положение BOMB [LCtrl + D] или [LAlt + D].

8. Перед вводом в пикирование установить переключатель



активного взрывателя для бомбы Bomb-arming Switch в требуемое положение [RShift + A] или [RCtrl + A] (но не оставлять в нейтральном положении, иначе бомбы не взорвутся). Далее нажать и **удерживать** кнопку Sight Electrical Caging Button (электрического арретирования) на РУД для стабилизации прицельного кольца | ` | (если оно не было стабилизировано).

9. Перевести самолёт в пикирование на цель с углом, обеспечивающим визуальный контакт с целью.

10. На боевом курсе удерживать центральную точку прицельного кольца на цели и затем **отжать (отпустить)** кнопку арретирования | ` | – разарретировать прицел – для начала работы считающего устройства.

11. Если был выбран автоматический сброс, нажать и удерживать нажатой кнопку сброса [RAlt + Space], и начать выдерживание центральной метки на цели.

ОСОБЕННОСТИ ВЫДЕРЖИВАНИЯ ЦЕНТРАЛЬНОЙ МЕТКИ ПРИЦЕЛА НА ЦЕЛИ ВО ВРЕМЯ ПИКИРОВАНИЯ

Если на блоке настройки прицела (Sight Selector Unit) переключатель выбора оружия (Sight Function Selector Lever) установлен в положение BOMB, и прицел разарретирован, то марка автоматически опускается на угол 10° ниже СГФ. Поэтому во время пикирования с постоянным углом тангажа марка будет постоянно "уходить" от цели вперёд. Для удержания ее на цели потребуется перевести самолёт в полёт по криволинейной траектории с постоянно увеличивающимся углом пикирования (РУС "от себя"). Как только значение нормальной перегрузки достигнет заданного значения (в сторону уменьшения от 1,0), произойдёт автоматический отцеп бомбы.

Когда произойдёт автоматический сброс, прицельное кольцо погаснет.

12. Если выбран ручной сброс, необходимо выдерживать центральную метку на цели до её погасания (это происходит в расчётной точке сброса, при условиях выдерживания траектории, как в п. 13) и нажать кнопку сброса [|RAIt + Space|](#).

13. Произвести выход из атаки.

Примечание. Для переключения в режим применения пулемётов нажать [|LCtrl + D|](#) или [|LAIt + D|](#), или установить переключатель Sight Function Selector Lever в положение GUN.

11.2.2. Применение бомбардировочного вооружения с использованием системы LABS

Основные операции для подготовки оборудования выполняются ОУ на

панели LABS  и центральной панели.



[Описание БВ LABS.](#)

Действия

1. На дальней границе досягаемости средств ПВО малой дальности (за 10-12 км) занять предельно малую высоту (как вариант), установить скорость 400 узлов.



2. Включить систему LABS : все выключатели – |RAIt + P|, |RAIt + L|, кроме выключателя Gyro Caging Switch (оставить в положении CAGE).



3. На центральной панели вооружения переключатель порядка сброса фугасных бомб (Demolition Bomb Sequence Selector Switch) – |RCtrl + B| или |RAIt + B| – установить в положение, отличное от OFF.

4. Разарретировать гироскоп LABS, для чего сбалансировать самолёт в ГП на скорости 400 узлов, максимально точно установить крен, равный 0 и разарретировать гироскоп LABS, установив в положение



UNCAUSE |RAIt + K|.

5. Вывести самолёт на цель, контролировать режим полёта по скорости, выдерживая скорость 400 узлов.

6. Проходя над центром цели, нажать и удерживать кнопку сброса/пуска ракет на РУС |RAIt + Space|, и немедленно начать увеличение тангажа с таким расчётом, чтобы через 2 секунды достичь перегрузки 4 ед, одновременно выполнить увеличение тяги двигателя до максимальной.

7. В процессе увеличения угла тангажа распределять внимание между прибором перегрузки (4 ед) и индикатором крена на LABS, выдерживая заданные значения (G=4 ед, крен 0°).

8. Сход бомбы произойдёт на высоте примерно 4600 футов и при угле тангажа 110° . Далее, бомба с углом бросания к горизонту примерно 80° и начальной скоростью 260 узлов выполнит полёт к цели по параболической траектории, см. Рис. 11.1.

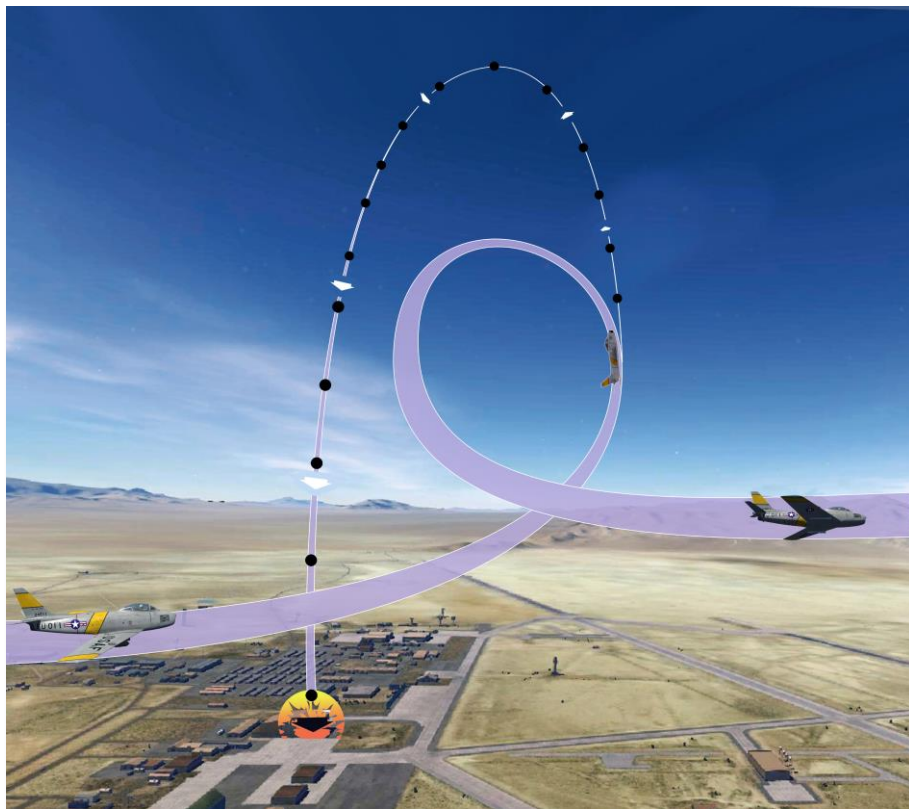


Рис. 11.1. Принципиальная схема применения системы LABS

9. После схода бомбы выполнить полубочку (как вариант) и уход от цели.

При должном навыке отклонение бомбы от цели (в нашей модели) не превышает 60-70 м.

Во время выполнения манёвра для сброса бомбы с использованием LABS индикатор по крену необходимо выдерживать максимально точно на нуле,

выполняя коррекцию положения мельчайшими движениями РУС. При этом также не упускать из виду значение перегрузки 4 ед.

Прибор показывает "куда отклонён самолёт", см. Рис. 11.2.



Рис. 11.2. Показания индикатора крена LABS в левом крене 35°

Т.е. индикатор "идёт за РУС", поэтому надо стремиться РУСом как бы "вытягивать" индикатор из крена и удерживать его в центре.

11.2.3. Применение бомбардировочного вооружения с прицелом и использованием ручного ввода прицельной поправки MPC (Manual Pip Control)

Основные операции для подготовки оборудования выполняются ОУ на



центральной панели



прицеле А-4

пульте ввода ручной поправки прицеливания



. [Описание БВ МРС.](#)

Рассмотрение действий будет показано на примере подготовки к бомбометанию для условий: цель расположена на холме высотой 1400 футов над морем, принято решение выполнить атаку цели с пикирования, угол 60° , ввод в пикирование с высоты 15000 футов над целью.

