DIGITAL COMBAT SIMULATOR

F-86F SABRE

for DCS World

Flight manual

belsimtek

THE FIGHTER COLLECTION

Eagle Dynamics

DCS SERIES

TABLE OF CONTENTS

1. AIRCRAFT HISTORY 9

1.1. Начало реактивной авиации 9
1.2. История создания Сейбра 13
1.3. Модификация F-86F Sabre 18
1.4. Применение F-86 в Корее 24
1.5. Основные модификации F-86 от разработки до финальных версий 33

2. MISSION OVERVIEW AND MAIN SPECIFICATIONS 46

2.1. Mission overview 46
2.2. Main specifications 46
2.2.1. Specifications table 46
2.2.2. Aircraft dimensions 47

3. AIRCRAFT AND ENGINE DESIGN 50

3.1. Aircraft Design 50
3.1.1. Fuselage 50
3.1.2. Крыло 53
3.1.3. Закрылки 53
3.1.4. Тормозные щитки (воздушный тормоз) 54
3.1.5. Хвостовое оперение 56
3.1.6. Шасси 58
3.1.7. Сапору (ДОЛЖОК!) 59
3.2. Engine and Related Systems 59
3.2.1. General design and layout 59
3.2.2. Engine схема 61
3.2.3. Система топливной автоматики двигателя 61
3.2.4. Основная топливная автоматика 62
3.2.5. Аварийная топливная автоматика 64
3.2.6. Масляная система двигателя 64
3.2.7. Engine controls 65

4. COCKPIT 69

4.1. Aircraft and engine controls 72
4.1.1. Flight control stick 73

4.1.2. Рычаг управления двигателем (РУД) 74
4.1.3. Педали.....75
4.2. Приборная панель.....76
4.2.1. Манометр гидросистемы 78
4.2.2. Сигнальная лампа отказа основного 3-х фазного преобразователя 79
4.2.3. Переключатель прибора давления на основную или дублирующую гидросистемы 80
4.2.4. Сигнальная лампа отказа обоих 3Ф-преобразователей...81
4.2.5. Сигнализация о переходе на дублирующую гидросистему 81
4.2.6. Лампа сигнализации отказа однофазного преобразоватлея 82
4.2.7. Указатель курса 83
4.2.8. Лампа взлетного положении триммера.....84
4.2.9. Кнопка быстрого согласования курсовой системы 85
4.2.10. Авиагоризонт J-8 85
4.2.11. Акселерометр 89
4.2.12. Панель управления LABS (системы маловысотного бомбометания) 91
4.2.13. Индикатор угла пикирования и крена ситемы LABS (Dive-and-Roll Indicator) 92
4.2.14. Кнопка проверки системы сигнализации о пожаре 93
4.2.15. Указатель давления масла.....94
4.2.16. Лампы сигнализации о пожаре 95
4.2.17. Указатель оборотов турбины компрессора.....96
4.2.18. Указатель температуры выходящих газов.....97
4.2.19. Указатель расхода топлива.....98
4.2.20. Топливомер 98
4.2.21. Указатель "высоты" в кабине.....99
4.2.22. Вариометр 100
4.2.23. Указатель поворота и скольжения 101
4.2.24. Высотомер 101
4.2.25. Часы 103
4.2.26. Указатель нагрузки сети 104
4.2.27. Лампа отказа генератора.....105
4.2.28. Вольтметр.....106
4.2.29. Рычаг выуска шасси.....106
4.2.30. Радиокомпас.....107

4.2.31. Указатель скорости (в узлах) 107
4.2.32. Кнопка аварийной уборки шасси 109
4.2.33. Указатель числа М 110
4.2.34. Переключатель аварийной системы топливной автоматики 111
4.3. Оборудование левого борта (cockpit left side) 111
4.4. Оборудование правого борта (cockpit right side). 118
4.5. Отдельно установленные объекты кабины 121

5. SYSTEMS 127

5.1. Flight control system 127
5.2. Power supply system (Система энергоснабжения) 133
5.2.1. Общее описание 133
5.2.2. Отказы объектов электросистемы 139
5.3. Топливная система 141
5.3.1. Общая схема и описание 142
5.3.2. Объекты кабины, связанные с топливной системой 144
5.3.3. Порядок расхода топлива 146
5.3.4. Управление выработкой топлива 147
5.3.5. Количество заправляемого топлива 148
5.4. Гидравлические системы 149
5.4.1. Общее описание 149
5.4.2. Объекты кабины, связанные с гидросистемами 150
5.4.3. Общая гидросистема и связанные с ней системы 154
5.4.4. Бустерные гидросистемы 156
5.5. Антиобледенительная система двигателя 160
5.6. Система защиты двигателя от посторонних предметов на земле 161
5.7. Система индикации пожара двигателя 162
5.8. Система наддува и кондиционирования 162
5.8.1. Работа системы 164

6. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА 166

6.1. Предназначение, состав, варианты вооружения. Общее описание 166
6.1.1. Предназначение и состав 166
6.1.2. Варианты вооружения F-86F-35, узлы подвески, подсистема сброса оружия с подвесок 167
6.2. Общие органы управления оружием и прицелом 171
6.2.1. Центральная панель вооружения 171
6.3. Стрелково-пулемётное вооружение 176

6.3.1. Общее описание 176
6.3.2. Органы управления СПВ 178
6.4. Бомбардировочное вооружение 180
6.4.1. Общее описание 180
6.4.2. Специальная подвеска (не моделируется) 182
6.4.3. Органы управления бомбардировочным вооружением (общие) 182
6.4.4. Система маловысотного бомбометания LABS (Low-altitude bombing system) 188
6.4.5. Система бомбометания с ручным вводом прицельной поправки MPC (Manual pip control) 191
6.5. Неуправляемое ракетное вооружение (НУРВ) 195
6.5.1. Общее описание 195
6.5.2. Органы управления НУРВ 197
6.6. Управляемое ракетное вооружение (УРВ) 202
6.6.1. Общее описание 202
6.6.2. Органы управления УРВ 204
6.7. Полуавтоматический оптический прицел типа А-4 206
6.7.1. Оборудование для настройки и управления прицелом . 210
6.7.2. Режимы применения прицела 215
6.8. Радиолокационное оборудование AN/APG-30 220
6.9. Объекты кабины, связанные с системой вооружения 220

7. RADIO COMMUNICATION AND RADIO ELECTRONIC EQUIPMENT 227

7.1. УКВ командная радиостанция AN/ARC-27 227
7.2. Радиокомпас AN/ARN-6 227

8. FLIGHT AND RELATED PROCEDURES 230

8.1. Запуск двигателя 230
8.2. Проверка систем после запуска 234
8.3. Выруливание и руление 236
8.4. Перед взлетом 236
8.5. Взлет 238
8.6. Набор высоты 239
8.7. Заход на посадку и посадка 240
8.8. Заруливание и выключение двигателя 243

9. OPERATING LIMITATIONS 245

9.1.1. Primary limitations 245

10. AIRCRAFT AERODYNAMIC PARTICULARS 247

10.1.1. Большая скорость 247
10.1.2. Маневренность 247
10.1.3. Аэродинамическое качество самолёта 248
10.1.4. Превышение допустимых перегрузок 249
10.1.5. Сваливание 250
10.1.6. Вывод из сваливания 251
10.1.7. Штопор 252
10.1.8. Вывод из штопора 253
10.1.9. Запрещённые манёвры 253

11. COMBAT EMPLOYMENT 255

11.1. Применение пулеметов 255
11.1.1. Стрельба из пулемётов с применением радара 255
11.1.2. Стрельба из пулемётов без применения радара 257
11.2. Применение бомбового вооружения 258
11.2.1. Применение бомб с использованием прицела (без использования ручного ввода прицельной поправки) 258
11.2.2. Применение бомбового вооружения с использованием системы LABS 261
11.2.3. Применение бомбового вооружения с прицелом и использованием ручного ввода прицельной поправки MPC (manual pip control) 265
11.2.4. Особенности применения бомб при смешанной подвеске НАР и бомб 269
11.2.5. Аварийный сброс бомб 270
11.3. Применение НАР 271
11.3.1. Применение ракет с использованием прицела 271
11.3.2. Особенности применения НАР при смешанной подвеске НАР и бомб 275
11.4. Применение УРВ 276
11.4.1. Применение управляемых ракет "воздух-воздух" GAR-8276
11.5. ТАКТИКА ПЕРВЫХ РЕАКТИВНЫХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ 277
11.5.1. Боевое построение истребителей 277
11.5.2. Изменение функций наземных командных пунктов 278
11.5.3. Основными задачами НКП стали: 278

12. FEATURES OF DCS: F-86F 280

13. EMERGENCY PROCEDURES 282

14. HOW TO PLAY 284

14.1. GENERAL INFORMATION 284
14.2. BUILT-IN MISSIONS 285
14.3. CONTROLLING AIRPLANE AND VARIOUS COCKPIT OBJECTS 287
14.3.1. Controlling airplane with joystick 288
14.3.2. Controlling airplane with keyboard 288
14.3.3. Interacting with cabin objects with the mouse 289
14.4. CONTROLLING VIRTUAL PILOT HEAD POSITION AND VIEWS IN THE 6DOF COCKPIT 290
14.4.1. Controlling virtual pilot head position in the 6DOF cockpit . 290
14.4.2. Controlling views in the 6DOF cockpit 294
14.5. SPECIAL GAME SETTINGS 295
14.6. INFORMATIONAL HELP TO THE PLAYER 296
14.6.1. AI helper 296
14.6.2. Kneeboard 297

15. ABBREVIATIONS AND TERMS 300

16. THE METRIC SYSTEM AND EQUIVALENTS, CONVERSION FACTORS 304

16.1.1. The Metric System and Equivalents 304
16.1.2. Approximate Conversion Factors 305

17. DEVELOPERS 308

18. BIBLIOGRAPHY AND SOURCES 312

Important notice!

This document provides a brief description of the aircraft's structural elements, systems, equipment and their corresponding cockpit controls.

Note that the information about individual systems is not concentrated in a single section, but scattered all over the document, i.e. elements of the aircraft are described in one section of this manual while the controls and features of operation are described in another section. This approach is used due to multiple cross-references between the elements of the aircraft. For this reason, a system is first described as an element of aircraft design and then as an object of cockpit control. If you are willing to get a deeper understanding of the design and features of the F-86F Sabre, we recommend that you carefully study all the available references.

Notes in small print are more detailed explanations for users who want to gain a deeper understanding of a mechanism, system or equipment.

For convenience, we give cross-references and hyperlinks that connect the references to the same object throughout the text or when it is necessary to describe operation of an object in conjunction with another object. To follow a hyperlink, click it with the mouse while holding down the Control (**[Ctrl]**) key. Use the key **[Alt + <–]** (arrow left) or **[Alt + –>]** (arrow right) to return.

If you are a new player just getting acquainted with DCS World, it is recommended to visit the HOW TO PLAY section first.

1 AIRCRAFT HISTORY

1. AIRCRAFT HISTORY

Введение

За всю историю авиации лишь не многие самолёты получили право называться легендами. Они известны как "Знаменитые самолёты".

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 1948г. Принимал участие в нескольких войнах и конфликтах (война в Корее 1950-1953гг, Тайваньский кризис 1958г, Индо-Пакистанский конфликт 1965г), самый массовый истребитель, принимавший участие в воздушных боях реактивных самолётов. Кроме истребительных задач F-86F Sabre применялся как ударный самолёт, самолёт-разведчик, самолет-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.

Figure 1.1. Посадка летчика 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, оборудованой 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 Ме-262 в то время был очень прогрессивной машиной.

Figure 1.2. Первый реактивный самолет люфтваффе в истребительно-бомбардировочном варианте Ме-262А-2 Швальбе (ласточка).

Ме-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 Ме-262. Истребители Ме-262 заставили союзников иначе взглянуть на возможности развития реактивного самолётостроения.

Уделяя основное внимания 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.

Figure 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.

Figure 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.

Figure 1.5. F-86 Sabre в полёте

В переводе с английского "sabre" означает "сабля". Это позволяет предположить, что выбор названия первого американского реактивного

истребителя со стреловидным крылом, ассоциировался с мощным холодным оружием и сравнивал этот самолёт с кавалерией прошлого.

Figure 1.6. F-86 Sabre с подвестными баками

Истребитель F-86 Sabre, построен фирмой North American, без всяких преувеличений является самым знаменитым американским реактивным самолетом прошлого столетия. Широкую известность ему принесла не только война в Корее, с которой началась его боевая карьера, но и огромные объемы 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 летного 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. Самолет NA-134 имел прямое низкорасположенное крыло и короткий бочкообразный фюзеляж. Турбореактивный двигатель TG180 с тягой 1820 кгс обеспечивал истребителю массой 6532 кг максимальную скорость полета 872 км/ч. Кроме этого NA-134 имел скороподъемность на уровне моря 23,8 м/с, а его практический потолок достигал 14500 м.

Figure 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 повисла 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.

Figure 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 полета. В ноябре 1945 года проект был одобрен. Конструкция крыла получила стреловидность 35 градусов. Проблему с устойчивостью самолета на малых скоростях решили за счет 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.

Figure 1.9. Самолёт-прототип XP-86 в полёте

Во время нескольких скоростных пикирований на PX-86 летчик-испытатель Джордж Уэлч (George Welch) сообщал, что столкнулся с необычными колебаниями стрелок указателя скорости и высоты. Специалисты предположили, что самолет 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 самолет стремился войти во вращение относительно продольной оси и скорость приходилось снижать.

Фото

Проект стал усилено 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 Дженерал Электрик (англ. General Electrical) J-47-GE-7, а затем и улучшенным двигателем J-47-GE-13.

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

Самолет получил вооружение из шести 12,7-мм пулеметов. Вместо сбрасываемых баков самолет 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.

Figure 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.

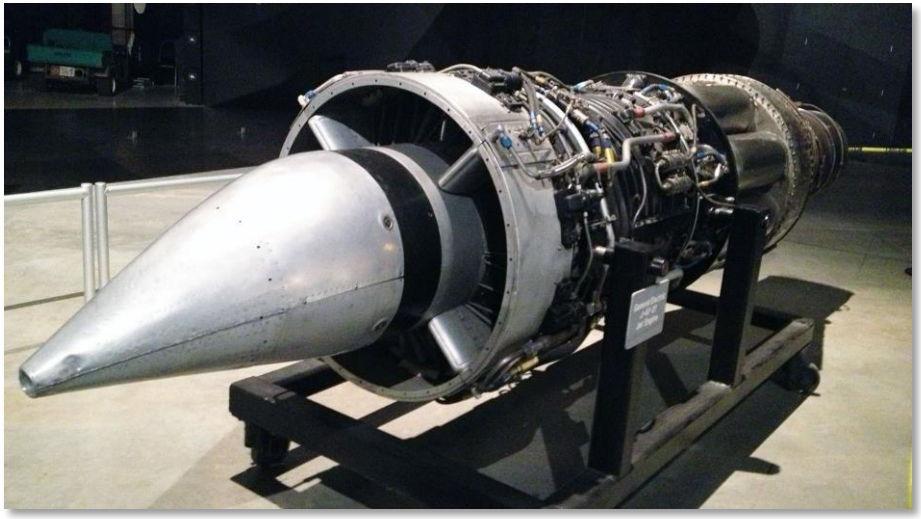


Figure 1.12. Двигатель J47-GE-27

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

Фото

Обладая более мощным двигателем J47-GE-27, новая модификация самолета 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. Самолет имел полностью автоматические предкрылки, выпускаемые на скорости 217 км/ч и встроенное стрелковое вооружение. Шесть крупнокалиберных пулеметов М3 со скорострельностью 1100 выстрелов в минуту и с боезапасом по 300 патронов каждый, располагались в бортах носовой части фюзеляжа

Фото

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

Фото

Следующий вариант F-86F Sabre, к работе над которым приступили в октябре 1951 г. под наименованием NA-191 был уже в истребительно-бомбардировочном варианте. 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. Самолет 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.

Фото

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 сошел со сборочной линии в Инглвуде в октябре 1952г. С января 1953 г. в Колумбусе стали делать аналогичный ему F-86F-25.

Фото

Для того чтобы улучшить летные данные, на трех машинах в августе 1952 г. опробовали крыло без предкрылков. Хорду крыла на этих самолетах сделали длиннее на 150 мм в корневой части и на 75 мм у законцовок. При этом площадь крыла увеличилась с 26,78 м^2 до 28,12 м^2. Увеличение площади крыла позволило разместить в нем дополнительное топливо.

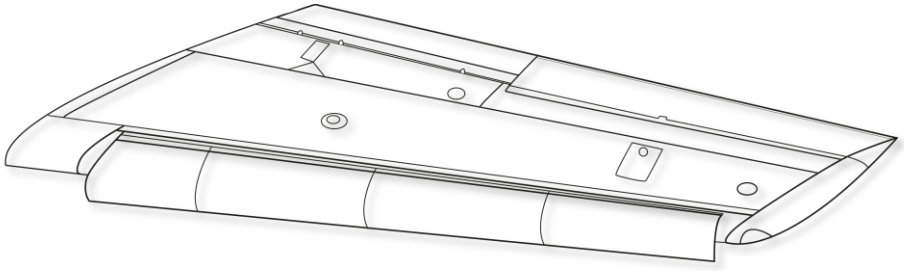


Figure 1.13. Крыло F-86 с предкрылком

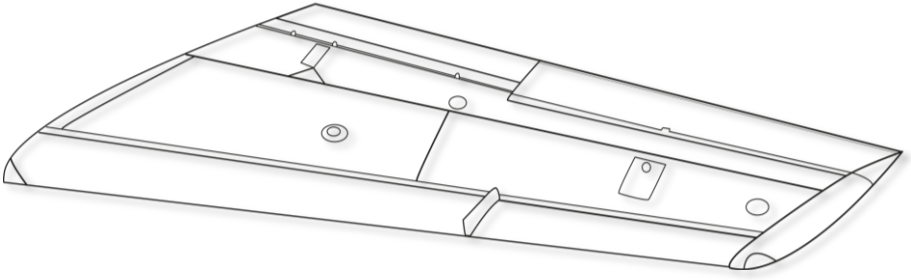


Figure 1.14. Крыло "6-3" F-86F без предкрылка

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

Figure 1.15. F-86F с крылом "6-3"

Вначале 50-х годов "супер оружием", 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 (Калифорния) 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.