Действия

1. Включить главный переключатель вооружения в положение



SIGHT CAMERA&RADAR для прогрева прицела
или **|RAIt + W|** **|RCtrl + W|**



Отрегулировать яркость прицельного кольца на прицеле
|RAIt + =|.

2. Рычаг механического арретирования на прицеле – в положение



UNCAGED (вправо) **|LCtrl + `|** (клавиша Ё).

3. Установить режим работы прицела на блоке настройки прицела



в положение GUN: **|LCtrl + D|** или **|LAIt + D|**.

4. Режим сброса бомб установить в положение MANUAL RELEASE



|RAIt + RCtrl + B|.

5. Установить время задержки детонации бомбы NOSE & TAIL или



TAIL ONLY |RShift + A| или |RCtrl + A| (но не оставлять в нейтральном положении, иначе бомбы не взорвутся).

6. На пульте MPC – переключатель в положение BOMB



|LCtrl + LShift + V|.

7. На пульте MPC выбрать необходимый калиброванный



циферблат в зависимости от условий атаки

|LCtrl + LShift + Q| или |LCtrl + LShift + A| (для условий примера – 15000 футов).

8. На пульте MPC в зависимости от предполагаемого угла пикирования (для условий примера – 60°) на цель (внутренняя шкала)



определить индекс высоты (сотни футов) по внешней шкале |LCtrl + LShift + J] или |LCtrl + LShift +]| (левая и правая квадратные скобки), получаем 5000 футов.

9. Установить найденное значение индекса высоты на бомбардировочном высотомере (внимание: шкала размечена в тысячах футов), поворачивая стрелку с кольцом на хвостовике



|RShift + -| (минус) или |RShift + =|.

Для ускорения вращения стрелки колесом мыши можно использовать LShift (нажать, держать, вращать колесо мыши).

10. Установить высоту цели над уровнем моря (красная стрелка)



при помощи рукоятки слева или |RCtrl + =| для заданных условий 1400 футов.

11. Установить скорость (в соответствии с выбранным калиброванным циферблатом) для заданных условий – 288 KN (здесь –

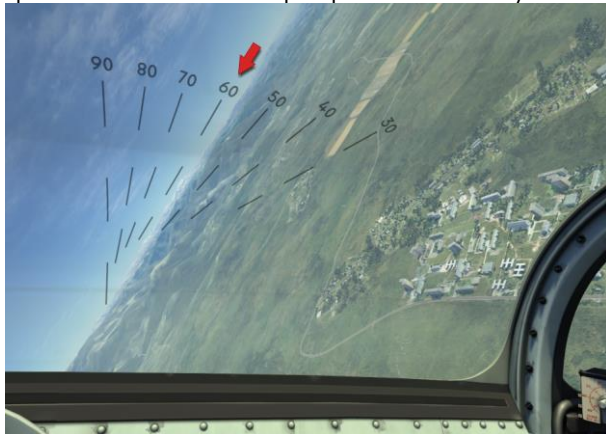


KN = узлы) , выпустить воздушные тормоза и начать пикирование на цель (одновременно уменьшив обороты до малого газа).

Ввод в пикирование выполнять, используя манёвр "полубочка": выполнить переворот (левым или правым креном) вниз кабиной, "подтянуть" РУСом нос на цель и снова выполнить переворот. Это необходимо, чтобы избежать негативного влияния отрицательной перегрузки.

12. После установки угла снижения (проверить по авиагоризонту) установить прицельную метку на цель.

Угол пикирования также можно контролировать по линиям угла тангажа слева и справа на



фонаре: , для условий примера необходимо выдерживать линию "60" параллельно горизонту. Для удобства использования данной функции необходимо настроить функцию быстрого взгляда.

При росте скорости угол пикирования может уменьшаться, поэтому нужно следить за углом и вовремя вводить необходимые поправки. На каждые 10° увеличения угла снижения от расчётного значения высоту сброса необходимо увеличивать на 500 футов, и наоборот, на каждые 10° уменьшения угла от запланированного высоту сброса уменьшать на 500 футов.

13. Перед сбросом бомбы как минимум 2 сек удерживать прицельную метку на цели для обеспечения точности бомбометания. В момент совмещения указателя высоты на бомбардировочном высотомере



с белой стрелкой (установленной высоты сброса) нажать кнопку сброса бомбы **|RAlt + Space|** и начать выход из пикирования.

11.2.4. Особенности применения бомб при смешанной подвеске НАР и бомб

При использовании варианта вооружения, в котором есть и НАР, и бомбы *ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ СБРОСА БОМБ ПЕРЕД ПУСКОМ НАР* необходимо установить:

- на переключателе порядка сброса фугасных бомб (Demolition



Bomb Sequence Selector Switch) любое положение, **кроме OFF**;

- на переключателе режима пуска НАР (Rocket Release Selector



Switch) положение **OFF**.

11.2.5. Аварийный сброс бомб

Аварийный сброс осуществляется с пульта управления подвесками (левая

консоль перед РУДом)   |LCtrl + W| или ручкой аварийного сброса подвесок (слева ниже приборной панели)



и только на "невзрыв". Также фугасные бомбы могут быть сброшены на невзрыв и от основной системы сброса, если переключатель выбора задержки взрывателя фугасных бомб (BOMB-ARMING) установлен в положение OFF.

Сброс осколочных бомб от кнопки на РУС на невзрыв невозможен (в случае их реализации). Однако, если сбросить бомбы вместе с держателями, они не детонируют: при аварийном сбросе с пульта управления подвесками; при аварийном сбросе ручкой ручного сброса подвесок; при установке FRAGMENTATION BOMB SELECTOR в положение OFF и переключателя DEMOLITION BOMB SEQUENCE SELECTOR (последовательности сброса) – в положение ALL.

11.3. Применение НАР

11.3.1. Применение ракет с использованием прицела

Описание НАР.

Для применения неуправляемого ракетного вооружения прицел и органы управления вооружением должны быть установлены следующим образом:

1. Проверить лампу Radar Inv Off на приборной панели – в

положении OFF (не горит)  

2. Перед применением прицела переключатель Gun-Missile Selector Switch на центральном пульте вооружения – в положение SIGHT



CAMERA&RADAR |RCtrl + W| или |RAIt + W| (для раскрутки гироскопа и подготовки оборудования). Перед включением гироскоп должен быть механически заарретирован (в положении CAGE).

3. Переместить рычаг механического арретирования в положение



UNCAGE |LCtrl + `| (клавиша Ё).

4. Отрегулировать яркость прицельного кольца регулятором яркости сетки (Sight Reticle Dimmer Control Knob) – увеличение по



часовой стрелке |RAIt + =|.

5. Переключатель Rocket Intervalometer (на левом борту) в



положение 1 (или 9 при наличии подвесных баков) |LAlt + LCtrl +]| или |LAlt + LCtrl +]| (квадратные скобки).

6. На блоке настройки прицела (Sight Selector Unit) переключатель Sight Function Selector Lever – в положение ROCKET



|LCtrl + D| или |LAlt + D|.

7. На блоке настройки прицела (Sight Selector Unit) ручкой настройки угла прицеливания для НАР (Rocket Setting Lever) установить



поправку на понижение НАР: больше – |LAlt + X|, меньше – |LCtrl + X|:

- на дальностях стрельбы 5000–6000 футов и углах пикирования до 20° установить 35–40 mil;
- на дальностях стрельбы 5000–6000 футов и углах пикирования 30–40° установить 25–35 mil.

8. Переключатель Rocket Release Selector Switch – в положение



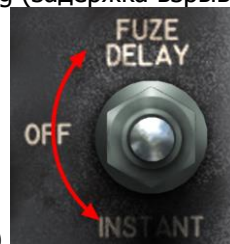
AUTO (закрыт красным колпачком) или SINGLE: поднять крышку – $|RAlt + RCtrl + T|$, затем – $|RCtrl + T|$ или $|RAlt + T|$.

9. Переключатель Rocket Jettison Switch – в положение OFF



(выключен) $|RCtrl + J|$ – по умолчанию вниз, поэтому лучше не трогать.

10. Переключатель Rocket Fuze Delay Setting (задержка взрывателя)



– DELAY (с задержкой) или INSTANT (мгновенно) $|RShift + F|$ или $|RCtrl + F|$.

11. Рассчитать подход к цели, обеспечивающий оптимальный угол пикирования при атаке (обеспечивающий визуальный контакт с целью).

12. Перед вводом в пикирование нажать и удерживать кнопку Sight



Electrical Caging Button (электрического арретирования) для стабилизации прицельного кольца (если оно было не стабилизировано).

13. На боевом курсе удерживать центральную точку прицельного кольца на цели и отпустить кнопку Sight Electrical Caging Button | ` | для начала работы считающего устройства (разарретировать гироскоп прицела).

14. Продолжать отслеживать цель плавно, без скольжения в течение около 3 секунд и выполнить пуск ракет |Space + RAlt|.

Примечание. Для переключения прицела в режим применения бомб нажать |LCtrl + D| или |LAlt + D|, или установить переключатель Sight Function Selector Lever в положение Bombs. Примечание. Для переключения в режим применения пулемётов нажать |LCtrl + D| или |LAlt + D|, или установить переключатель Sight Function Selector Lever в положение GUN.

11.3.2. Особенности применения НАР при смешанной подвеске НАР и бомб

При использовании варианта вооружения, в котором есть и НАР, и бомбы *ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ПУСКА НАР ПЕРЕД СБРОСОМ БОМБ* необходимо убедиться, что:

- на переключателе порядка сброса фугасных бомб (Demolition



Bomb Sequence Selector Switch) установлено положение **OFF**;

- на переключателе режима пуска НАР (Rocket Release Selector



Switch) установлено любое положение, **кроме OFF;**

- на интервалометре ракетного вооружения



(Rocket Intervalometer)
установлено 9.

11.4. Применение УРВ

11.4.1. Применение управляемых ракет "воздух-воздух" GAR-8

[Описание УРВ.](#)

Для применения УРВ необходимо:

1. Установить главный переключатель в положение MISSILE



|RCtrl + W|.

2. Заарретировать гироскоп прицела механически



|LCtrl + `| (клавиша Ё).

3. После приближения к цели на дальность пуска установить



очередность схода УР LH & RH or RH
или |LShift + E|.

|LShift + S|

4. Установить желаемый уровень громкости зуммера в наушниках



|LShift + W| или |LShift + Q|.

5. Отслеживать цель в прицеле A-4.

6. Дождаться смены звучания тона зуммера (тон "Готов", что означает захват ГСН ИК цели), при этом следует учесть, что:

- УР может захватить цель вне пределов досягаемости;
- если цель находится в пределах досягаемости, но тон "Готов" не звучит, тогда необходимо поменять очерёдность схода УР переключателем RH, если LH & RH был сначала.

7. Нажать триггер на время не менее двух секунд, дождаться



схода УР |Space|.

8. Когда УР будет выпущена, установить главный переключатель в положение OFF |RAIt + W|.

11.5. Тактика первых реактивных истребителей

Послевоенное массированное перевооружение военно-воздушных сил на реактивные самолёты, как ни странно, первоначально не вызвало

существенных изменений в тактике действий боевой авиации. Несмотря на то, что новые истребители по своим лётно-техническим качествам значительно превосходили поршневые машины военной поры, основные принципы ведения воздушного боя остались прежними.

Вызвано это было тем, что основным вооружением реактивных самолётов по-прежнему являлись пушки и пулемёты. Поэтому воздушный бой, как и раньше, предполагалось вести главным образом на ближних дистанциях. При этом пилоты старались зайти противнику в заднюю полусферу под малыми ракурсами и сблизиться с ним на дальность эффективной стрельбы из бортового оружия.

Основным тактическим подразделением истребительной авиации оставалась эскадрилья. Из состава эскадрильи для выполнения боевой задачи формировали три группы различного тактического назначения:

- ударная;
- прикрытия;
- резервная.

11.5.1. Боевое построение истребителей

Учитывая возросшие скорости самолётов и необходимость обеспечения свободы манёвра, боевые порядки истребителей стали более рассредоточенными. Звенья истребителей, предназначенные для ведения воздушного боя, делились на пары, между которыми обязательно должно было сохраняться огневое взаимодействие. Ведомая пара считалась прикрывающей, поэтому она практически не меняла своего места в боевом строю на различных стадиях полёта. Эта же пара истребителей при поиске воздушного противника постоянно занимала превышающее положение относительно ведущей пары.

В случае обнаружения противника и сближения с ним боевой порядок звена для лучшей защиты ведущей пары от атаки вражеских истребителей и концентрации огня на курсе атаки вытягивался в глубину.

11.5.2. Изменение функций наземных командных пунктов

По причине значительного расширения протяжённости боя большой проблемой стало управление рассредоточенным боевым порядком истребителей в воздухе. Высокие скорости полёта, в сочетании с энергичным маневрированием, не позволяли ведущему группы держать

своих ведомых под постоянным визуальным контролем. Поэтому авиационным теоретикам и практикам вскоре стало ясно, что всё более значительную роль в воздушном бою играет наземный командный пункт (НКП), оснащённый радиолокационными средствами.

11.5.3. Основные задачи НКП в новых условиях

Основными задачами НКП стали:

- поддержание постоянного контакта с лётчиками;
- наведение самолётов на авиацию противника;
- вывод своих самолётов в тактически более выгодное положение, позволяющее успешно атаковать противника;
- информирование пилотов обо всех последующих действиях противника.

Несовершенные радиолокаторы не позволяли пилотам самостоятельно вести поиск воздушных целей и следить за их действиями. В результате этого офицер наземного боевого управления стал наравне с лётчиками участником воздушного боя. Часто он играл определяющую роль в его исходе.



12

**ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ
СЛУЧАЯХ ПОЛЁТА**

12. ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЁТА

12.1. Неисправности двигателя

12.1.1. Отказ двигателя при полёте на малой высоте

Если двигатель отказал на малой высоте, но при этом имеется запас скорости, то необходимо немедленно выполнить набор высоты за счёт имеющейся скорости с целью увеличения времени для принятия решения и выполнения необходимых действий. Набор высоты необходимо прекратить в тот момент, когда скорость снизится до значения скорости наибольшей дальности планирования (см. [Таблица 12.1](#)).

Максимальная высота подъёма после отказа двигателя может быть достигнута за счёт сброса подвесок.

12.1.2. Отказ двигателя сразу после отрыва самолёта от земли

Если отказ двигателя произошёл после отрыва самолёта, необходимо выполнить следующее:

1. Переключиться на аварийную систему топливной автоматики: [Emergency Fuel Switch](#) – ON.

Предупреждение. Если обороты двигателя упали ниже 80 %, установить выключатель EMERGENCY FUEL SWITCH в положение ON и тогда РУДом выполнить движение назад-вперёд.

2. Подвески – [сброс](#).

12.1.3. Потеря тяги двигателем на высоте ниже 25000 футов

Если время и высота позволяют вывести двигатель на рабочие обороты с режима МГ, попытаться "оживить" двигатель переходом на запасную топливную автоматику:

1. РУД – на МГ, положение IDLE.
2. Переключиться на аварийную систему топливной автоматики: [Emergency Fuel Switch](#) – ON.

Затем двигать РУД плавно, пока не будет достигнут нужный режим. Если пламя полностью погасло – принять решение о запуске в воздухе.

12.1.4. Запуск в воздухе

Желательно выполнять запуск двигателя в воздухе до высот 40000 футов.

Немедленный перезапуск

Как только проявятся первые признаки погасания камеры сгорания, необходимо немедленно попытаться перезапустить двигатель. Минимальное промедление способствует более надёжному запуску, особенно когда ещё сохранились пары распылённого топлива. Это особенно важно на малых высотах полёта.

1. РУД – в положение OFF.
2. Включить аварийное зажигание: [Emergency Ignition Switch](#) – ON.
3. Переключиться на аварийную топливную автоматику: [Emergency Fuel Switch](#) – ON.
4. РУД перевести в положение OUTBOARD, затем ADVANCE.
5. Выключить аварийное зажигание при достижении 90 % оборотов: Emergency Ignition Switch – OFF.