Figure 1.16. Бомба Mk.12

Бомбометание с пикирования ядерного заряда не представлялось возможным, т.к. гарантированно уничножался носитель. На F-86F-35 установили систему бомбометания с малых высот LABS (Low Altitude Bombing System) позволявшую 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. (рисунок есть при описании работы системы ЛАБС, можно сделать ссылку)

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

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

Figure 1.18. Неуправляемая ракета HVAR калибра 127 мм

Figure 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 авиации коалиции было захвачено быстро, т.к. противник имел только поршневые самолёты.

1 ноября 1950 г. группа самолетов B-26, сопровождаемая истребителями P-51, бомбила аэродром в районе Синуйдзу. Неожиданно со стороны реки появились шесть истребителей со стреловидными крыльями, которые атаковали B-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.

Figure 1.20. B-29 сбрасывает 226 килограммовые бомбы 1950 год.

Фото войны

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

Фото сябры на палубе (плывут в Корею)

Первый боевой вылет F-86A состоялся 17 декабря. Подполковник Б. Хинтон (Bruce Hinton) заявил о победе над одним МиГ-15 из встретившихся четырех. А 22 декабря "МиГи" сбили первый "Сейбр", но позже в тот же день было заявлено о шести победах над "МиГами". С

этого момента началось противоборство двух реактивных истребителей в воздухе.

Фото интересное

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

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

Фото развороченного Сябра снарядом Мига

В ходе войны F-86 Sabre модернизировался и совершенствовался. Постепенно проводился переход на F-86E с усовершенстрованной 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 Массачусетсе. В июне 1951 г. транспорт с F-86E ушел 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.

Figure 1.21. 51st FIG "Checkertails" at K-13 air base (Suwon, South Korea) are prepared for a mission.

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-й 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, маневренность стала лучше, а скороподъемность практически сравнялась. Более высокие летные характеристики нового самолета позволили его пилотам уверенней чувствовать себя в бою.

Фото боевого Сябра серии F

С их прибытием эффективность действий истребителей союзников значительно возросла. До конца года 335-я эскадрилья записала на свой счет 81 победу, в то время как остальные две эскадрильи (все еще 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 31мая 1953 года на этих самолетах было сбито 56 МиГов, при одном потерянном Сейбре. Этот показатель смогли превзойти только в начале 80-х годов израильские летчики, когда

над долиной Бекаа на своих F-15 и F-16 сбили 80 сирийских истребителей, не потеряв ни одного своего самолета.

Фото пары Сябров

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 МиГ-ов, и для авиации союзников полеты в этом месте представляли большую опасность. Бои над "Аллеей МиГов" отличались скоротечностью. Отдаленность аэродромов базирования Сейбров ограничивала их время пребывания в этом районе.

Фото Алеи Мигов

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 самолета.

Сябр с полным вооружением с бомбами

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 летчиков воюя на Сейбрах стали за время Корейской войны асами.

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

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

Figure 1.23. F-86E с отметками о победах на авиабазе Кипмо.

Figure 1.24. F-86G из 67 FBS

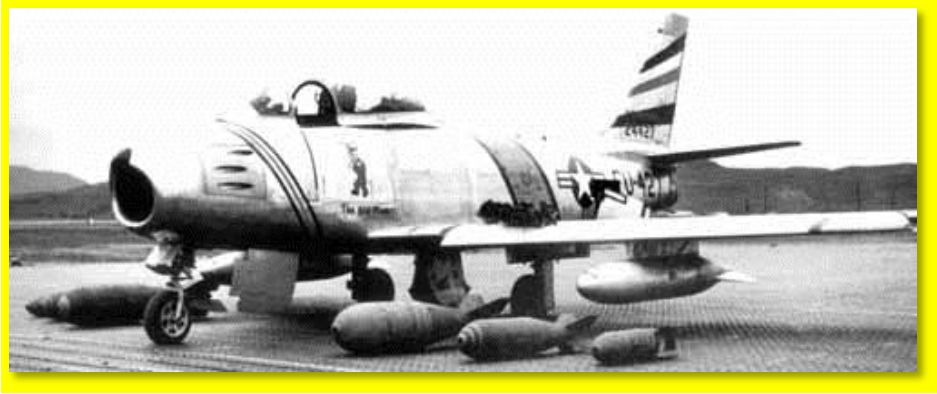


Figure 1.25. F-86F с вариантами бомбовой нагрузки

Figure 1.26. Истребитель F-86F из 25 FIS весной 1953 года на авиабазе Сувон.

Figure 1.27. Склад топливных баков для F-86 на аэродроме.

Figure 1.28. Истребители из 16 FIS на стоянке аэродрома.

Figure 1.29. Подготовка к полету истребителя F-86F из 16 FIS.

Figure 1.30.

1.5. Основные модификации F-86 от разработки до финальных версий

Разработчик - North American Aviation Inc. (Inglewood, California)

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

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

Table 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 Inglewood (California). 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 пулеметами Browning, топливными баками на концах крыла. Серия в 1947-48 гг. в North American Inglewood (California), 30 самолетов (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 Inglewood (California). Со стреловидным (36 град.) крылом, автоматическими предкрылками, ТРД тягой 18 кН

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
NA-151	F-86A-1 Sabre (P-86A-1-NA, наименование дано в марте 1949 г.)	J47-GE-7	1948	1949	С стрелковым прицелом Mk 18, ТРД тягой 2360 кгс (23,1 кН), 2 тормозными щитками вместо 3, 6 12,7-мм пулеметами Browning M3 (по 267 патронов). Серия в North American Inglewood (California), 33
NA-152	F-86A-5-NA (F-86B)	J47-GE-7 или J79-GE-13		1949	С увеличенным фюзеляжем и усиленным шасси. Построено 188 самолетов (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) самолета
NA-167	F-86J	Avro Orenda	1954	-	Опытный самолет 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 пулеметами, 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 Inglewood (California). 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 самолетов)

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 Inglewood (California). 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 (J470GE-33) кгс
NA-164	F-86D-1-NA Sabre Dog	J47-GE-17		1951	Серия с марта 1951 г. в North American Inglewood (California), 36 самолетов (50-455/576 и др.). Всего в 1949-54 гг. в North American Inglewood (California) изготовлены 2448 (по другим данным – 2504) F-86D различных вариантов (включая опытные)
NA-165	F-86D-5-NA	J47-GE-17			Построено 26 самолетов (50-492/517)
	F-86D-10-NA	J47-GE-17			Построено 36 самолетов (50-518/553)
	F-86D-15-NA	J47-GE-17			Построено 54 самолета (50-554/576, 50-704/734)
	F-86D-20-NA	J47-GE-17			Построено 188 самолетов (51-2944/3131). Позже все самолеты переоборудованы в F-86L
NA-177	F-86D-25-NA	J47-GE-17			Построено 88 самолетов (51-5857/5944)
	F-86D-30-NA	J47-GE-17			Построено 200 самолетов (51-5945/6144)
NA-173	F-86D-35-NA	J47-GE-17			Построено 349 самолетов (51-6145/6262, 51-8274/8505)
	F-86D-40-NA	J47-GE-17			Построено 299 самолетов
	F-86D-45-NA	J47-GE-17			Построено 299 самолетов
NA-190	F-86D-50-NA	J47-GE-17			Построено 299 самолетов

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	F-86D-55-NA	J47-GE-17			Построено 225 самолетов (53-0557/0781)
NA-201	F-86D-60-NA	J47-GE-17A/B			Построено 399 самолетов (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 пулеметами М3 (по 300 патронов). Серия в North American Inglewood (California), 60 самолетов (50-579/638). Всего изготовлены 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 самолет (50-639/689)
NA-170	F-86E-10-NA	J79-GE-13/15			Построено 132 самолета (51-2718/2849)
NA-172	F-86E-15-NA	J79-GE-13/15			С 2 подвесными топливными баками по 760 л. Построено 93 самолета (51-12977/13069)
NA-172	CL-13 Sabre Mk 1	Avro Orenda	1953		Лицензионный на базе F-86A-5 (Canadair Ltd). Изготовлен 1 самолет ((RCAF) 19101)
	CL-13 Sabre Mk 2 (F-86E-6-CAN)	Avro Orenda			Лицензионный F-86E-1 (Канада). Изготовлено 350 самолетов ((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 самолет
	CL-13 Sabre Mk 4 (F-86E-6)	Avro Orenda			Лицензионный F-86E-10 (Канада). Изготовлено 438 самолетов ((RCAF) 19453/19890: из них 428 поставлены в Великобританию (Sabre F.4), 60 – в США, 52-10117/10236)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	F-86E	J47-GE-27	-	-	С более мощным ТРДФ. Не реализован (планировалось построить 184 самолета)
NA-178	F-86E(M)	J47-GE-13/5	1956		Модернизированные F-86 и Sabre Mk 2 для продажи в странах НАТО, переоборудованы 302 самолета
	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 Inglewood (California), 78 самолетов (51-2850/2927). Всего изготовлено 2239 F-86F в различных вариациях (по другим данным – 2227), из них в North American Inglewood (California) - 1539, North American Columbus (Ohio) - 700
NA-172	F-86F-2	J47-GE-27			С 20-мм пушками Т-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 самолетов (51-2928/2943)
NA-172	F-86F-10-NA	J47-GE-27			С новым прицелом А-4. Построено 34 самолета (51-12936/12969)
NA-172	F-86F-15-NA	J47-GE-27			Построено 6 самолетов (51-12970/12976)
NA-172	F-86F-20-NH	J47-GE-27			Построено 100 самолетов (51-13070/13169)
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) самолет (51-13170/13510)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
NA-176	F-86F-30-NA	J47-GE-27			С новым крылом "6-3". Построено 858 самолетов
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 самолета (53-1072/1335)
NA-191, NA-202	F-86F-26	J47-GE-27			Модернизированный
NA-193	F-86F-40-NA	J79-GE-27			С удлиненным на 30,5 см крылом и предкрылками. Построено 280 самолетов (55-3816/4030, 55-4983/5047)
NA-227	F-86F-40-NA	J79-GE-27			Построено 70 самолетов
NA-231	F-86F-40-NA	J79-GE-27			Построено 110 самолетов
NA-238	F-86F-40-NA	J79-GE-27			Построено 120 самолетов
NA-256	F-86F-40-NA	J79-GE-27			Экспортный (Япония). Построено 300 (по другим данным – 340) самолетов (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 самолетов ((RCAF) 23001/23370, из них 75 поставлены в Германию)
	CL-13B Sabre Mk 6	Avro Orenda 14	1954		Лицензионный F-86F-10 (Канада). С ТРДФ тягой 3300 кгс (32,7 кН). Изготовлены 655 самолетов: 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)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	CA-27 Avon Sabre Mk 30	Avon 20	1954		Построено 22 самолета (CA27-1/22, (RAAF) A94-901/A-94-922). Всего изготовлено 111 самолетов CA-27
	CA-27 Avon Sabre Mk 31	Avon 20			Построен 20 самолетов (CA27-23/42, (RAAF)
	CA-27 Avon Sabre Mk 32	Avon 26			Построено 69 самолетов (CA27-91/111, (RAAF) A94-351/A94-371)
	TF-86F	J79-GE-27	1954	-	Двухместный учебный самолет. Опытный, 2 машины (переоборудованные F-86F 52-5616 и 53-1228). С удлиненным на 1,6 м фюзеляжем, на 20 см передвинутым крылом, 2 12,7-мм пулеметами. Работы прекращены в 1955 г. в пользу F-100F
NA-204, NA-216	F-86G	J47-GE-17B			С форсированным ТРД. 406 самолетов F-86D
	YF-86H-1-NA	J79-GE-3	1953	-	Многоцелевой истребитель. Опытный, 2 машины (52-1975/1976) North American Inglewood (California). С ТРД тягой 4045 кгс (39,7 кН), крылом "6-3", увеличенным килем, уменьшенной площадью руля направления, удлиненной и перемещенной вперед передней стойкой шасси, фонарем F-86D, 6 12,7-мм пулеметами, объем ВТБ уменьшен до 2127 л
NA-187	F-86H-1-NA	J79-GE-3	1953	1954	Серия в North American Columbus (Ohio), 112 самолетов (52-1977/2088). Всего с января 1954 г. по апрель 1956 г. в North American Columbus (Ohio) изготовлено 473 самолёта.
	YF-86H-5-NA	J79-GE-3			С 4 20-мм пушками M39 (по 200 снарядов). Построено 36 самолетов (52-2089/2124)
	F-86H-5-NH	J79-GE-3			Построено 25 самолетов (52-5729/5723)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	F-86H-10-NH	J79-GE-3			С 4 20-мм пушками M39 (по 200 снарядов). Боевая нагрузка – 900 кг. Построено 300 самолетов (53-1229/1528)
NA-203	YF-86K	J47-GE-17B	1954	-	Истребитель-перехватчик с удлиненным 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 Inglewood (California)
NA-207	F-86K	J47-GE-17B			Экспортный (Италия). Построено 50 самолетов (53-8273/8322, собраны в Fiat)
NA-222	F-86K-13-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Норвегия). Построено 2 самолета (54-1231/1232), North American Fresno (California)
NA-213	F-86K-14-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Норвегия, Нидерланды). Построено 6 самолетов (54-1233/1234 - Норвегия, 54-1235/1238 - Нидерланды), North American Fresno (California)
	F-86K-15-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Нидерланды, Норвегия). Построено 12 самолетов (54-1239/1250: 54-1239, 12411244, 1246, 1249, 1250 – Нидерланды, 54-1240, 1242, 1243, 1245, 1247, 1248 - Норвегия), North American Fresno (California)
	F-86K-17-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Норвегия, Нидерланды). Построено 25 самолетов (54-1251/1275: Норвегия – 12, Нидерланды - 13), North American Fresno (California)

Фирменное обозначение (проект)	Войсковое обознач.	Тип двигателя	Начало лётных испытаний	Год принятия на вооружение	Примечание
	F-86K-18-NA	J47-GE-17B			Экспортный (Нидерланды, Норвегия). Построено 25 самолетов (54-1276/1300: Нидерланды - 12, Норвегия - 13), North American Fresno (California)
	F-86K	J47-GE-17B			Экспортный (Италия, Франция, Германия, Норвегия, Нидерланды). Построено 126 самолетов (55-4811/4936: собраны в Fiat)
NA-221	F-86K	J47-GE-17B			Экспортный (Германия). Построено 45 самолетов (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 самолет (по другим данным – 827). С усовершенствованным БРЭО, удлиненным крылом, ТРДФ тягой 2517/3470 кгс
Follow on	DF-86A	J47-GE-7 или J79-GE-13			Самолет управления БЛА (переоборудованные F-86A)
	QF-86E	1xAvro Orenda 10			Самолет-мишень (переоборудованные Sabre Mk. 5 для U.S. Army), 1975-96гг.
	QF-86F	J79-GE-27			Самолет-мишень (около 50 переоборудованных F-86F, U.S. Navy), 1981 г.
	QF-86H	J79-GE-3			Самолет-мишень (29, по другим данным – 31, переоборудованных F-86H, U.S. Naval Weapon Center), 1972г.

Самолёт F-86 Sabre всех модификаций экспортировался более чем в 30 стран мира, см. Table 1.2.

Table 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 2в 1954-58 гг., 12 F-86F в 1958 г., 50 F-86D, 40 F-86K

Страна	Количество экспортированных самолётов
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 таиландских 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)
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
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 MISSION OVERVIEW AND MAIN SPECIFICATIONS

2. MISSION OVERVIEW AND MAIN SPECIFICATIONS

2.1. Mission overview

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

It is a swept-wing single-engine aircraft with a tricycle landing gear: two main gears and a nose gear (Figure 2.1).

2.2. Main specifications

The F-86F Sabre is an all-metal, single-place, high-performance day-fighter, powered by an axial-flow turbojet engine. This version of the Sabre has the familiar swept-back wing and empennage configuration, typical of all F-86 Series Airplanes. The airplane is equipped with a conventional, fully retractable tricycle landing gear, and has slotted-type flaps and fuselage-mounted speed brakes. To maintain desirable handling characteristics through-out the speed range of the airplane, the ailerons and horizontal tail are actuated by an irreversible hydraulic control system. The use of irreversible controls necessitates the inclusion of an artificial-feel system to simulate desired aerodynamic feel, and has the advantage of providing comfortable stick forces. In addition, the elevator and stabilizer are interconnected and controlled as one unit, with the result that the entire horizontal tail assembly serves as an effective primary control surface.