Запуск в воздухе

Если позволяют время и высота, необходимо выполнить следующее:

1. РУД – в положение OFF.
2. Установить скорость планирования примерно 185 узлов (IAS).

Наибольшие дальности планирования при различной конфигурации самолёта указаны в [12.1.5](#).

Предупреждение. На невыгоднейших скоростях планирования авторотация компрессора не позволяет вырабатывать генератору необходимые значения электрического тока, и питание оборудования происходит только от батареи. Батареи может хватить на время от 7 до 28 минут, в случае если будут отключены радио, обогрев ПВД, приборы освещения. Если повреждения двигателя не позволяют авторотировать компрессору, тогда время работы батареи становится ещё меньше, так как много энергии уходит на питание альтернативной бустерной гидросистемы (при авторотации компрессора от коробки приводов вращается насос ОБГС).

3. Установить выключатели Engine master и generator-battery-starter switches – в положение ON (в положении BATTERY).

4. Авторотация компрессора двигателя – в пределах 23–34 %.

Если потребуется, то необходимо увеличить скорость до 200 узлов для увеличения оборотов авторотации, но не более 35 %!

5. Включить аварийное зажигание: Emergency Ignition Switch – ON.

6. Переключиться на аварийную топливную автоматику: Emergency Fuel Switch – ON.

7. РУД перевести в положение OUTBOARD, затем – ADVANCE.

РУД перемещать медленно до требуемого значения оборотов, не допуская выхода за пределы ограничений.

8. Выключить аварийное зажигание Emergency Ignition Switch – OFF.

12.1.5. Достижение максимальной дальности планирования при отказе двигателя

Скорость наибольшей дальности планирования для всех конфигураций ((выпущены/убраны) шасси, закрылки, тормозные щитки) составляет 185 узлов (IAS). Дальности планирования для различных конфигураций указаны в Таблица 12.1:

Таблица 12.1

Конфигурация ЛА	Качество (отношение дальности планирования к исходной высоте)	Темп снижения для исходной высоты (футов в минуту)
Шасси – УБРАНЫ Закрылки – УБРАНЫ ТЩ – УБРАНЫ	14 к 1	2700 футов/мин на 40000 футов 1500 футов/мин на 10000 футов
Шасси – ВЫПУЩЕНЫ Закрылки – УБРАНЫ ТЩ – УБРАНЫ	7,3 к 1	3000 футов/мин на 10000 футов
Шасси – ВЫПУЩЕНЫ Закрылки – УБРАНЫ ТЩ – ВЫПУЩЕНЫ	4,8 к 1	4500 футов/мин на 10000 футов

12.2. Пожар

12.2.1. Пожар во время взлёта

Загорание лампы-сигнализатора о пожаре в передней части двигателя требует немедленных действий. Загорание лампы-сигнализатора о пожаре в задней части двигателя может свидетельствовать о перегреве двигателя. В любом случае дальнейшие действия будут зависеть от набора внешних условий: остатка ВПП для торможения, текущей задачи и др.

12.2.2. Пожар при отрыве от ВПП

Если пожар обнаружен при отрыве самолёта от ВПП, и приземлиться уже нельзя, то необходимо выполнить следующее:

1. Сбросить подвески.
2. РУД – на максимал и выполнить набор наибольшей высоты для безопасного катапультирования, поддерживая максимальный режим работы двигателя для достижения максимальной высоты перед катапультированием.
3. Если пожар сохраняется – покинуть самолёт.
4. Если пожар исчез, то просто убрать РУД для обеспечения обычного режима полёта, выполнить немедленную посадку.

12.2.3. Пожар в полёте

Если загорится одна из двух ламп сигнализации пожара, действовать следующим образом:

1. РУД – установить на минимал – в положение IDLE.
2. Если пожар продолжается, то покинуть самолёт.

Если факт пожара установлен по докладу с другого самолёта, задымлению кабины, необычной вибрации, ненормальности показаний приборов – покинуть самолёт.

3. Если пожар исчез – совершить экстренную посадку, используя минимальную тягу двигателя.

12.3. Неисправности бустерных гидросистем

В случае выхода из строя основной бустерной гидросистемы (ОБГС) дублирующая бустерная гидросистема (ДБГС) включится автоматически. Это будет видно по загоранию лампы ALTERNATE-ON и нарастанию давления в ДБГС. ДБГС полностью заменяет ОБГС, однако возможны большие просадки давления при интенсивной работе ОУ, так как производительность насоса ДБГС ниже, чем насоса ОБГС.

12.3.1. Неисправности ОБГС

Не выполнять полёты в плотных боевых порядках на сложный пилотаж и на ПМВ без необходимости при отказавшей ОБГС. В случае отказа ОБГС выполнить следующее:

1. Выбрать [Alternate System](#), если переключение не произошло автоматически.
2. Проверить давление в ДБГС.

Примечание. Если ДБГС не включилась автоматически, потянуть ручку ручного перехода на ДБГС.

Предупреждение. Если переход на ДБГС был выполнен вытягиванием ручки ручного перехода, то насос ДБГС будет работать непрерывно, независимо от давления в системах, и потреблять много электроэнергии. Поэтому в случае прекращения питания электросети от генератора батарея быстро "сядет" (через 6–7мин).

3. Потянуть ручку ручного перехода на ДБГС перед входом на схему захода на посадку.

Если полный отказ ОБГС не вызывает сомнений (не обеспечивается давление выше 1000 PSI), разблокировать и потянуть ручку ручного переключения на ДБГС до входа на схему захода на посадку.

Примечание. Это действие предотвратит пульсирующее переключение с ОБГС на ДБГС и обратно. Переход на ДБГС обычно незаметен со стороны лётчика, однако иногда может появиться "клевок" во время переключения.

4. Выполнить немедленную посадку.

12.3.2. Отказ ОБГС и ДБГС

В случае отказа обеих бустерных систем:

1. Если самолёт не управляется – покинуть самолёт.

В случае отказа обеих систем РУС не позволяет создавать соответствующие усилия для пилотирования самолёта во всём диапазоне его возможностей. В таких условиях пилотирование самолёта на крейсерской скорости (и выше), а также выполнение сложных манёвров становится очень трудным.

2. Установить скорость полёта 200 узлов (IAS).
3. Проверить возможность управления самолётом.

Пытаться использовать для управления все доступные органы управления: педали, закрылки, тормозные щитки. Попытаться поставить нейтрально элероны и руль высоты постоянным воздействием на РУС.

4. Если какие-либо ОУ позволяют вывести самолёт в нужное положение – выполнить это, затем покинуть самолёт.

12.4. Аварийный выпуск шасси

Аварийный выпуск шасси

Если после установки крана выпуска шасси в положение DOWN индикация положения шасси не установится как "выпущено" (см. [здесь](#)), тогда необходимо выпустить шасси аварийно, используя кран-переключатель аварийного выпуска шасси:

1. Установить скорость ниже ограничения на выпуск шасси (рекомендуется от 155 до 160 узлов (IAS)).
2. Потянуть за кран (мышью или с клавиатуры) GEAR EMERGENCY RELEASE HANDLE, см. [кран-переключатель](#).

Примечание. Носовая стойка не убирается после аварийного выпуска шасси.

12.5. Отказ системы триммирования

В случае выхода из строя штатной системы триммирования использовать систему [альтернативного триммирования](#).



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, доступна 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 при 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 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 Installation Guide RU.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:

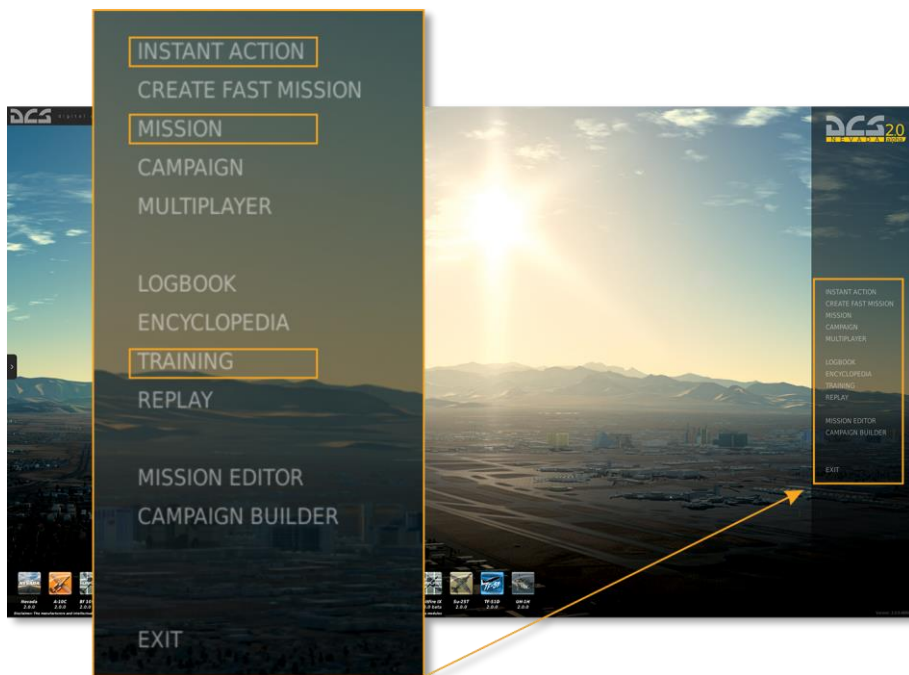
- управления объектами кликабельной кабины;
- управления положением головы виртуального пилота (управление видами). Переключение между режимами осуществляется комбинацией клавиш **|LAlt + C|** или двойным кликом по колесу мыши.

13.2. Запуск встроенных миссий

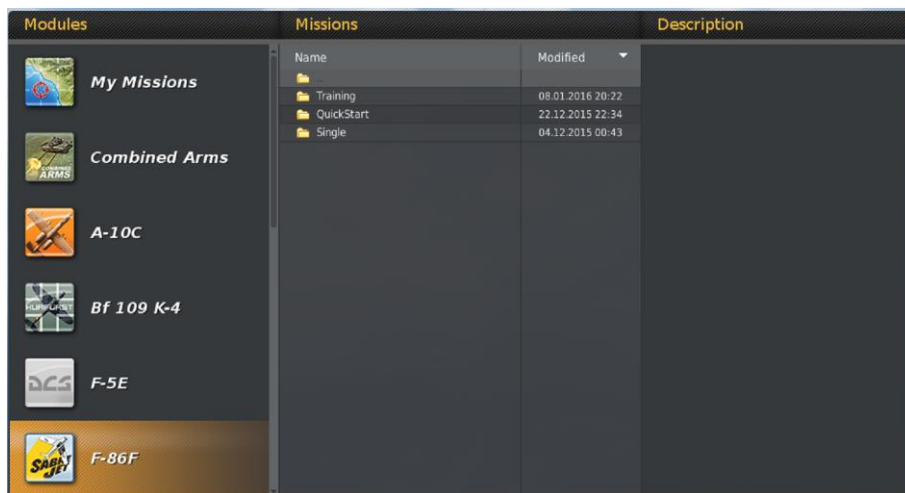
Игра продаётся с некоторым набором миссий. Это миссии обучения и, собственно, игровые миссии (или кампания). Игровые миссии (кампании) предполагают, что игрок уже ознакомился с особенностями управления самолётом и готов попробовать себя в самостоятельном использовании самолёта в игровом сценарии.

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:

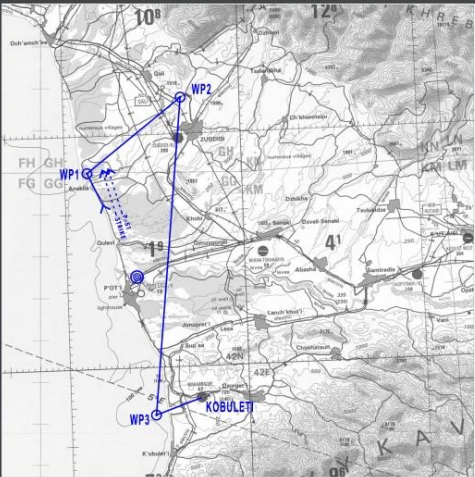


2. Для выбора миссии необходимо выбрать тип модуля и затем предложенные для него миссии из соответствующей папки (в примере ниже это папки Training, QuickStart или Single):



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

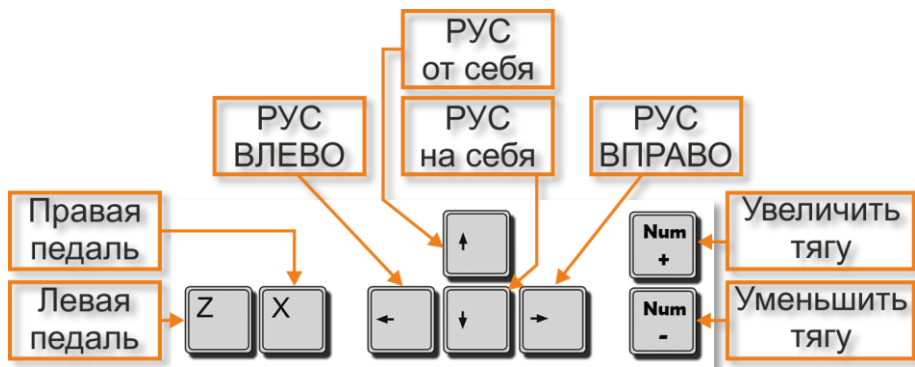
Если имеется джойстик, он может быть оборудован ручкой управления тягой и/или поворотной рукояткой (может быть любая ось джойстика), которая управляет тягой, а также вращающейся рукояткой для управления педалями.

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 это 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 6DOF (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).

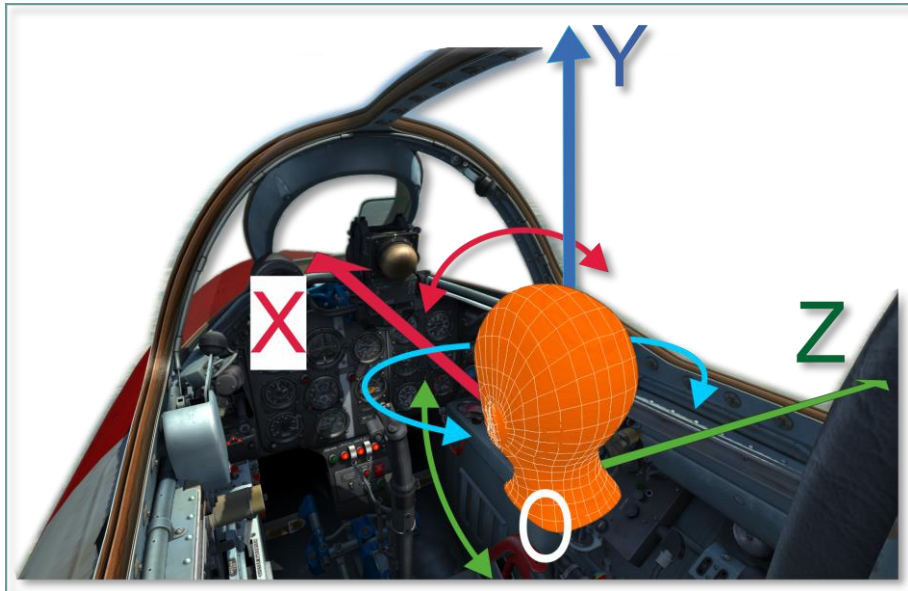


Рис. 13.1. Положение осей кабины 6DOF

Управление положением головы может быть осуществлено всеми устройствами ввода: клавиатурой, мышью, джойстиком, устройствами слежения за головой пользователя (типа TrackIR). Следует отметить, что поворот виртуальной головы вокруг оси OX (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.