2.2.1. Specifications table

Table 2.1

A. AIRCRAFT	UNIT	F-86F-35
B. NORMAL CREW	per acft	1
C. OPERATIONAL CHARACTERISTICS		
(1) Max allowable gross	lbs / kg	20.611 / 9.348
(2) Basic weight	lbs / kg	11.125 / 5.046
(3) Useful load (with pilot 230 lbs)	lbs / kg	6.607 / 2.996
(4) Weight with payload for normal mission	lbs / kg	15.175 / 6.883
(5) Fuel usable capacity internal (JP-4, 0.778 kg/l)	lbs/gal // kg/l	2.826/435 // 1.282 /1.647
(6) Fuel consumption rate (for loiter at 30.000ft, CAS 192 kts, RPM 74%, gross weight 12.296-	lbs/h // kg/h	~1.150 / 522

15.138 lbs)		
(7) Normal cruise speed (for max range at 35.000ft, RPM 78%, gross weight 12.296-15.138 lbs)	kts / km/h	260 / 482
(8) Maximum speed at sea level	kts / km/h	600 / 1.111
(9) Maximum speed at 33.000 feet	kts / km/h	313 / 580
(10) Service ceiling (for weight 14.000 lbs)	ft / m	52.000 / 15.850
(11) Максимальная скороподъемность,	m/min	2835
(12) Maximum range	nm / km	1.395 / 2.584
D. DIMENSIONS		
(1) Length	ft-in / m	37'6" / 11.430
(2) Width (wing span)	ft-in / m	39'1" / 11.913
(3) Height to fin	ft-in / m	14'9" / 4.496
(4) Height to canopy	ft-in / m	9'4" / 2.850
(5) Wing sweep (стреловидность крыла, °)	deg	35
(6) Main wheel track (колея шасси)	ft-in / m	8'5" / 2.560
(7) Main wheel base (база шасси)	ft-in / m	15'1" / 4.600
E. WEAPONS		
(1) Guns: machine gun 0.5 caliber (12.7mm) Colt - Browning M3	number guns x number rounds	6 x 300 (for each of them)
(2) Bombs M64A1	Number x caliber (lbs)	2 x 500
(3) Rockets HVAR's	Number x caliber (lbs)	16 x 5-inch (2.164 for 16 HVAR's)

2.2.2. Aircraft dimensions

See Figure 2.1 for dimensions of the F-86F.

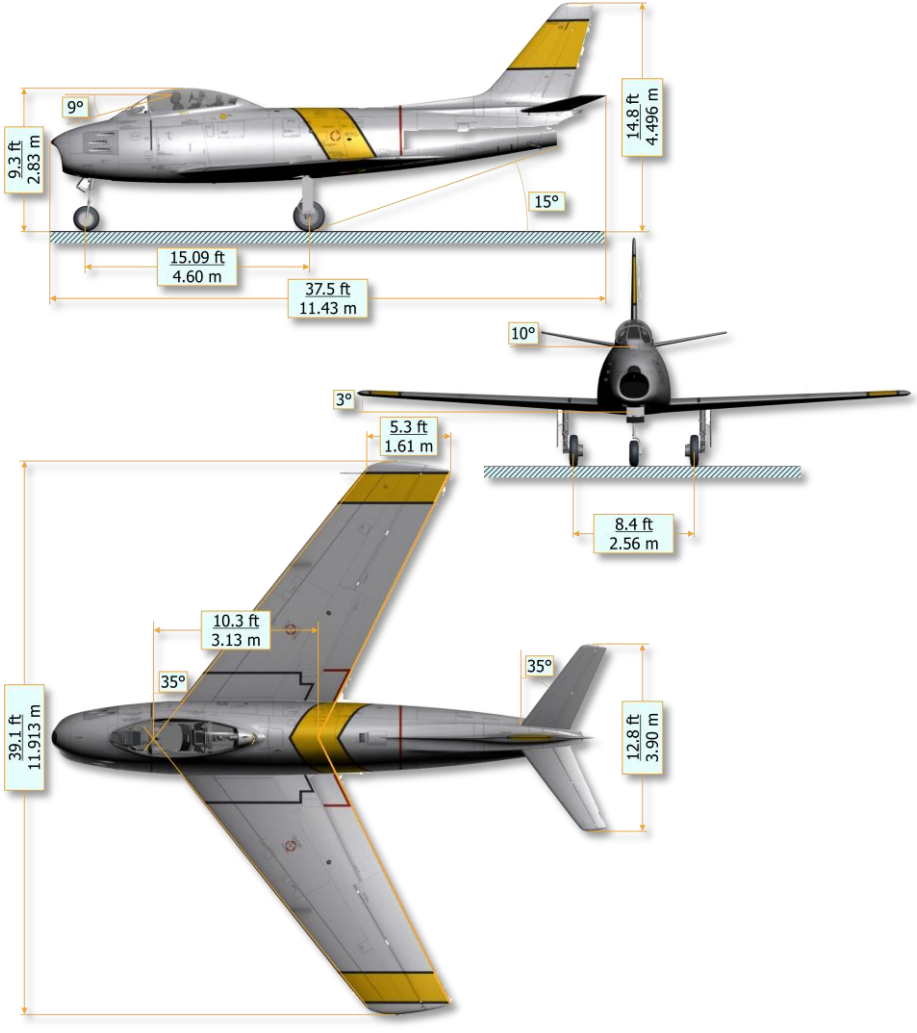


Figure 2.1. F-86F dimensions

3 AIRCRAFT AND ENGINE DESIGN

3. AIRCRAFT AND ENGINE DESIGN

3.1. Aircraft Design

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

3.1.1. Fuselage

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 летчика, закабинный отсек радиооборудования, передний и задний топливные баки. Двигатель закреплялся 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 кинофотопулемета.

Картинка

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

За носовым отсеком оборудования находится гермокабина пилота, закрытая фонарем каплевидной формы. Задняя часть фонаря при открывании сдвигается назад. Катапультируемое кресло обеспечивает безопасное покидание самолета на скоростях более 170 км/час, в диапазоне высот от 100 метров до практического потолка самолета.

Картинка

Удлинительная труба двигателя проходит через всю хвостовую часть самолета. В задней части фюзеляжа расположен киль и отклоняемый стабилизатор. На правом и левом борту хвостовой части установлены дренажная труба топливной системы.

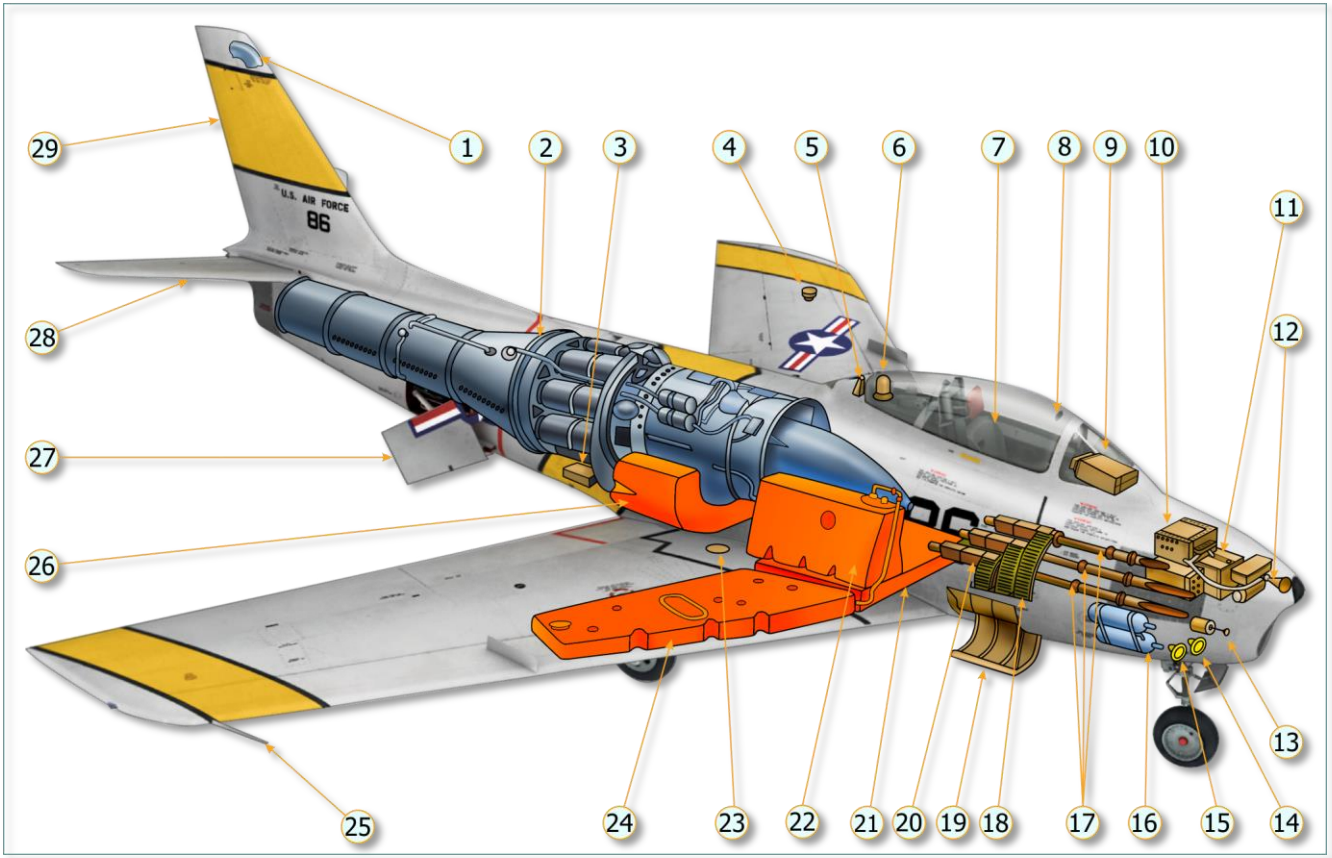


Figure 3.1. General assembly of the F-86F

1. Радиоантенна
2. Двигатель J47-GE-27
3. Радиоотсек
4. Магнитный датчик курса
5. Антенна радиокомпаса
6. Рамочная антенна радиокомпаса
7. Катапультируемое кресло
8. Зеркало заднего вида
9. Авиационный прицел
10. Оборудование радиодальномера
11. Аккумулятор
12. Антенна радиодальномера
13. Кинопулемёт
14. Посадочно-рулёжная фара
15. Посадочная фара
16. Кислородные баллоны
17. Стволы пулемётов
18. Пулемётная лента
19. Дверца отсека боеприпасов
20. Пулемёты
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. Стабиризатор
29. Киль

Command radio antenna
J47-GE-27 engine
Aft radio compartment
Directional indicator transmitter
Radio compass sense antenna
Radio compass loop antenna
Ejection seat
Rear-vision mirror
Gun-bomb-rocket sight
Radar ranging equipment
Battery
Radar antenna
Gun camera
Retractable landing and taxi light
Retractable landing light
Oxygen cylinders
Guns barrels
Ammunition compartment
Ammunition compartment access door
Gun compartment
Forward fuselage tank (lower cell)
Forward fuselage tank (upper cell)
Identification radar antenna
Outer wing fuel tank
Pitot head
Aft fuselage fuel tank
Speed brake
Controllable horizontal tail (elevator and controllable stabilizer)
Fin

За креслом пилота находится рамочная антенна радиокомпаса и отсек радиооборудования. Ниже, размещается передний фюзеляжный топливный бак. За ним стоит второй топливный бак. Общая емкость баков 1.647 литров. Справа и слева кабины находятся отсеки вооружения, закрытые быстросъемными панелями.

Удлинительная труба двигателя проходит через всю хвостовую часть самолета. Сверху фюзеляжа устанавливается 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 самолета двухлонжеронное, стреловидной формы. Стреловидность по передней кромке 35º. Относительная толщина крыла в корневой части 11%, в корневой части - 10%.

В центроплане крыла, в межлонжеронном пространстве, размещается крыльевой топливный бак. По задней кромке крыла, с внешней стороны, находятся элероны, с внутренней (ближе к фюзеляжу) стороны стоят закрылки. На законцовке правой консоли крыла крепится штанга ПВД. Снизу крыла могли устанавливаться пилоны, на которые можно было подвешивать подвесные топливные баки или бомбы различного калибра.

3.1.3. Закрылки

Закрылки располагаются на задней кромке каждого полукрыла, ближе к фюзеляжу (Figure 3.2).

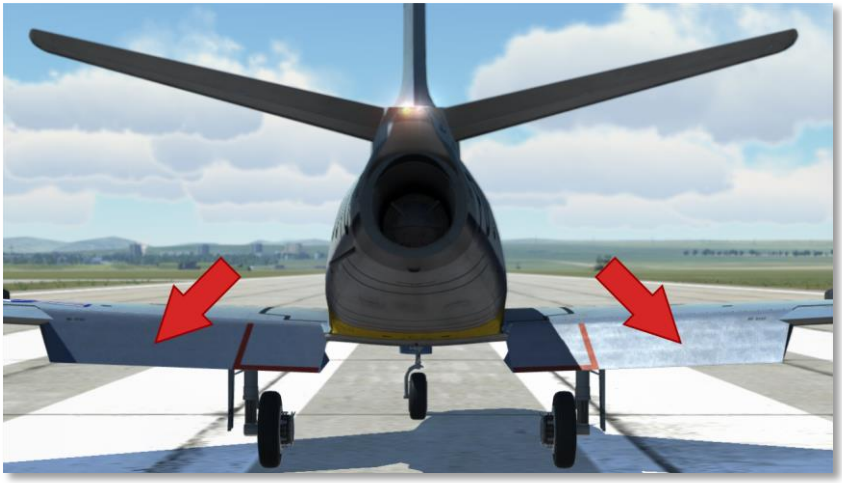
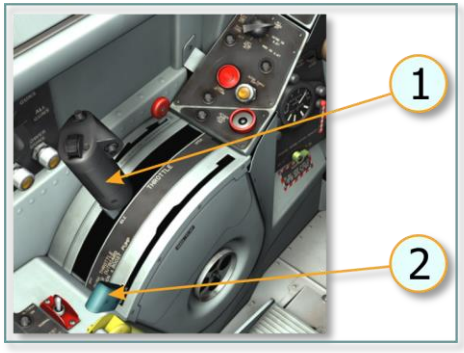


Figure 3.2. Закрылки F-86F

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



1. РУД
2. Рычаг управления закрылками **[F]**

Система управления закрылками электрическая и запитана на первую шину (а вообще – на аккумуляторную!).

Каждый закрылок имеет индивидуальный электродвигатель. Управляющие контура 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 так же предотвращает несинхронную уборку и выпуск закрылков.

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

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.

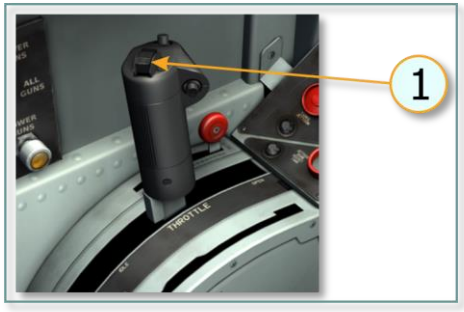
П р и м е ч а н и е . В кабине пилота индикатор положения закрылков отсутствует.

3.1.4. Тормозные щитки (воздушный тормоз)

Тормозные щитки установлены с обеих сторон задней части фюзеляжа ниже горизонтального оперения (Figure 3.3).

Figure 3.3. Тормозные щитки выпущены.

Выпуск и уборка тормозных щитков 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 щитков 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.

Рычаг аварийной уборки воздушного тормоза

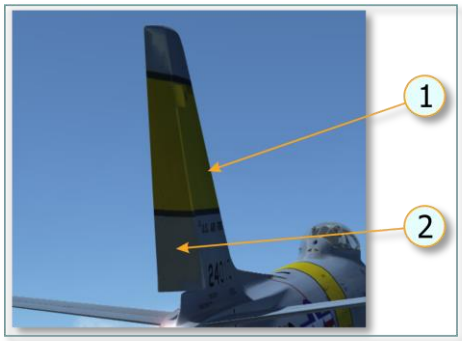
Рычаг аварийной уборки воздушного тормоза расположен слева от ручки управления двигателем и предназначен для аварийной уборки воздушного тормоза (тормозных щитков).

Figure 3.4.Расположение рычага аварийной уборки воздушного тормоза.

Нормальное положение рычага "NORMAL". При установке рычага в положение "EMERG" механически открывается дренажный клапан, который сбрасывает гидравлическое давление от исполнительных цилиндров тормозных щитков. Тормозные щитки при этом убираются давлением воздушного потока.

3.1.5. Хвостовое оперение

Хвостовое оперение однокилевое, стреловидной формы. *Вертикальное оперение* состоит из киля и руля направления.



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

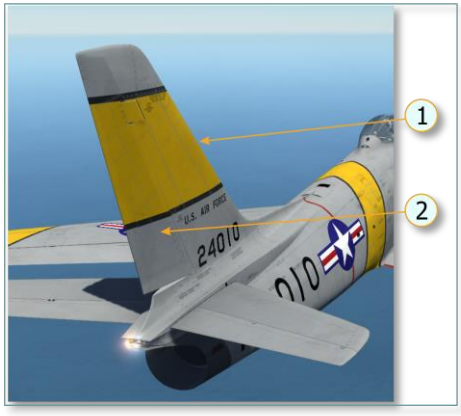
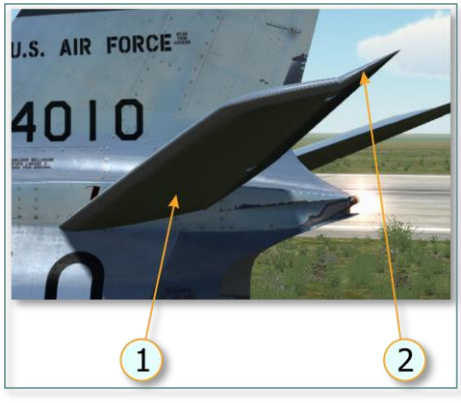


Figure 3.5. Вертикальное оперение.

На руле поворота установлен триммер.

Горизонтальное оперение включает стабилизатор и руль высоты.



1. Стабилизатор
2. Руль высоты [↓], [ ]

Figure 3.6. Горизонтальное оперение.

Стабилизатор отклоняется в диапазоне от +6° до - 10º. Управление всеми рулевыми поверхностями – жесткое.