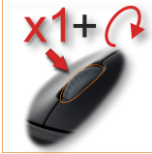



Действия клавиатурой и мышью для перемещения головы, её поворотов и зуммирования изображения





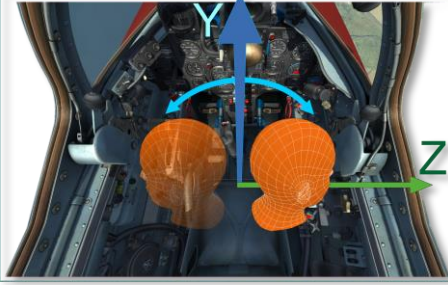





Условные обозначения на схемах для использования мыши:

	Выполнить нажатие и удерживать колесо вниз
	Выполнить двойной клик КОЛЕСА
	Выполнить нажатие, удерживать колесо вниз и вращать
	Вращать колесо мыши
	Перемещения головы вдоль соответствующих осей

	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.

Вид действия	Реализация клавиатурой и мышью
	Клавиатурой: RCtrl + RShift + * или RCtrl + RShift + / Мышью:  
	Клавиатурой: RCtrl + RShift + Num2 или RCtrl + RShift + Num8 Мышью:   

	<p>Клавиатурой: RCtrl + RShift + Num4 или RCtrl + RShift + Num6 </p> <p>Мышью:</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div data-bbox="692 309 842 462">  </div> <div data-bbox="877 309 1026 462">  </div> </div> <p style="text-align: center;">и</p> <div style="text-align: center;">  </div>
	<p>Клавиатурой: Num4 или Num6 </p> <p>Мышью:</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div data-bbox="692 674 842 828">  </div> <div data-bbox="877 753 1039 831">  </div> </div>
	<p>Клавиатурой: Num2 или Num8 </p> <p>Мышью:</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div data-bbox="692 1072 842 1226">  </div> <div data-bbox="877 997 937 1226">  </div> </div>

	<p>ЗУММИРОВАНИЕ (ZOOM). Клавиатурой: Num * или Num / Мышью:</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div data-bbox="692 315 842 469">  </div> <div data-bbox="886 315 1035 469">  </div> </div>
---	--

13.4.2. Управление видами в кабине 6DOF

Многие объекты кабины расположены неудобно (в нишах, закрыты другими объектами). Чтобы можно было в полёте быстро посмотреть на нужный объект и вернуться к приборам, используя комбинацию клавиш, 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:

- е) для активации начала записи одного из видов нажать |Num0 + Num1–9| (одну из цифр), появится некий вид, начало записи активировано;

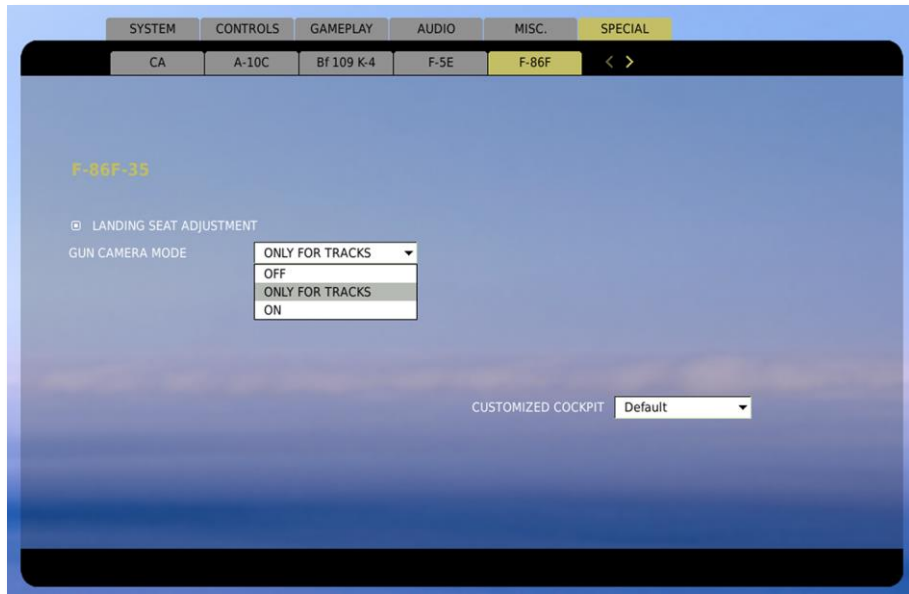
- f) теперь необходимо настроить нужный вид, который потом "запомним", для чего стандартными средствами управления камерой (|Num*| – приближение, |Num/| – отдаление, |RShift + RCtrl + Num2| – ось взгляда параллельно ВНИЗ, |RShift + RCtrl + Num8| – ось взгляда параллельно ВВЕРХ, |RShift + RCtrl + Num4| – 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" – |/|);
- g) 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.



LANDING SET ADJUSTMENT – голова пилота автоматически немного поднимается для обеспечения лучших условий обзора на посадке (срабатывает при выпуске шасси);

GUN CAMERA MODE – режим показа фотографий с фотокинопулемёта (OFF – показ выключен, ONLY FOR TRACKS – показ фото только при проигрывании трека, ON – работает непосредственно в игре (может замедлить FPS); CUSTOMIZED COCKPIT – для выбора окраски фюзеляжа и языка панелей кабины.

13.6. Информационная помощь игроку

Для облегчения процесса обучения, а также компенсации неудобств "полёта перед монитором" в игре предусмотрено использование наколенного планшета.

13.6.1. 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:

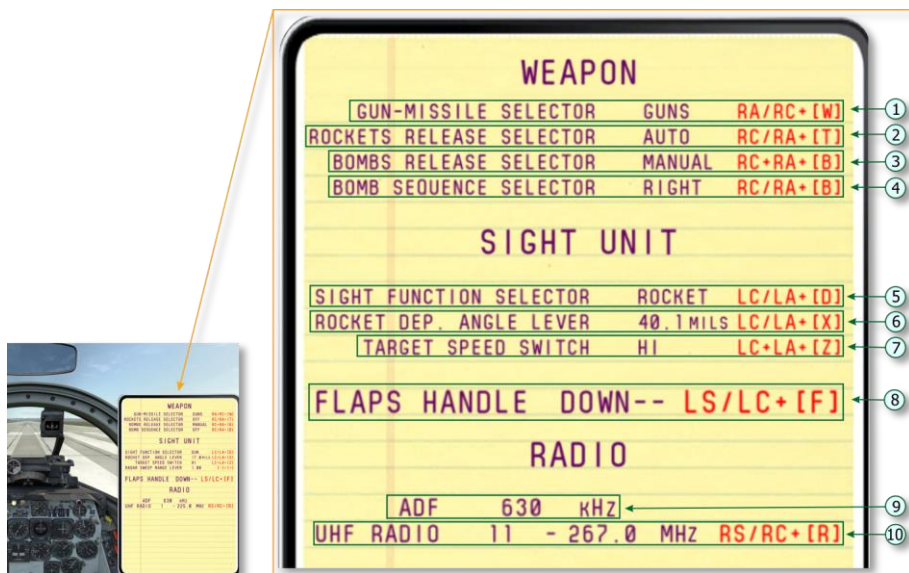


Рис. 13.2. Наколенный планшет. Информирование игрока о состоянии важных систем самолёта

1. Оружие: [Gun-Missile Selector](#) положение и клавиатурная команда для изменения (RC=RCtrl, RA=RAlt, R=RShift)
 2. Оружие: [Rockets Release Selector](#) – положение
 3. Оружие: [Bomb Release Selector](#) – положение
 4. Оружие: [Bomb Sequence Selector](#) – положение
 5. Блок настройки прицела: [Sight Function Selector](#) – положение (с каким оружием сейчас работает прицел)
 6. Блок настройки прицела: [Rocket Depression Angle](#) – значение угла прицеливания
 7. Блок настройки прицела: [Target Speed Switch](#) – положение переключателя скорости цели
 8. [Рычаг выпуска закрылков](#) – положение и клавиатурная команда для выпуска/уборки
- Радио:
9. [AN/ARN-6](#) – текущая частота, на которую настроен АРК
 10. [AN/ARC-27](#) – текущий канал и частота, на которую настроена УКВ р\ст

Активируется: |K| – на время удержания клавиши, |RShift + K| – до отключения (этой же комбинацией).



14

**АББРЕВИАТУРЫ
И ТЕРМИНЫ**

14. АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНЫ

1) EN

%Q	Percent Torque
AC	Alternating Current
ACB	Automatic Circuit Breaker
ADF	Automatic Direction Finder
AGL	Above Ground Level
Ah	Amper x hour
AI	Artificial Intelligence
ALT	Alternator
ALT	Altitude/Altimeter
ALTM	Altimeter
AM	Amplitude Modulation
AMP	Ampere
ANT	Antenna
ATTD	Attitude
AUTO	Automatic
AUX	Auxiliary
AVGAS	Aviation Gasoline
BAT	Battery
BDHI	Bearing Distance Heading Indicator
BFO	Beat Frequency Oscillator
BL	Butt Line
BRIL	Brilliance
BRT	Bright
C	Celsius
CARR	Carrier
CAS	Callibrated airspeed
CCW	Counter Clockwise
CDI	Course Deviation Indicator

CG	Center of Gravity
CL	Centerline
CMPS	Compass
CNVTR	Converter
COLL	Collision
COMM	Communication
COMPT	Compartment
CONT	Control
CONT	Continuous
CONV	Converter
CW	Clockwise
DC	Direct Current
DCP	Dispenser Control Panel
DECR	Decrease
deg	degree
DELTA A	Incremental Change
DET	Detector
DF	Direction Finding
DG	Directional Gyro
DIS	Disable
DISP	Dispense
DSCRM	Discriminator
ECM	Electronic Countermeasures
EGT	Exhaust Gas Temperature
ELEC	Electrical
EMER	Emergency
END	Endurance
ENG	Engine
ESS	Essential
EXH	Exhaust
EXT	Extend

EXT	Exterior
F	Fahrenheit
FAT	Free Air Temperature
FCU	Fuel Control Unit
FITG	Fitting
FM	Frequency Modulation
FOD	Foreign Object Damage
fpm	feet per minutes
FPS	Feet per Second, or Frame per Second
FREQ	Frequency
FS	Fuselage Station
ft	feet
ft/min	Feet per Minute
ft-in	feet&inch
FUS	Fuselage
FWD	Forward
G	Gravity
gal	Gallon
GD	Guard
GEN	Generator
GND	Ground
GOV	Governor
GPU	Ground Power Unit
GRWT	Gross Weight
GW	Gross Weight
HDG	Heading
HF	High Frequency
HIT	Health Indicator Test
HTR	Heater
HVAR	High Velocity Aircraft Rocket
HYD	Hydraulic

Hz	Herz
IAS	Indicated Airspeed
ICS	Interphone Control Station
IDENT	Identification
IFF	Identification Friend or Foe
IGE	In Ground Effect
in	Inch
INCR	Increase
IND	Indication/Indicator
INHG	Inches of Mercury
INOP	Inoperative
INST	Instrument
INT	Internal
INT	Interphone
INV	Inverter
INVTR	Inverter
IR	Infrared
IRT	Indicator Receiver Transmitter
ISA	International Standard Atmosphere
KCAS	Knots Calibrated Airspeed
kHz	Kilohertz
KIAS	Knots Indicated Airspeed
km	Kilometer
kN	Kilonewton
knots	Nautical Miles per Hour
kp	Kilogram-force
KTAS	Knots True Airspeed
kVA	Kilovolt-Ampere
kW	kiloWatt
kW	Kilowatt
L	Left

LABS	Low-altitude Bombing System
lbf	pound-force
lbs	Pounds
LClick	Left (button) Click Mouse
LDG	Landing
LH	Left Hand
LSB	Lower Sideband
LT	Lights
LTG	Lighting
LTS	Lights
MAG	Magnetic
MAN	Manual
MAX	Maximum
MED	Medium
MHF	Medium-High Frequency
MHz	Megahertz
MIC	Microphone
mil	millirad, 1\6400 part of a circle
MIN	Minimum
MIN	Minute
MISC	Miscellaneous
mm	Millimeter
MON	Monitor
MPC	Manual Pip Control
MWO	Modification Work Order
N1	Gas Turbine Speed
N2	Power Turbine Speed
NAV	Navigation
NET	Network
NM	Nautical Mile
nm	Nautical Mile

NO	Number
NON-ESS	Non-Essential
NON-SEC	Non-Secure
NORM	Normal
NR	Gas Turbine Speed
NVG	Night Vision Goggles
OGE	Out of Ground Effect
PED	Pedestal
PLT	Pilot
pph	Pounds per Hour
PRESS	Pressure
PRGM	Program
psi	Pounds per Square Inch
PVT	Private
PWR	Power
QTY	Quantity
R	Right
R/C	Rate of Climb
R/D	Rate of Descent
RClick	Right (button) Click Mouse
RCVR	Receiver
RDR	Radar
RDS	Rounds
REL	Release
REM	Remote
RETR	Retract
RETRAN	Retransmission
RF	Radio Frequency
RH	Right Hand
RI	Remote Height Indicator
RPM	Revolutions per Minute

SAM	Surface to Air Missile
SEC	Secondary
SEC	Secure
SEL	Select
SENS	Sensitivity
SL	Searchlight
SOL	Solenoid
SQ	Squelch
SQFT	Square Feet
SSB	Single Sideband
STA	Station
STBY	Standby
T/R	Transmit-Receive
TAS	True Airspeed
TEMP	Temperature
TGT	Turbine Gas Temperature
TRANS	Transfer
TRANS	Transformer
TRANS	Transmitter
TRQ	Torque
UHF	Ultra-High Frequency
USB	Upper Sideband
V	Volt
VAC	Volts, Alternating Current
VDC	Volts, Direct Current
VHF	Very High Frequency
VM	Volt Meter
VNE	Velocity, Never Exceed (Airspeed)
VOL	Volume
VOR	VHF Omni Directional Range
WL	Water line

WPN	Weapon
XCVR	Transceiver
XMIT	Transmit
XMSN	Transmission
XMTR	Transmitter
ΔF	Increment of Equivalent Flat Plate Drag Area
2) RU	
IAS	Приборная воздушная скорость
CAS	Истинная воздушная скорость
GPS	Global Positioning System – среднеорбитальная спутниковая радионавигационная система NAVSTAR, разработанная в США
knots	узлы (морские мили в час); морская миля равна 1,852 м
NAVSTAR	NAVigation Satellites for Timing And Ranging (навигационные спутники для определения времени и расстояний) – название системы GPS в англоговорящих странах, отсюда русское НАВСТАР
NDB	Nondirectional Radio-beacon (отдельная приводная радиостанция ОПРС)
PSI	фунты на квадратный дюйм
VOR	Very-high-frequency Omnidirectional Range (всенаправленный курсовой радиомаяк УКВ-диапазона)
ABCK	Аппаратура внутренней связи и коммутации
АГ	Авиагоризонт
АЗС	Автомат защиты сети
АНО	Аэронавигационные огни
АРК	Автоматический радиокompас
АРП	Автоматический радиопеленгатор
АСП	Авиационные средства поражения
АЦП	Аналогово-цифровой преобразователь
АЭР	Аэродром
БАНО	Бортовые аэронавигационные огни. Красный – левый, зелёный – правый.
БВ	Бомбардировочное вооружение
БПРМ	Ближняя приводная радиостанция с маркёром