3.1.6. Шасси

Шасси — трехстоечное. Передняя стойка шасси закрепляется на первом силовом шпангоуте фюзеляжа. При рулении колесо носовой стойки управляемое и разворачивается механизмом поворота (смотри Рис. 2.15)

Уборка передней стойки осуществлялась в нишу, расположенную в нижней части фюзеляжа. При этом колесо разворачивается на 90° по полету. Основное шасси установлено снизу крыла. Уборка осуществляется в ниши центроплана. Тормоза колес воздушные, колодочного типа. Уборка и выпуск шасси осуществляется

гидравлическим приводом. Аварийный выпуск можно выполнить от воздушной системы.

3.1.7. Canopy (ДОЛЖОК!)

The canopy...

Figure 3.7. Closed (left) and opened (right) canopy

The movable part of.

The canopy jettison mechanism consists of the jettison handle on the right armrest of the pilot seat, two columns with bellcranks, transfer mechanism, two rods and three jettison locks.

Figure 3.8. Canopy jettison handle

To jettison the canopy, push the jettison handle forward **[RCtrl+J]**.

The pilot seat has an ejection mechanism. To eject the seat, press the ejection button on the armrest **[LCtrl+E] (three times)**. The seat can be ejected only after the canopy jettison.

3.2. Engine and Related Systems

3.2.1. General design and layout

Силовая установка самолета включает турбореактивный двигатель J47-GE-27 фирмы General Electric со статической тягой около 2680 кгс (6000 фунтов) и обеспечивающие системы, в которые входят: система

топливной автоматики; топливная система; масляная система; противопожарная система.

В носовой части фюзеляжа самолета 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 распыленным 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. 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 (кормовой) двигательного отсека расположена камера сгорания, турбина и выходное устройство (сопло).

ТТХ двигателя приведены в Table 3.1.

Table 3.1

J47-GE-27 engine characteristics	
Maximum thrust, kilopond-pound-force, kiloNewton, kilogram-force	5970 lbf, 26.56 kN, 2708kp at 7950 rpm
Compressor	12-stage axial compressor
Turbine	Single-stage axial
Specific fuel consumption lb/lbf/hr	1.014
Airflow rate, lb/s | kg/s	92/42
Overall pressure Compression ratio, times	5.35
Tc max, K	1170
Length, inch/mm	145 / 3700
Diameter, inch/mm	36.75 /933
Dry weight, lbs/ kg	2554 /1158
Service life, h	200

3.2.2. Engine схема

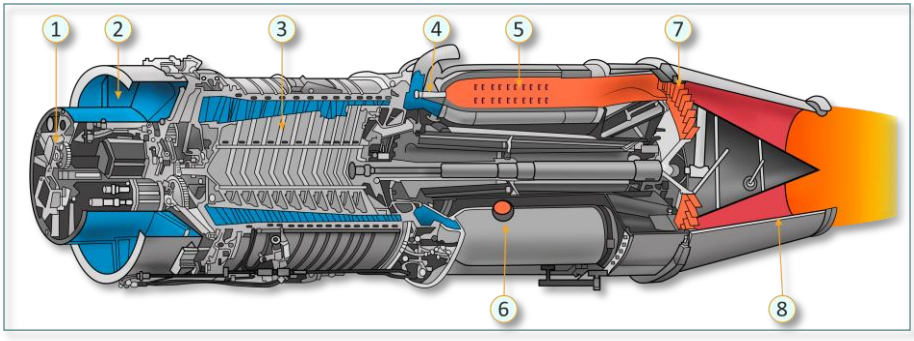


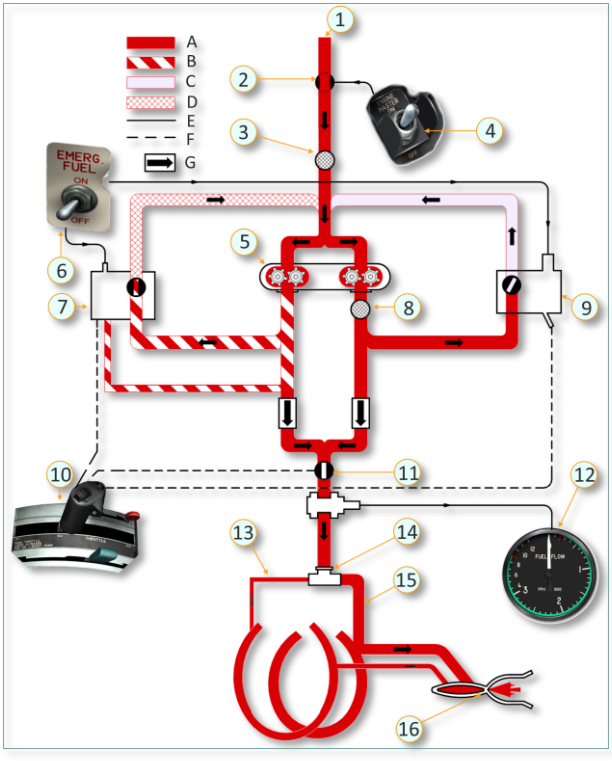
Figure 3.9. Схема двигателя J47-GE-27.

1. Коробка приводов
2. Канал воздушного потока
3. Компрессор
4. Топливные форсунки
5. Камера сгорания
6. Система зажигания
7. Турбина
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 в двигатель 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 Figure 3.10.



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
14Распределитель потока
15. Большой коллектор
16. Топливные форсунки

Figure 3.10. Схема топливной автоматики двигателя

3.2.4. Основная топливная автоматика

Основная система топливной автоматики предназначена для обеспечения устойчивой работы двигателя при выполнении руления и полета самолета (рис. 4.4). 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 камеры сгорания при минимально возможных оборотах. С ростом высоты содержание килорода в воздухе уменьшается и для устойчивой работы двигателя требуется больше воздуха. Автоматика двигателя увеличивает обороты малого газа с ростом высоты.

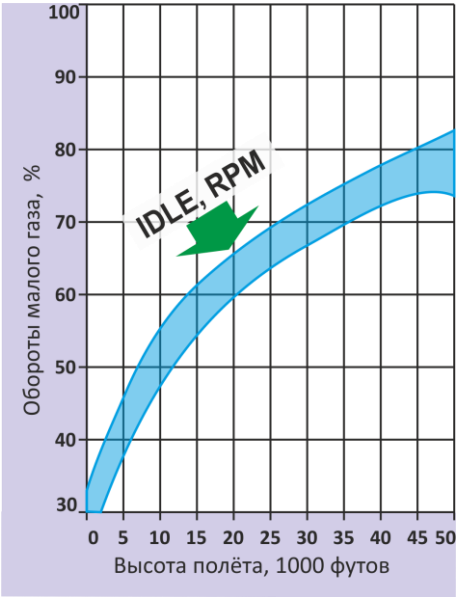


Figure 3.11. Зависимость оборотов малого газа от высоты полета

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

3.2.5. Аварийная топливная автоматика

Аварийная автоматика управления подачей топлива (рис.4.4) 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 как у нас реализован отказ, что является "датчиком" 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.

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

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

Регулятор давления топлива

Находится непосредственно перед питающим элементом двигателя, и 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 фунтов 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 (рис.3.16),

который указывает давление масла в двигателе в фунтах на квадратный дюйм. Питание датчика и указателя от сети трехфазного переменного тока.

3.2.7. Engine controls

Для управления двигателем в кабине находятся: перекрывной кран топливной системы, Engine Master (главный выключатель топливной автоматики), 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 МАЛЫ ГАЗ (IDLE), топливный кран полностью открыт и регулировка подачи топлива в двигатель осуществляется топливной автоматикой. Таким образом, для полного прекращения подачи толпива в двигатель необходимо РУД передвинуть полностью назад.

Engine Master (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.также.

РУД механически связан с запорным клапаном системы топливопитания, а также с основным и аварийным топливным регулятором (Рис.4.4). При включении главного выключателя, напряжение подаётся в систему запуска и на перекрывной кран топливопитания двигателя. Затем, при движении РУД от положения OFF (СТОП) в положение IDLE (МАЛЫЙ ГАЗ) 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: нажимной переключатель выпуска-уборки воздушного тормоза; кнопка захвата дальномера; кнопка радиостанции; рукоятка ввода базы цели в прицел (Рис.3.14)

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 COCKPIT

4. COCKPIT

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

Все объекты кабины далее в описании рассмотрены по группам: органы управления самолетом 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).

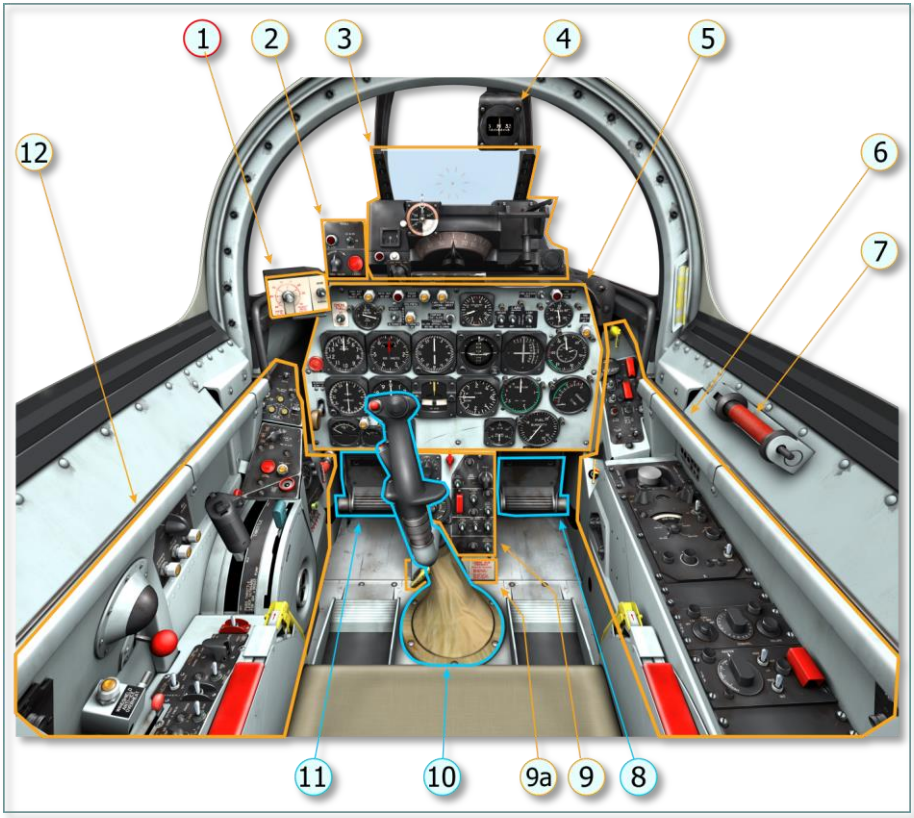
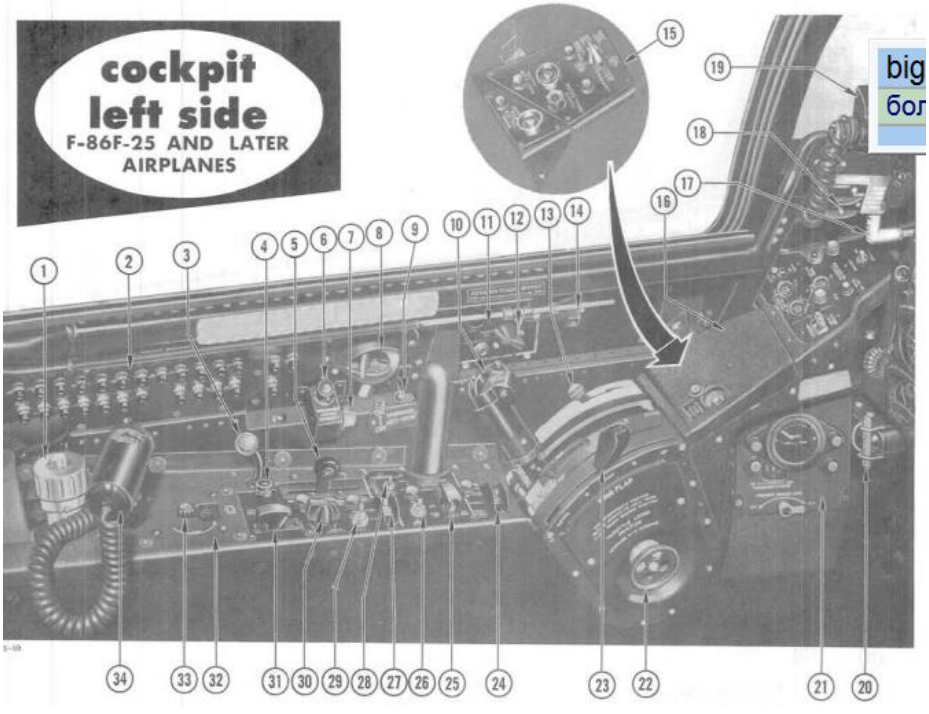
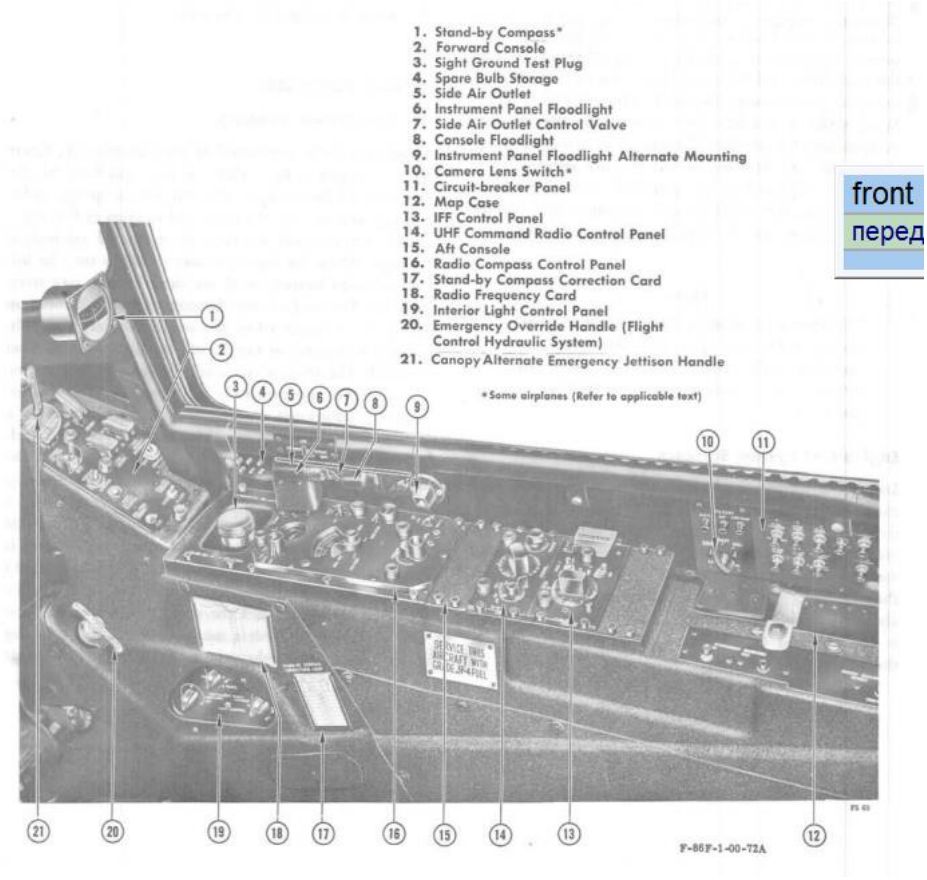


Figure 4.1. F-86F cockpit.

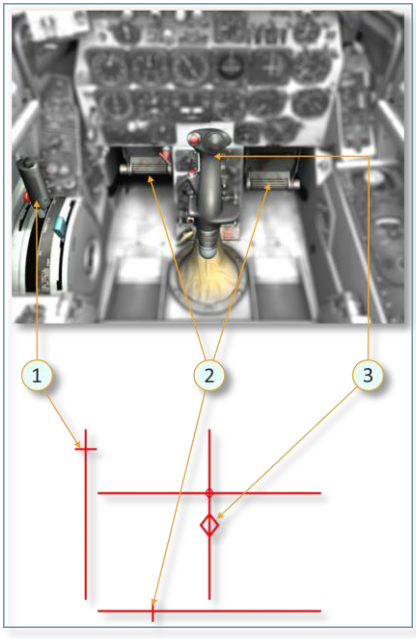
1. Пульт системы бомбометания (ввода ручной поправки)
2. Пульт управляемых ракет (Missile Control Panel)
3. Прицел А-4 (A-4 Sight)
4. Магнитный компас
5. Приборная панель (Instrument Panel)
6. Оборудование правого борта (cockpit right side)
7. Ручка аварийного открытия фонаря
8. Правая педаль
9. Панель вооружения
9а. Аварийная панель
10. РУС
11. Левая педаль
12. Оборудование левого борта (cockpit left side)


cockpit
left side
F-86F-25 AND LATER
AIRPLANES
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
17
18
19
20
21
22
23
24
25
26
27
28
29
30
31
32
33
34



4.1. Aircraft and engine controls

Основные органы управления самолетом включают в себя ручку управления самолетом (РУС), рычаг управления двигателем (РУД) и педали (Figure 4.2).