БПРС	Ближняя приводная радиостанция (1000 м от торца ВПП)
БЧ	Боевая часть
ВВ	Взрывчатое вещество
ВМГ	Винтомоторная группа
ВПП	Взлётно-посадочная полоса
ВС	Воздушное судно
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ГВ	Главный выключатель
ГПК	Гироскопический компас
ДБГС	Дублирующая бустерная гидросистема
ДПРМ	Дальняя приводная радиостанция с маркёром
ДПРС	Дальняя приводная радиостанция (4000 м от торца ВПП)
ЗПУ	Заданный путевой угол
ИВС	Истинная воздушная скорость
ИГ	Искусственный горизонт
ИК ГСН	Ифракрасная головка самонаведения (ракеты)
ИПМ	Исходный пункт маршрута
КМГУ	Контейнер мелких грузов универсальный
КПМ	Конечный пункт маршрута
КУР	Курсовой угол радиостанции
КУЦ	Курсовой угол цели
ЛА	Летательный аппарат
МГ	Малый газ
МК	Магнитный курс
МПР	Магнитный пеленг радиостанции
МСА	Международная стандартная атмосфера
НАР	Неуправляемая авиационная ракета
НВ	Несущий винт
НОП	Наземный обслуживающий персонал
НППУ	Несъёмная подвижная пушечная установка
НУРВ	Неуправляемое ракетное вооружение

ОБГС	Основная бустерная гидросистема
ОПРС	Отдельная приводная радиостанция (NDB)
ОПС	Оптическая прицельная система
ОСП	Оборудование системы посадки. Система посадки по дальней и ближней приводным радиостанциям (ICAO 2NDB Approach)
ОУ	Органы управления
ОШ	Общий шаг винтов
ПВД	Приёмник воздушного давления
ПВО	Противовоздушная оборона
ПВР	Пульт выбора режимов
ПЗУ	Пылезащитное устройство
ПМВ	Предельно малая высота
ПНК	Пилотажно-навигационный комплекс
ПНП	Планово-навигационный прибор
ПОС	Противообледенительная система
ППД	Приёмник полного давления
ППМ	Промежуточный пункт маршрута
ППУ	Продольно-поперечное управление (ручка)
ПрПНК	Прицельно-пилотажно-навигационный комплекс
ПРС	Приводная радиостанция
ПТБ	Подвесной топливный бак
ПУ	Путевой угол
ПУИ	Пульт управления и индикации
ПУР	Пульт управления режимами
РН	Руль направления
РОШ	Рычаг общего шага
РППУ	Ручка продольно-поперечного управления
РРУ (РРУД)	Рычаги раздельного управления (двигателями)
РСНВ	Режим самовращения несущего винта
РУ	Расчётный угол
РУД	Рычаг управления двигателем
РУС	Ручка управления самолётом

САР	Система автоматического регулирования
СГФ	Строительная горизонталь фюзеляжа
СПВ	Стрелково-пулемётное (стрелково-пушечное) вооружение
СПО	Стрелково-пушечное оружие
СПУ	Самолётное переговорное устройство
СРО	Самолётный радиолокационный ответчик госопознавания
СТ	Свободная турбина
СУО	Система управления оружием
ТК	Турбина компрессора, турбокомпрессор
ТТХ	Тактико-технические характеристики
ТЩ	Тормозные щитки
УВД	Управление воздушным движением
УРВ	Управляемое ракетное вооружение
ФПУ	Фактический путевой угол
ХС	Хвостовой сигнал
ЦАП	Цифро-аналоговый преобразователь
ЦСО	Центральный сигнальный огонь
ЭВУ	Экранно-выхлопное устройство
ЭРД	Электронный регулятор двигателя

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 in
1 meter = 10 decimeters = 39.37 in
1 dekameter = 10 meters = 32.8 ft
1 hectometer = 10 dekameters = 328.08 ft
1 kilometer = 10 hectometers = 3,280.8 ft

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. in
1 sq. meter (centare) = 100 sq. decimeters = 10.76 sq. ft
1 sq. dekameter (are) = 100 sq. meters = 1,076.4 sq. ft
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. in
1 cu. meter = 1000 cu. decimeters = 35.31 cu. ft

15.1.2. Приблизительные коэффициенты для конвертации величин

Какая величина подлежит конвертированию (imperial)	К какой величине приводится (metric)	Коэфф. умножения
in	centimeters	2.540
ft	meters	.305
yards	meters	.914
miles	kilometers	1.609
knots	km/h	1.852
square in	square centimeters	6.451
square ft	square meters	.093
square yards	square meters	.836
square miles	square kilometers	2.590
acres	square hectometers	.405
cubic ft	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-ft	Newton-meters	1.356
pound-in	Newton-meters	.11296
ounce-in	Newton-meters	.007062
(metric)	(imperial)	
centimeters	in	.394
meters	ft	3.280
meters	yards	1.094
kilometers	miles	.621
km/h	knots	0.54
square centimeters	square in	.155
square meters	square ft	10.764
square meters	square yards	1.196
square kilometers	square miles	.386
square hectometers	acres	2.471
cubic meters	cubic ft	35.315
cubic meters	cubic yards	1.308

Какая величина подлежит конвертированию (imperial)	К какой величине приводится (metric)	Коэфф. умножения
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

BELSIMTEK

РУКОВОДСТВО ПРОЕКТОМ

Александр "PilotMi8" Подвойский

Александр "Foxhound_vva"
Чичиланов

Общее управление проектом,
контроль качества, техническая
документация

Управление разработкой
модуля, альфа-тестирование

ПРОГРАММИСТЫ

Владимир "cofcorpse" 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, модель
повреждений, отказы
Предварительный расчёт
динамических характеристик
Звуки и музыкальная дорожка
к модулю

ДИЗАЙНЕРЫ

Максим Лысов

Павел Сидоров
Тимур Цыганков
Андрей Решетко

3D-модель самолёта
(внешняя)

Модель повреждений
3D-модель кабины
3D-модель пилота

Игорь Пискунов

2D-сложные схемы и дизайн обложек для глав настоящего руководства

Александр Дранников

Графические материалы по модулю для сайта

НАУЧНАЯ ПОДДЕРЖКА

Сергей "Vladimirovich"

Методология моделирования

ТЕСТЕРЫ

Александр "BillyCrusher"

Билиевский

Дмитрий "Laivynas" Кошелёв

Edin "Kuky" Kulelija

Erich "ViperVJG73" Schwarz

Evan "Headspace" Hanau

Иван "Frogfoot" Макаров

Никита "Nim" Определёнков

Олег "Dzen" Федоренко

Raul "Furia" Ortiz de Urbina

Roberto "Vibora" Seoane Penas

Scott "BIGNEWY" Newnham

Stephen "Nate" Barrett

Валерий "Rik" Хоменок

Werner "derelor" Siedenburg

Xueqian "Uboats" Zhao

ОБУЧАЮЩИЕ МИССИИ

Вячеслав "SL PAK" Пакетный

Обучающие миссии

ОТДЕЛЬНОЕ СПАСИБО

Alan "NightRush" Shafto
(авиационный инженер, включая
самолёт F-86 Sabres)

За тестирование и помощь в
отладке систем самолёта

F-86A

HANDLING CHARACTERISTICS

LECTURE DIGEST



N O R T H A M E R I C A N A V I A T I O N , I N C .



17

БИБЛІОГРАФІЯ

17. БИБЛИОГРАФИЯ

1. Handbook maintenance instructions USAF SERIES F-86F AIRCRAFT, TO No 1F-86F-2 (Formerly 01-60JLD-2), November 1953.
2. Flight Manual USAF SERIES F-86F AIRCRAFT, CONTRACT AF33(038)-14801, AF04(606)-15753, May 1960 (Change – April 1971).
3. 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.
4. Конструкция и прочность авиадвигателей. Учебное пособие/ Под ред. А. И. Евдакимова – М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007 – 340 с.
5. Сиротин Н.Н. Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей. М: РИА "ИМ-информ", 2002.
6. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. / Под ред. Д. В. Хронина. – М: Машиностроение, 1989.
7. Mark D. Jane's aero-engines. – Alexandria, Virginia 22314, US: Jane's information Group inc, 2009. – 448 с.
8. С.М. Егер "Проектирование самолётов".
9. К.П. Петров "Аэродинамика элементов летательных аппаратов".
10. "Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов" под ред. Г.С. Бюшгенса.
11. R. Chambers, S. Grafton "Aerodynamics of airplanes at high angles-of-attack".