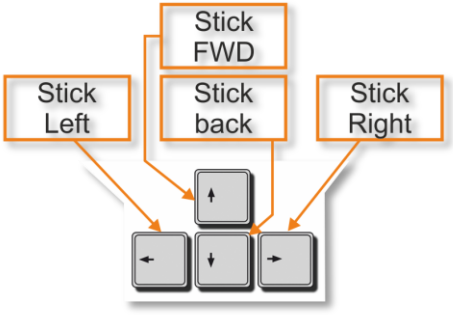
1. Рычаг управления двигателем (РУД) и индикация его положения
2. Педали и индикация их положения
3. Ручка управления самолетом (РУС) и индикация ее положения

Figure 4.2. Органы управления самолетом и индикация на экране обновить схему положения ОУ

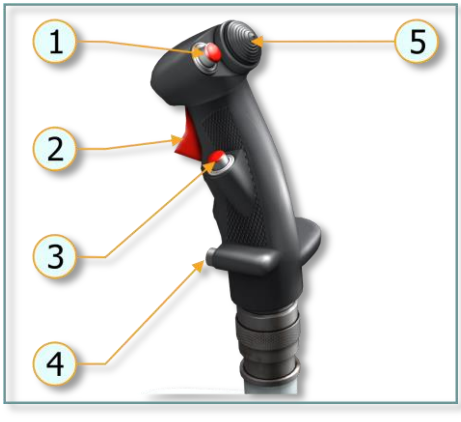
Во время пилотирования из кабины игрок может включить/отключить индикатор положения органов управления самолётом, используя сочетание клавиш **[R.Ctrl]+[Enter]**. Индикатор появляется в правой нижней части экрана.

4.1.1. Flight control stick

РУС используется для управления самолетом 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 пулеметов, перебора целей на радаре и включения механизма поворота переднего колеса.

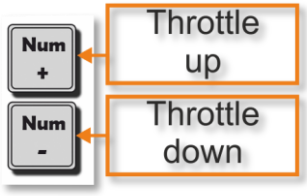


1. Кнопка пуска ракет и сброса бомб
2. Кнопка огня из пулеметов
3. Кнопка выбора цели для захвата дальномером
4. Кнопка включения механизма поворота переднего колеса **[S]**
5. Триммер

Figure 4.3. РУС самолета с кнопками

4.1.2. Рычаг управления двигателем (РУД)

РУД предназначен для управления тягой двигателя и как следствие – для управления скоростью самолета.



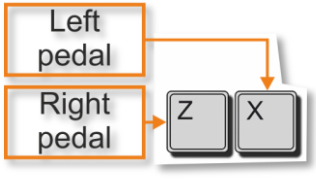
Расположен на левой стороне кабины. На РУДе располагаются элементы управления самолётных систем и оружия: кнопка управления работой радиостанции на передачу; поворотная рукоятка ручного ввода дальности до цели в прицел; переключатель управления воздушными тормозами; кнопка электрического арретирования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

1. Кнопка управления работой радиостанции
2. Рукоятка ручного ввода дальности до цели в прицел
3. Переключатель управления воздушными тормозами
4. Кнопка электрического арретирования гироскопа прицела

Figure 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 полете применяются для устранения скольжения или балансировке самолета 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 становиться свободно ориентируемым.

Figure 4.5. Механизм разворота носового колеса

4.2. Приборная панель

Приборная панель является одним из основных элементов кабины самолета, предназначена для информирования летчика о режиме полета самолета и состоянии его систем. Кроме того, на ней расположены элементы управления некоторыми системами.

Рис. 1 Приборная панель самолёта F-86F-35

1. Манометр гидросистемы
2. Сигнальная лампа отказа основного 3-х фазного преобразователя
3. Переключатель прибора давления на основную или дублирующую гидросистемы
4. Сигнальная лампа отказа обоих 3Ф-преобразователей
5. Сигнализация о переходе на дублирующую гидросистему
6. Лампа сигнализации отказа однофазного преобразоватлея
7. Указатель курса
8. Лампа взлетного положении триммера
9. Кнопка быстрого согласования курсовой системы
10. Авиагоризонт
11. Акселерометр
12. Панель управления LABS (системы маловысотного бомбометания)
13. Указатель крена и пикирования
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. Высотомер
25. Часы
26. Указатель нагрузки сети
27. Лампа отказа генератора
28. Вольтметр
29. Рычаг выуска шасси
30. Радиокомпас
31. Указатель скорости (в узлах)
32. Кнопка авар.уборки шассии
33. Указатель числа М

для LABS

34. Переключатель аварийной системы топливной автоматики

4.2.1. Манометр гидросистемы

Индицирует давление в гидросистемах. Единицы измерения: фунты на квадратный дюйм (PSI).

1.000 PSI ≈ 70 кг/см^2

4.2.2. Сигнальная лампа отказа основного 3-х фазного преобразователя

Предназначена для индикации отказа основного трехфазного преобразователя.

4.2.3. Переключатель прибора давления на основную или дублирующую гидросистемы

Служит для подключения гидравлического манометра к одной из магистралей гидросистем – дулирующей или основной.

4.2.4. Сигнальная лампа отказа обоих ЗФ-преобразователей

Предназначена для индикации отказа обоих трехфазных преобразователей. См.электросистему.

4.2.5. Сигнализация о переходе на дублирующую гидросистему

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

4.2.6. Лампа сигнализации отказа однофазного преобразоватлея

Предназначена для индикации отказа однофазного преобразователя.

4.2.7. Указатель курса

Навигационный прибор, который показывает текущий магнитный курс самолета от 0 до 360 градусов. На примере прибор показывает курс самолета 226 градусов.

4.2.8. Лампа взлетного положении триммера

Предназначена для быстрого контроля взлетного положения органов управления (загорается при нейтральном положении стабилизатора, элеронов и руля направления).

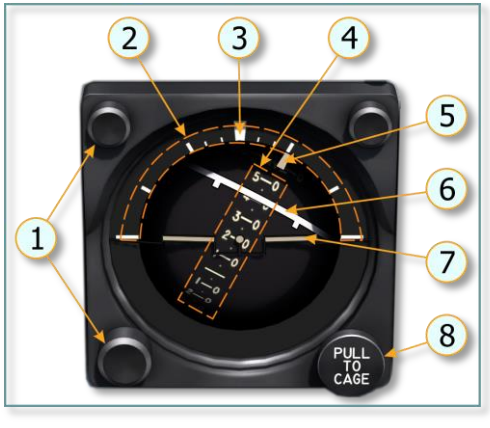
4.2.9. Кнопка быстрого согласования курсовой системы

Предназначена для быстрого согласования положения указателя курса на приборе и гироагрегата, котогый является чувствительным элементом гиромагнитного компаса. Эта необходимость возникает при выполнении фигур пилотажа, так как может наступить достаточно большое рассогласование положений датчика и гироагрегата (3..4° за одну минуту маневрирования). С течением времени согласование все-таки произойдет, но для быстрого согласования (со скоростью 17..20°/сек) после маневров служит кнопка на приборной доске KOMPAS FAST SLAVE. Этой же кнопкой необходимо согласовать прибор также и после запуска двигателя самолета.

4.2.10. Авиагоризонт J-8

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

Элементы конструкции авиагоризонта указаны на приведенном ниже рисунке.



1. Элементы крепежа прибора
2. Шкала крена (нанесена на неподвижной относительно самолета части прибора)
3. Маркер, указывающий положение вертикальной оси самолета
4. Шкала тангажа (нанесена на подвижной, относительно самолета, сфере)
5. Маркер, связанный с подвижной сферой, указывает текущий угол крена
6. Подвижная планка искусственного горизонта (ИГ)
7. Неподвижный (относительно самолета) "самолетик"
8. Шток арретира

При отключенном АГ вверху видимой части прибора появляется флажок с надписью OFF:

Работа прибора

Особенностью работы прибора является наличие подвижной планки ИГ. По тангажу планка ИГ перемещается относительно самолета в противоположную сторону (т.е. самолет нос вниз, планка ИГ – вверх), при этом по крену оставаясь параллельной реальному горизонту. Взаимоположение самолета и неподвижной относительно земли части прибора (сфера с гироскопом) можно представить, как показано на Figure 4.6.

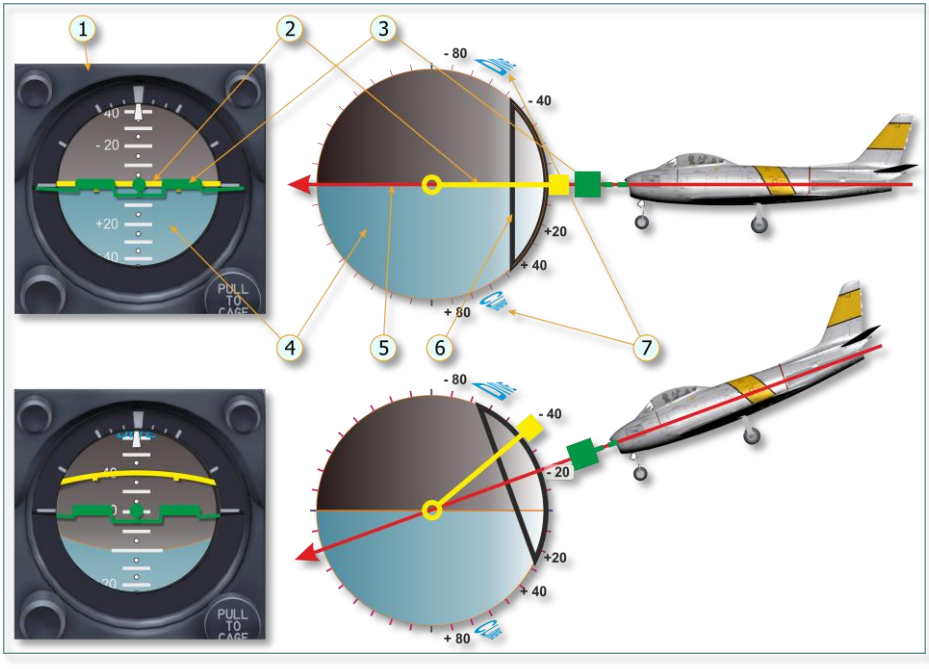


Figure 4.6 Схема, поясняющая принцип работы АГ на самолете F-86F

1. Корпус прибора
2. Подвижная (относительно и земли, и самолета) планка ИГ (на этой схеме – желтого цвета)
3. Силуэт самолета, "самолетик" (на этой схеме – зеленого цвета)
4. Сфера прибора, неподвижная относительно земли (т.е. самолет "вращается" вокруг нее), на схеме для нагдлядности выполнена с серой и голубой половинами
5. Вектор скорости самолета
6. Видимая летчику часть сферы

7. Индексы CLIMB и DIVE, нанесенные вместе с цифрами на сферу

Линия ИГ (подвижная планка ИГ) показывает условное положение силуэта самолета относительно горизонта. Как видно из схемы по тангажу она двигается и относительно самолета, и относительно земли. К примеру, при опускании носа самолета на -5° планка поднимется относительно СГФ самолета на угол +5°, т.е. относительно земли планка поворачивается на угол +10°. В примере, показанном на нижней части схемы, силуэт ниже планки ИГ, значит есть пикирование. Угол отклонения планки от горизонтальной плоскости самолета равен углу тангажа, но лишь до значения ±27°.Далее, чтобы не исчезнуть с видимой части прибора, планка перестает двигаться. Следует помнить, что реальный угол тангажа считывается под точкой в центре неподвижного силуэта самолета со сферы, а не под планкой ИГ. По крену планка ИГ остается неподвижной относительно земли. Пример относительного положения элементов прибора (низ листа – условная земля) и самолета показан на схеме Figure 4.7.

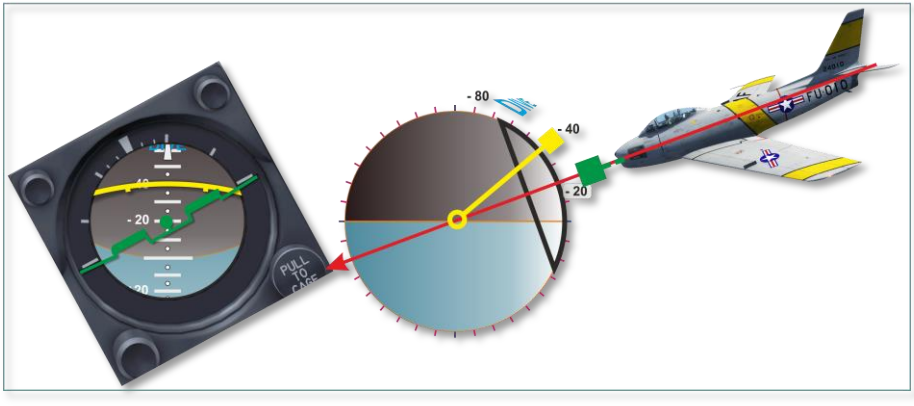


Figure 4.7. Взаимное положение прибора и его элементов при пикировании самолета с тангажом –20° и левым креном 30°

Пример взаимной индикации реального прибора и положения кабины самолета показан на Figure 4.8.

Figure 4.8. Показания прибора при пикировании самолета с тангажом -20° и левым креном 30

При достижении угла около ±90° по тангажу сфера переворачивается по крену. Планка ИГ имеет две метки. При нормальном полете эти метки снизу линии планки: . В перевернутом – сверху: .

4.2.11. Акселерометр

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

1. Стрелка-указатель текущего значения перегрузки
2. Желтыми 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.

4.2.12. Панель управления LABS (системы маловысотного бомбометания)

Предназначена для управления режимом применения LABS. Подробно описана здесь.

4.2.13. Индикатор угла пикирования и крена ситемы 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 предназначена для индикации условий срабатывания пожарных датчиков в передней части двигательного отсека.

Желтая 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 повысить точность 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.

Пределы эксплуатационные?

4.2.19. Указатель расхода топлива

Предназначен для индикации интесивности течения топлива на различных режимах. Единицы измерения: тысячи фунтов за час (PPH).

4.2.20. Топливомер

Предназначен для контроля остатка топлива. Единица измерений: сотни фунтов (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. См.здесь

Наддув – это создание дополнительного давления в кабине подведением тока воздуха из-за компрессора для облегчения переносимости пилотом отрицательного воздействия разреженности воздуха. Повышенное давление в кабине создает эффект уменьшения высоты по высотомеру, если питание этого высотомера подведено к давлению в кабине.

4.2.22. Вариометр

Предназначен для измерения вертикальной скорости набора высоты или снижения. Единица измерения: тысячи футов в минуту. Т.е. "1" на этом приборе соответствует примерно 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 knots отклонение указателя (1) на одно деление соответствует примерному значению крена 45°.

4.2.24. Высотомер

Предназначен для индикации барометрической высоты полета. Тонкая стрелка с маркером на конце показывает десятки тысяч футов, короткая стрелка тысячи футов, длинная толстая стрелка – сотни футов.

Единица измерения: футы. На примере ниже высота на приборе составляет 11.180 футов.

ALTIMETER.

The altimeter (figure 1-30) has three pointers: 100-foot, 1000-foot, and 10,000-foot. The 10,000-foot pointer incorporates an extension, which cannot be obscured by the other pointers, and a notched disk. At altitudes below 16,000 feet, the notched disk moves to expose a set of warning stripes. Thus, the altimeter offers improved readability and visually warns the pilot when altitudes under 16,000 feet are entered.

1. Ручка, вращающая кремальеру (подвижную шкалу) установки давления аэродрома
2. Полосатый диск, предупреждающий, что текущая высота менее 16.000 футов
3. Стрелка, указывающая тысячи футов (значение со шкалы необходимо х 1.000)
4. Стрелка, указывающая сотни футов (значение со шкалы необходимо х 100)
5. Стрелка, указывающая десятки тысяч футов (значение со шкалы необходимо х 10.000)
6. Кремальера с индикацией установленного давления (29.78 на примере)

Высотомер показывает барометрическую высоту относительно уровня, для которого барометрическое давление считывается напротив

короткого среднего индекса

(на примере 29.90). Давление (дюймов рт.ст. или inHg) устанавливается кремальерой. Эта высота может не совпадать с высотой над рельефом местности. (управление высотомером)

4.2.25. Часы

Предназначены для индикации текущего астрономического времени и измерения временного промежутка по желанию летчика 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]**.

Секундомер. Применяется при необходимости засечки (отсчета) времени при выполнении полета.

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

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

4.2.28. Вольтметр

Предназначен для индикации текущего значекния напряжения DC части электросети.

4.2.29. Рычаг выуска шасси

Имеет два положения: выпущенного или убранного положения шасси.

4.2.30. Радиокомпас

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 выполения полета на радиостанцию (или от нее) активным (с учетом угла сноса) или пассивным (без учета угла сноса) способами.

4.2.31. Указатель скорости (в узлах)

Предназначен для считывания текущего значения скорости полета в узлах. Единица измерения: сотни узлов. Для более точной индикации значений скорости прибор имеет вращающийся диск (4) со шкалой единиц узлов. Также прибор оснащен подвижной индикацией максимально допустимой скорости полета для текущей высоты, что

позволяет более точно пилотировать самолет вблизи ограничения по максимальной скорости.

1. Метка максимально допустимого значения скорости полета
2. Стрелка, указывающая максимально допустимую скорость по прибору для текущей высоты полета
3. Стрелка текущего значения скорости
4. Диск со значениями единиц узлов для повышения точности считывания значений
5. Метка минимально допустимого значения скорости в полете

4.2.32. Кнопка аварийной уборки шасси

Позволяет убрать шасси при несрабатывании системы уборки от основного крана/ручки.

4.2.33. Указатель числа М

Предназначен для индикации скорости, измеренной как отношение к скорости звука на высоте полета самолета (т.е. с учетом плотности воздуха):

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

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

V – скорость самолета;

a – скорость звука на текущей высоте полета.

Приборная скорость с высотой падает при неизменной истинной скорости. При этом поведение самолета начинает меняться с приближением скорости к числу М=0.85 и выше. Поэтому наиболее информативным источником скорости самолета в диапазоне М=0.85..1.05 становится указатель числа М.

4.2.34. Переключатель аварийной системы топливной автоматики

Предназначен для ручного включения дублирующей системы топливной автоматики.

4.3. Оборудование левого борта (cockpit left side)

Включает в себя левую переднюю панель, панель управления подвесками, Throttle console, левую боковую панель, панель установки количества НАР на одно нажатие, панель управления кислородным питанием и др.элементы.

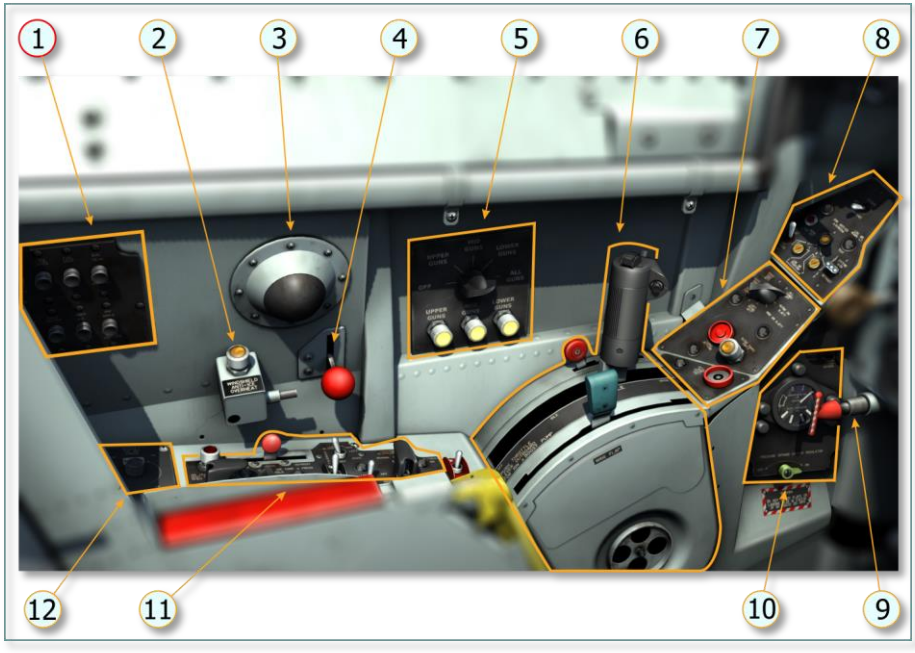


Figure 4.9. F-86F cockpit left side.

1. Circuit-breaker Panel
2. Windshield Anti-icing Overheat Warning Light
3. Side Air Outlet
4. Windshield Anti-icing Lever
5. Панель управления пулеметами
6. Throttle console
7. Панель управления подвесками
8. Левая передняя панель
9. Emergency Jettison Handle
10. Oxygen Regulator Panel
11. Левая боковая панель
12. Rocket Intervalometer

(1) Circuit-breaker Panel. Игроком не используется.

(2) Windshield Anti-icing Overheat Warning Light. Сигнальная лампа перегрева лобового стекла.

(3) Side Air Outlet. Воздушный патрубок системы наддува.

(4) Windshield Anti-icing Lever. Ручка включения обогрева лобового стекла.

(5) Панель управления пулеметами. Является элементом системы вооружения. Предназначена для выбора стреляющих пулеметов, а также инидикации их готовности к стрельбе.

(6) Throttle console. Колонка РУД с размещенными элементами управления воздушным тормозом и закрылками.

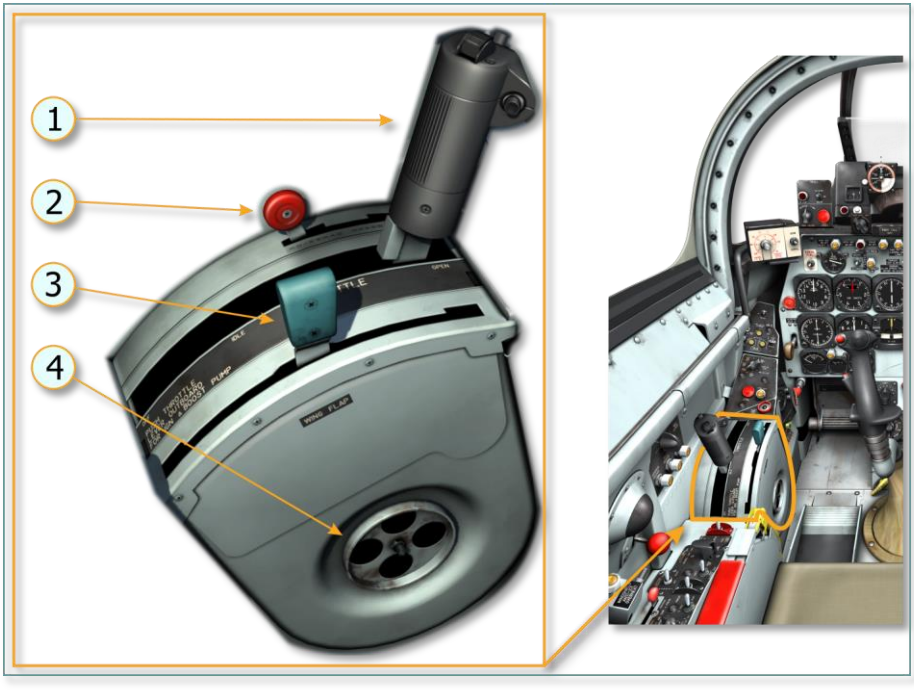


Figure 4.10. Колонка РУД.

1. Рычаг управления двигателем (РУД)
2. Ручка управления воздушным тормозом
3. Ручка управления закрылками
4. Ручка зятяжки фрикциона для регулировки усилия на РУД (не моделируется)

(7) Панель управления подвесками. Предназначена для управления режимом сброса подвесок. Так как подвесками могут быть не только средства поражения, а топливные баки, то назначение органов управления, расположенных на панели, рассмотерно ниже.

Figure 4.11. Панель управления подвесками.

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

(8) Левая передняя панель. Предназначена для размещения элементов индикации положения шасси, управления системой антиобледенения и фарами.

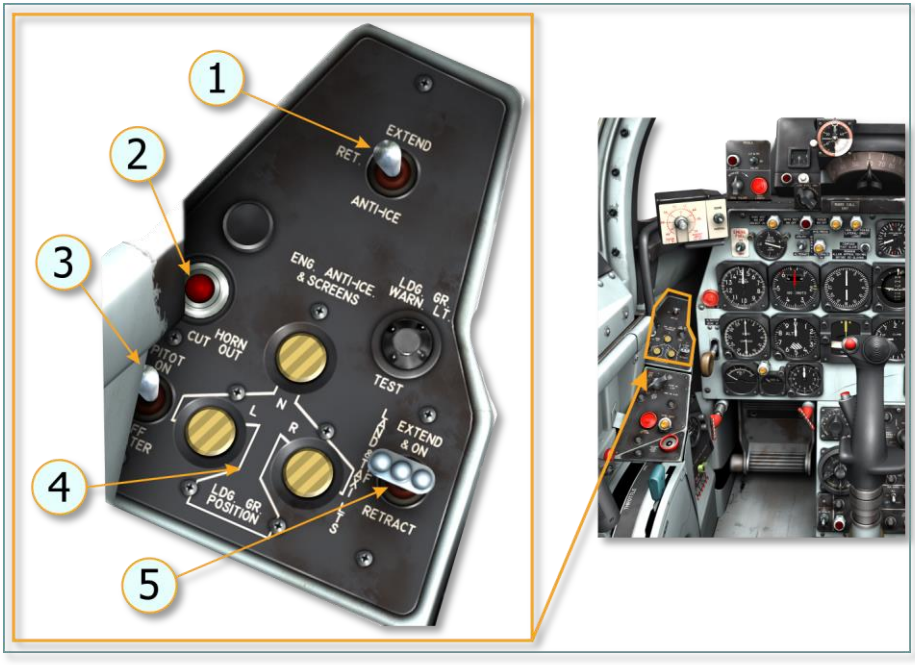


Figure 4.12. Левая передняя панель.

1. Переключатель системы антиобледенения и защитных экранов двигателя
2. Кнопка отключения сигнала предупреждения о не выпуске шасси
3. Обогрев ПВД (приёмника воздушного давления)
4. Индикация положения шасси
5. Переключатель посадочной и рулёжной Фары

(9) Emergency Jettison Handle. Ручка аварийного сброса всех подвесок.

(10) Oxygen Regulator Panel. Панель управления системой кислородного питания. Рисунок перенести в раздел СКП

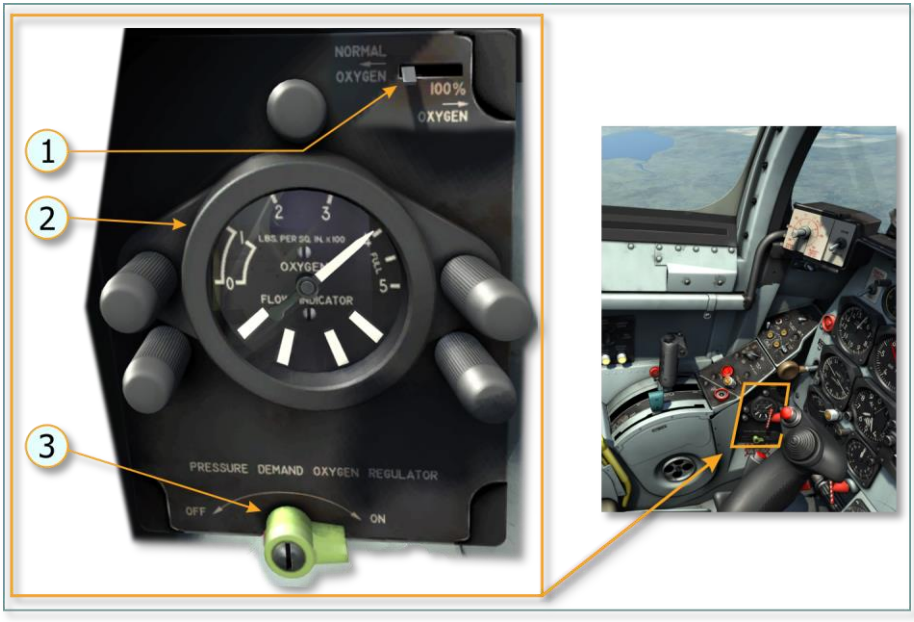


Figure 4.13. Панель упралвения системой кислородного питания.

1. Переключатель NORMAL OXIGEN – 100% OXIGEN (смесь – чистый кислород)
2. Манометр кислорода
3. Кран кислородного питания

(11) Левая боковая панель. Предназначена для размещения элементов управления гидросистемой гидроусилителей, триммерами и системы жизнеобеспечения кабины, сигнализации перегрева отсека вооружения.

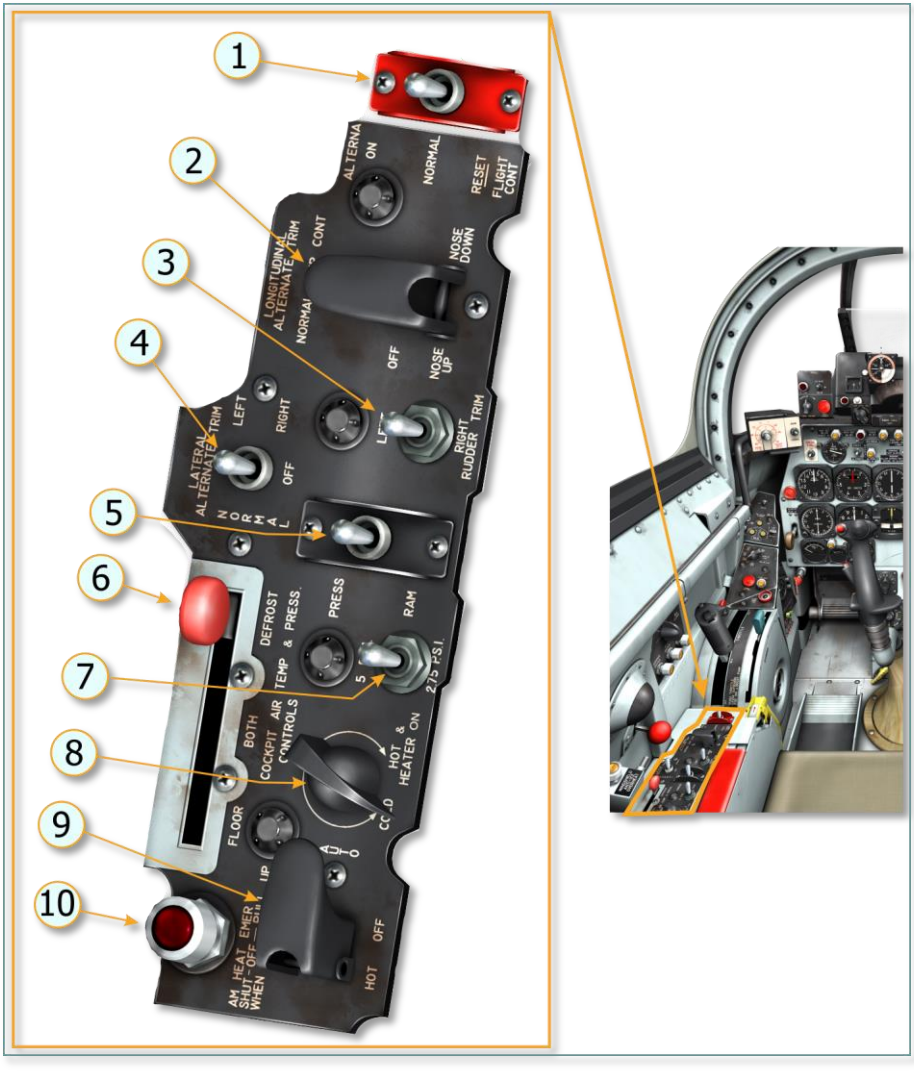


Figure 4.14. Левая боковая панель.

1. Переключатель бустерной гидросистемы
2. Дублирующий (альтернативный) триммер тангажа
3. Триммер руля направления
6. Рычаг обдува кабины
7. Переключатель системы наддува кабины
8. Реостат системы кондиционирования
9. Переключатель системы кондиционирования

4. Дублирующий (альтернативный) триммер крена
5. Управление наддувом кабины
10. Индикатор перегрева отсека вооружения

(12) Rocket Intervalometer. Ракетный интервалометр. Панель предназначена для выбора направляющей, с которой будет стартовать первая неуправляемая ракета при нажатии на кнопку пуск на РУС.

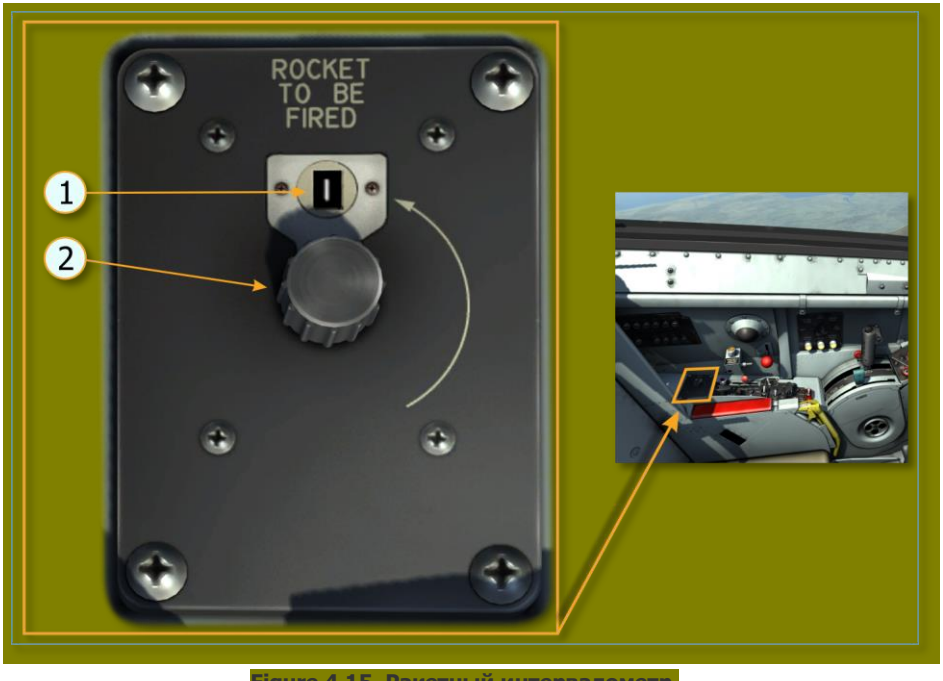


Figure 4.15. Ракетный интервалометр.

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

Подробно см. раздел Вооружение самолета

4.4. Оборудование правого борта (cockpit right side).

Включает в себя правую переднюю панель, панель радиокомпаса, панель радиостанции, панель системы опознования, панель регулировки освещения кабины.

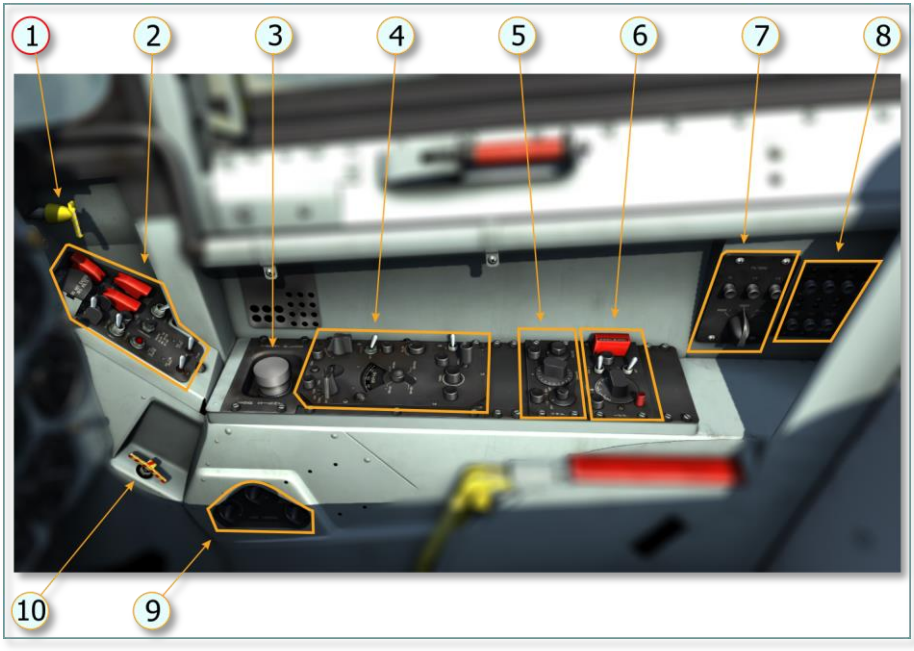


Figure 4.16. Cockpit right side.

1. Canopy Alternate Emergency Jettison Handle
2. Правая передняя панель
3. Sight Ground Test Plug
4. Панель управления радиокомпасом
5. Панель управления радиостанцией
6. Панель системы опознавания
7. Camera Lens Switch
8. Circuit-breaker Panel
9. Interior Light Control Panel
10. Emergency Override Handle (Flight Control Hydraulic System)

(1) Canopy Alternate Emergency Jettison Handle. Предназначена для аварийного открытия фонаря кабины.

(2) Правая передняя панель. Предназначена для размещения элементов управления топливной автоматикой, генератором, запуском двигателя, БАНО и др.оборудованием. Может быть картинку с описанием перенести "на после" описания всей правой стороны?

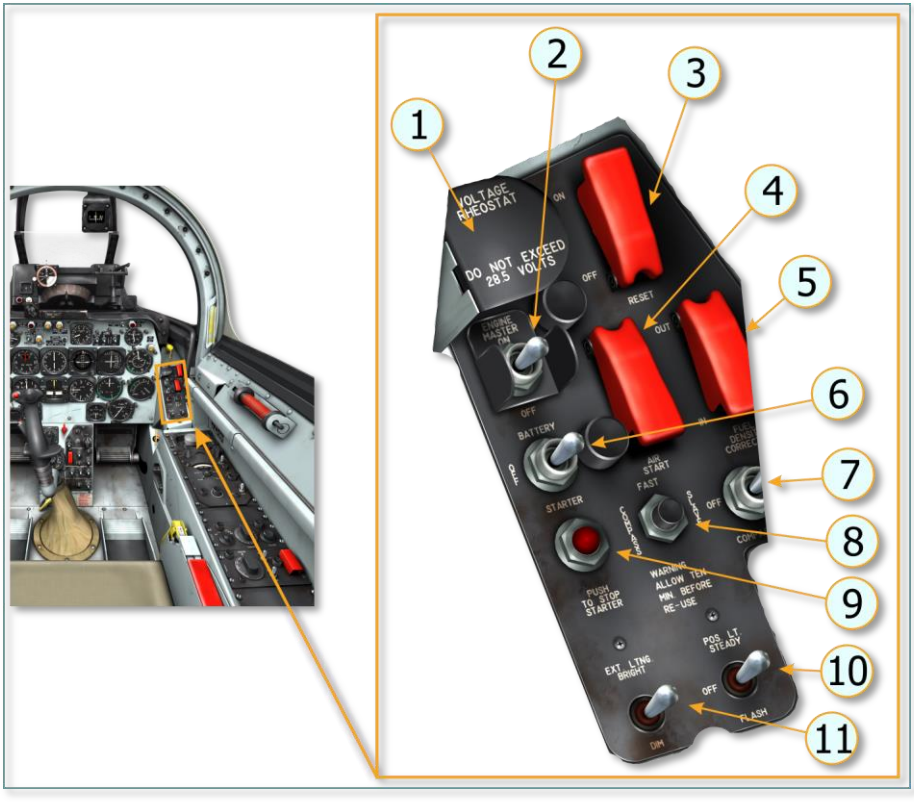


Figure 4.17. Правая передняя панель (Right Forward Console).

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

(3) Sight Ground Test Plug. Разъем подключения наземного оборудования для тестирования прицела (не моделируется).

(4) Панель управления радиокомпасом. Предназначена для управления автоматическим радиокомпасом (см.подробно здесь).

(5) Панель управления радиостанцией. (см.подробно здесь) ….

(6) Панель системы опознавания. Предназначена для управления системой опознования (не моделируется).

(7) Camera Lens Switch. Панель настройки объектива фотокамеры (игроком не используется).

(8) Circuit-breaker Panel (игроком не используется).

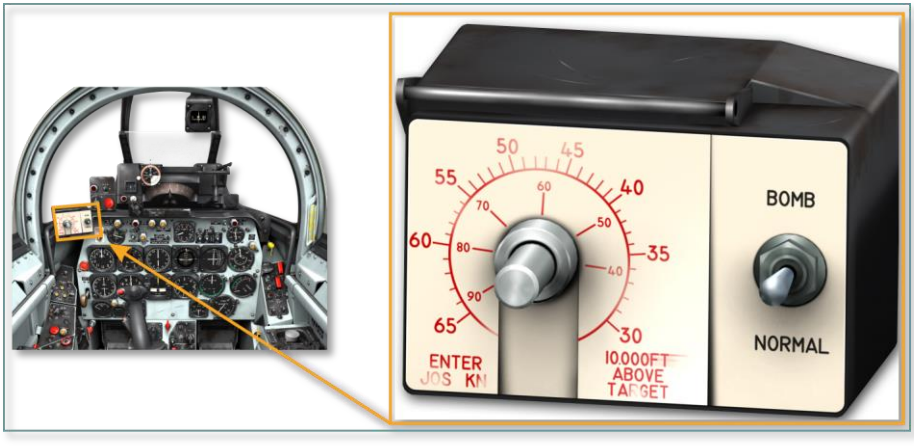
(9) Interior Light Control Panel. Панель настройки яркости подсветки панелей и пирборов. (см.подробно здесь).

(10) Emergency Override Handle (FlightControl Hydraulic System). Ручка переключения гидросистемы с основной на дублирующую (аварийную).

4.5. Отдельно установленные объекты кабины

Пульт системы бомбометания (ввода ручной поправки) (Figure 4.1, 1).

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



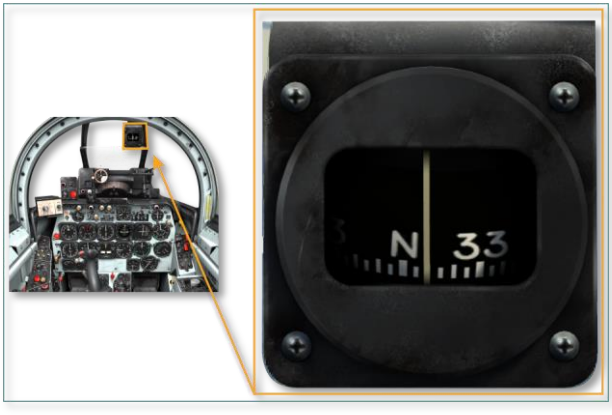
Ссылка на подробное описание

Пульт управляемых ракет (Missile Control Panel) (Figure 4.1, 2). Является элементом системы управляемого ракетного вооружения.

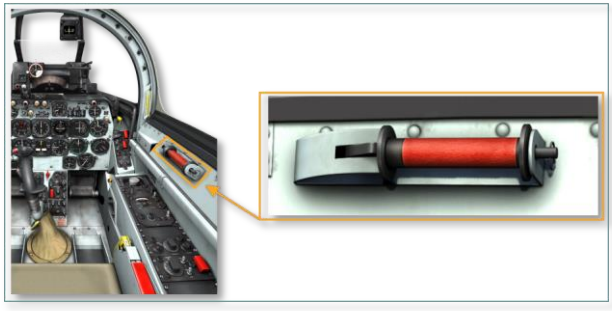
Ссылка на подробное описание

Прицел А-4 (A-4 Sight) (Figure 4.1, 3). Является элементом системы вооружения. Предназначен для прицеливания во время применения вооружения. Ссылка на подробное описание

Магнитный компас (Figure 4.1, 4). Дублирующий прибор для определения магнитного курса самолета.



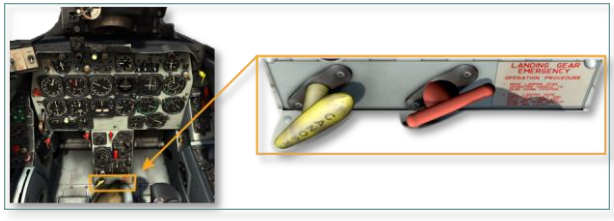
Ручка аварийного открытия фонаря (Figure 4.1, 7). Предназначена для аварийного открытия фонаря кабины (игроком не используется).



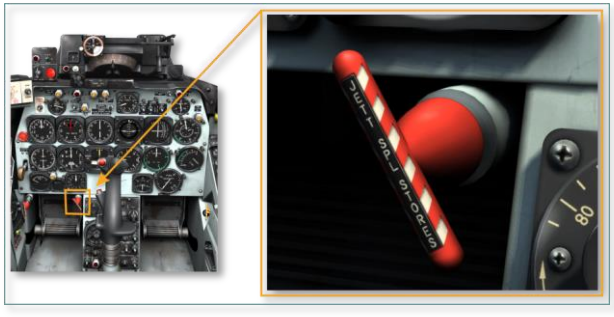
Центральная панель вооружения (Figure 4.1, 9). Является элементом системы вооружения и предназначена для управления функциями прицела и режимами применения оружия.

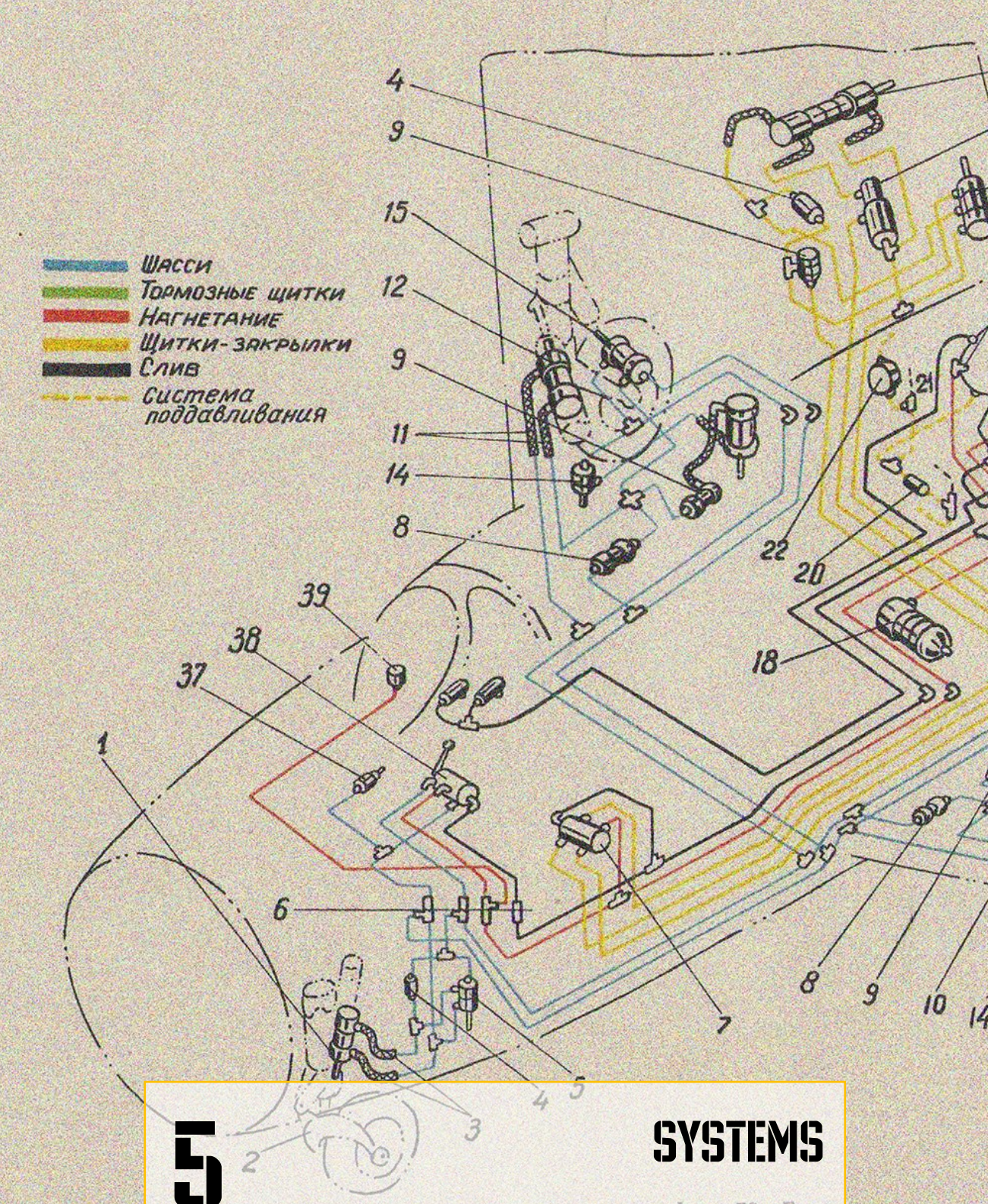
Ссылка на подробное описание

Аварийная панель (Figure 4.1, 9а). На ней расположены ручка аварийного сброса фонаря (желтого цвета) и аварийного выпуска шасси (красного цвета).



Ручка сброса спецбоеприпасов (игроком не используется).





5 SYSTEMS

Фиг. 78. Гидросистема само

1—гидрозамок; 2—носовая стойка; 3—шланги подключения гидрозамка; 4—обратный клапан; 5—цилиндр замка подвески

21—обрат клапан; 2

5. SYSTEMS

5.1. Flight control system

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

Система управления самолётом включает в себя:

- ручку управления самолётом (РУС) (Рис.);
- педали;
- бустерную гидросистему;
- пружинно-загрузочный механизм;
- механизм триммерного эффекта в продольном (тангаж) и боковом канале (крен) управления;
- триммерный механизм в путевом канале (направление);
- элероны в канале крена (Рис.);
- руль высоты в канале тангажа (Рис.);
- руль направления в путевом канале (Рис.).

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)

Ручка управления самолётом механически связана с регулирующими гидравлическими клапанами управляющих поверхностей.

Таким образом, перемещение РУС позиционирует регулирующие гидроклапаны таким образом, что исполнителные штоки гидравлических

агрегатов управления принимают положение пропорционально положению ручки управления.

Не смотря на отсутствие обратных усилий от управляющих поверхностей на РУС за счет гидроусилителей, лётчик все равно ощущает усилия на РУС при пилотировании. Это достигнуто 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 пилоту естественных ощущений при пилотировании. Основными элементами пружинно-загрузочног мехнаизма являются: пружина, подвижный упор и механизм изменения жесткости загрузочной пружины.

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

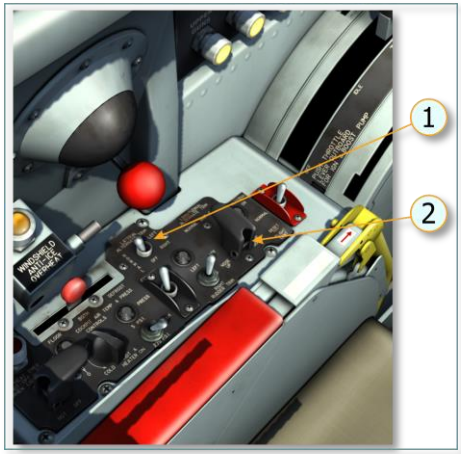
Механизм триммерного эффекта РУС

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

нажимного типа (по-русски – кнюпель) 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 пружины (упор перемещается, пока нажат пятипозиционный переключатель). При нажатии кнюпеля в обратную от "нулевого усилия" сторону – наборот, усилие становится еще больше. Для игрока управление триммерным эффектом доступно с клавиатуры: триммер тангаж ВВЕРХ **[RCtrl + .]**, тангаж ВНИЗ **[RCtrl + ;]**, крен ВЛЕВО **[RCtrl + ,]**, крен ВПРАВО **[RCtrl + /]**.

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 продольного канала (тангажа) в нормальном положении законтрен и закрыт предохранительным колпаком. Он

четырехпозиционный:

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

Используются в случае отказа основного переключателя на РУС или при отказе генератора переменного тока, т.к. запитаны 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 15сек.

Резервный переключатель канала крена. Также четырехпозиционный:

NORMAL – OFF – LEFT – RIGHT.

Для обычного управления (от кнюпеля 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..11сек.

Световой индикатор ВЗЛЕТНАЯ ПОЗИЦИЯ ТРИММЕРА

Лампочка желтого цвета, расположена впереди на приборной доске.

Рис. 2 Сигнальная лампа взлётного положения триммера

Сигнальная лампа загорается при нейтральном положении стабилизатора, элеронов и руля направления. Руль высоты при этом будет отклонен немного на кабрирование (т.е. РУС должен быть немного отклонен "на себя", чтобы сигнальная лампа загорелась).

Управляемое горизонтальное оперение

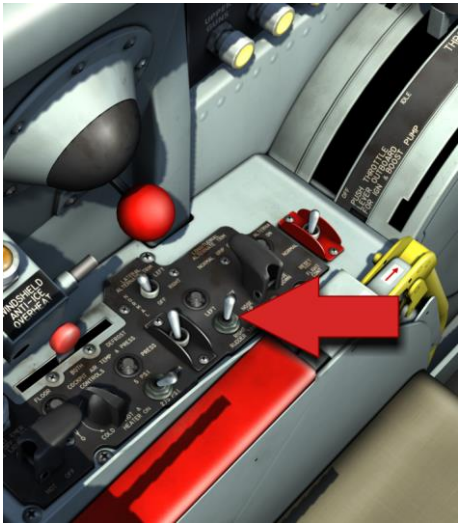
Руль высоты и стабилизатор объединены в горизонтальное хвостовое оперение, работают и управляются взаимосвязано (Рис.).

Стабилизатор отклоняется на своей оси вращения носком (передней кромкой) вниз, при взятии РУС на себя, и в верх, при отдачи 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≈0,9 и более), сохранение достаточной эффективности управления в продольном канале (при управлении по тангажу).

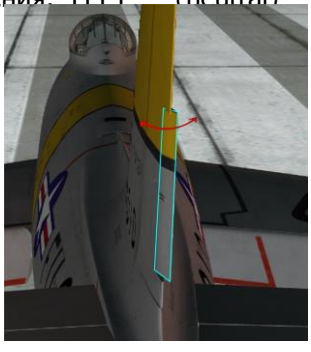
Педали

Педали связаны с рулём направления 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 счет отклонения триммерной пластины, что значительно облегчает требуемые усилия на педали.



Переключатель

имеет три положения: LEFT – (neutral) – RIGHT. Время движения триммерной пластины на полную амплитуду (от одного крайнего положения до другого) составляет 28..30сек.



Примечение. Необходимость использования электрического тримерного механизма ощущается при возинкновении ассиметрии в поперечной балансировке: при несходе бомбы (бака) или нарушении аэродинамической симметрии крыла в результате повреждений.

На рулении, при нажатии на верхнюю часть педалей работают тормоза основных колёс (в реале). В игре реализовано через **[W]**.

5.2. Power supply system (Система энергоснабжения)

5.2.1. Общее описание

Самолет оснащен системами переменного и постоянного тока.

Источники постоянного тока:

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

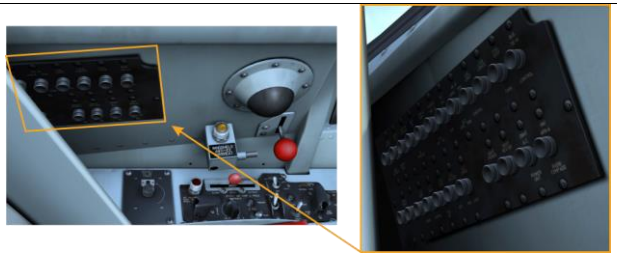
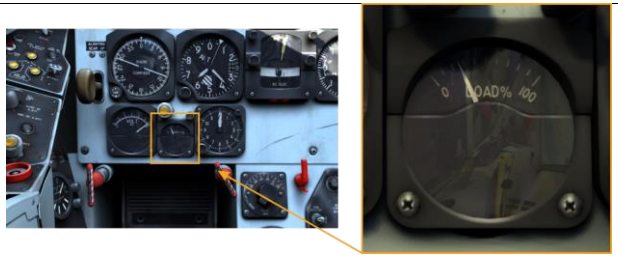
При работе на земле, для запуска двигателя, к самолёту подключается наземный источник постоянного тока.

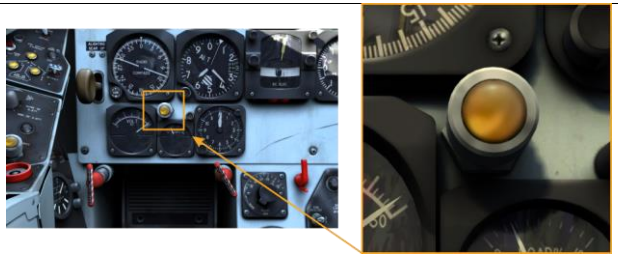
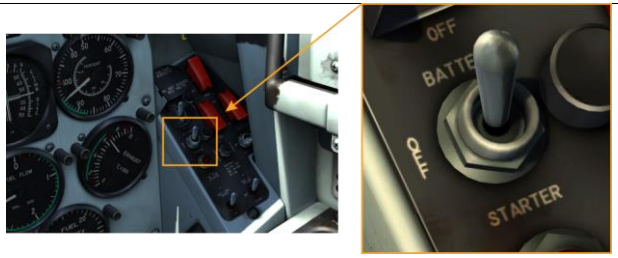
Источники переменного тока:

один однофазный (115V, 400Hz) и два трёхфазных преобразователя (36V, 400Hz).

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:

	1. 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 трехфазного пеобразователя
	Лампа сигнализации отказа обоих трехфазных пеобразователей
	Лампа отказа однофазного преобразователя
	Выключатель батареи

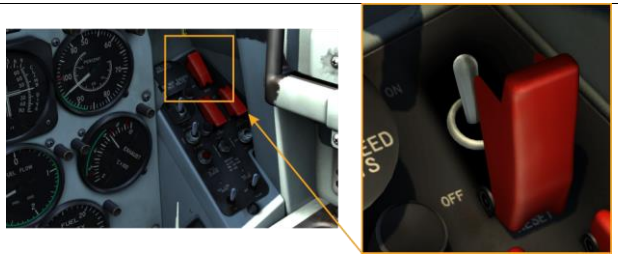
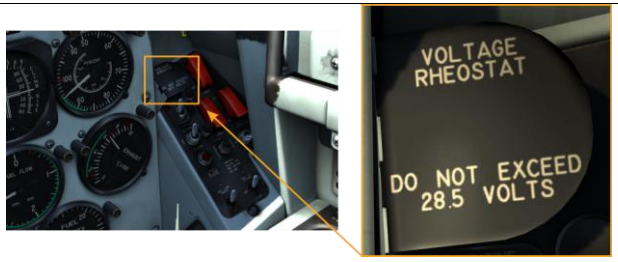
	Выключатель генератора. По умолчанию всегда включен и закрыт предхоранительным колпаком. Имеет три положения: ON – OFF – RESET
	Реостат регулировки напряжения (не используется в игре)
	Правая панель АЗС (игроку использовать не обязательно, по умолчанию все АЗС включены)

Схема электропитания самолета

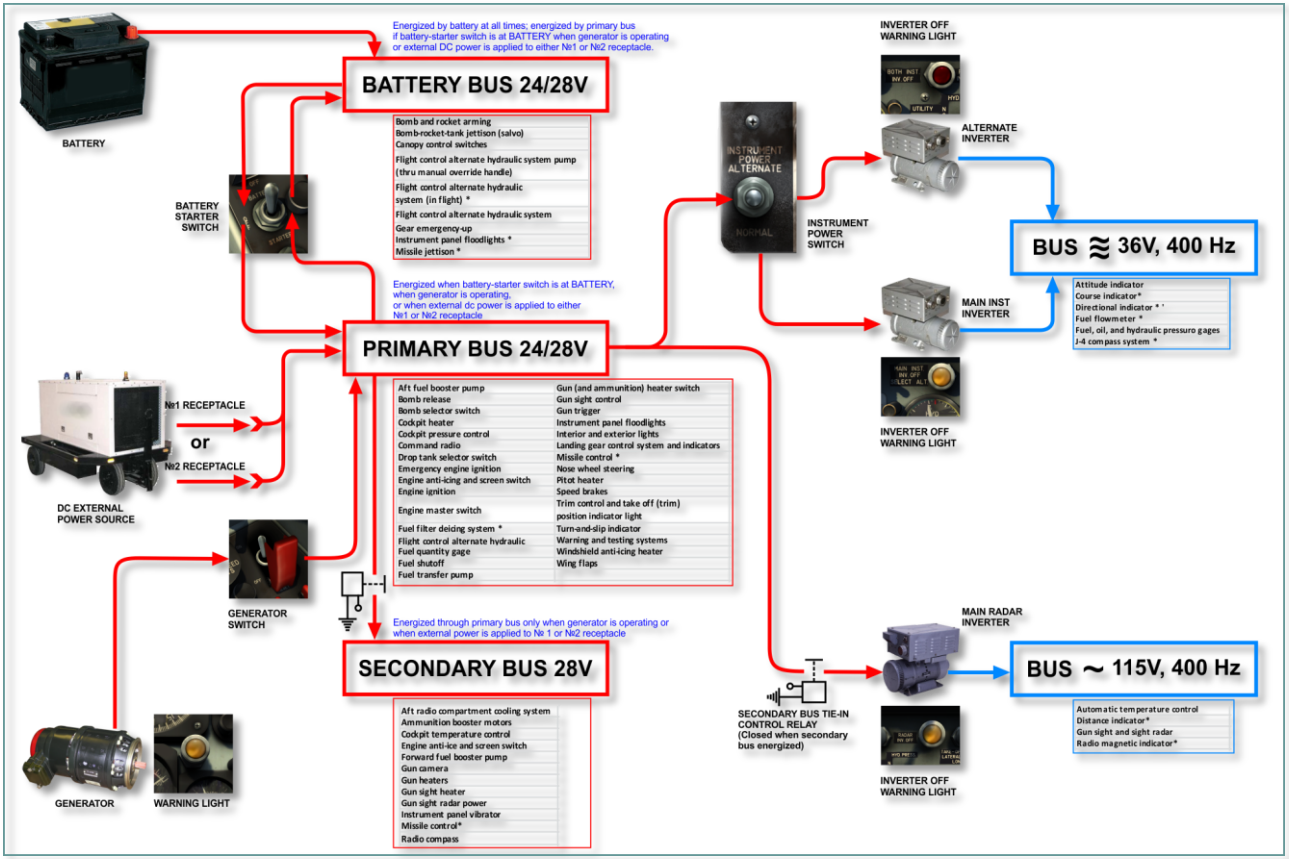


Figure 5.1. Схема электропитания самолета F-86F-35 (уточнить потребители, которые смоделированы у Мишковича)

DC Система постоянного тока

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

Аккумуляторная шина находится под напряжением непосредственно от 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 внешенго электропитания только при условии положения BATTERY переключателя BATTERY–OFF.

Первичная шина – шина, подключена непосредственно к клеммам генератора. Подключение этой шины к батарее возможно только при условии положения BATTERY переключателя BATTERY–OFF.

Вторичная шина – получает питание от первичной шины, но только при условии, когда генератор находится в работе или подключено внешнее электропитание в разъем №1 или №2.

Такое подключение источников необходимо для удобства автоматического отключения от сети потребитей не первой важности в случае отказа генератора.

В положении BATTERY аккумулятор используется как резервный источник питания. Емкость аккумулятора 34 Ah.

Генератор имеет мощность более 11kW (допустимый ток 400A).

AC Система переменного тока

Система переменного тока включает в себя:

- цепь и шину однофазного тока 115V 400Hz (питается одним однофазным преобразователем);
- цепь и шину трехфазного тока 36V 400Hz (питается одним трёхфазным преобразователем).

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

Трехфазные преобразователи питают: все гироскопические приборы, топливный расходомер, 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 батаерю – при установке переключателя в положение BATTERY).

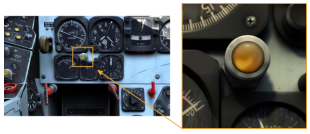
Автоматы защиты сети

Большинство электрических схем защищены от перегрузки двухконтактными автоматами защиты сети типа "Нажал-отжал" ("PushPull") 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 неоходимости их включать (при подготовке к запуску и полету).

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).

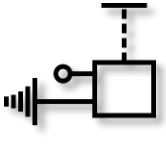
Генератор может выйти из стоя по причине механического разрушения (попадаение осколка или снаряда), или автоматически отключается от сети при превышении выходного напряжения более 31 вольта. Если имеет место превышение напряжения, можно попытаться восстановить

работу генератора кратковременным переводом выключателя в положение RESET и обратно в ON.

П р е д у п р е ж д е н и е . 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 на аккумуляторную батарею. Поэтому, с целью экономии заряда аккумулятора, необходимо выключить оборудование, не влияющее на безопасность полёта. (Какое же?).

Перестають работать потребители, указанные в табл.

Aft radio compartment cooling system
Ammunition booster motors
Cockpit temperature control
Engine anti-ice and screen switch
Forward fuel booster pump
Gun camera
Gun heaters
Gun sight heater
Gun sight radar power
Instrument panel vibrator
Missile control*
Radio compass

Кроме того, срабатывает реле  SECONDARY BUS TIE-IN CONTROL RELAY (см. Figure 5.1), и поэтому также перестают работать потребители, подключенные к шине 115V (см.отказ однофазного преобразователя).

Батареи может хватить на 7..10 мин полета.

Отказ однофазного преобразователя

Сигнализируется лампой жёлтого цвета

на приборной панели.

При отказе однофазного преобразователя вся цепь однофазного тока 115V 400Hz обесточивается. Перестают работать все потребители этой цепи, см.таблицу:

Automatic temperature control

Distance indicator*
Gun sight and sight radar
Radio magnetic indicator*

Отказ одного трехфазного перобразователя

Сигнализируется лампой жёлтого цвета

на приборной панели. При отказе одного преобразователя необходимо перейти на питание от запасного переключением на центральной панели

. После перехода на питание от запасного преборазователя питание всех потребителей шины трехфахного тока 36V 400Hz восстанавливается.

Отказ обоих трехфазных преобразователей

Сигнализируется лампой красного цвета

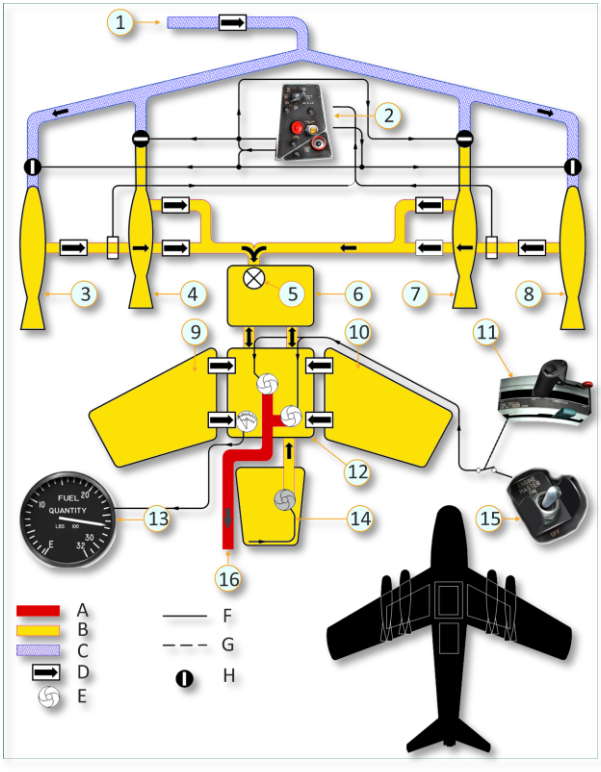
на приборной панели. При отказе обоих трехфазных преобразователей вся цепь трехфазного тока 36V 400Hz обесточивается. Перестают работать все потребители этой цепи:

Attitude indicator
Course indicator*
Directional indicator * '
Fuel flowmeter *
Fuel, oil, and hydraulic pressuro gages
J-4 compass system *

5.3. Топливная система

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

5.3.1. Общая схема и описание



A. Топливо высокого давления
B. Перекачка топлива
C. Поддавливание воздухом
D. Регулирующие клапаны
E. Подкачивающий / перекачивающий насос
F. Электрическая связь
G. Механическая связь
H. Запорный клапан
1. Воздух из-за компрессора
2. Панель управления подвесками
3. Левый дальний подвесной бак
4. Левый ближний подвесной бак
5. Клапан контроля уровня топлива
6. Передний фюзеляжный бак (верхний)
7. Правый ближний подвесной бак
8. Правый дальний подвесной бак
9. Левый крыльевой бак
10. Правый крыльевой бак
11. Рычаг управления двигателем
12. Передний фюзеляжный бак (нижний)
13. Указатель количества топлива
14. Задний фюзеляжный бак
15. Выключатель топливной автоматики
16.Питание топливной автоматики

Figure 5.2. Схема топливной системы самолета

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.

Figure 5.3. 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 (OF) 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) справиться с созданием дополнительного давления, а топливо из заднего бака будет самотеком поступать в передний бак (при этом немного изменится картина изменения центровки во время расхода топлива).

5.3.2. Объекты кабины, связанные с топливной системой

	1. РУД в крайнем заднем положении (OFF) – для механического перекрытия топливной магистрали от баков к двигателю
	2. Панель управления подвесками
	3. Панель управления подвесками. 7-позиционный переключатель для выбора подключаемых к расходу подвесных баков

	4. Панель управления подвесками. Кнопка сброса подвесных баков
	5. Панель управления подвесками. Лампа сигнализации выработки внешних подвесных баков
	6. Панель управления подвесками. Кнопка аварийного сброса всех подвесок
	7. Топливомер. Максимальное значение топлива во внутренних баках 2879 фунтов

	8. Топливный расходомер
	9. Электрический перекрывной кран основной магистрали топлива к двигателю и одновременно выключатель подкачивающих 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 начале 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 крыльевых баков, они поддавливаются воздухом из-за компрессора (см.Figure 5.2). Затем расходуется 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* (Figure 4.11), расположенного на левой наклонной панели. В зависимости от положения галетного переключателя происходит как выработка топлива из подвестных баков, так и сброс подвестного 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 сохраниния правильной центровки и обеспечения нормальной правляемости по крену ремомендуется 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 вырабатываеются 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 желтого 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 сброситься 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 сброс баков запитывает цепи сброса при наличии питания по первой шине.

5.3.5. Количество заправляемого топлива

Количество топлива по бакам указано в Table 5.1.

Table 5.1

Бак	Кол-во	Полезное (вырабатываемое) топливо (каждый)	Полная заправка топливом (каждый)

	баков	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 120 галлонов - 4387 фунтов или 675 галлонов.

3. Общее полезное (вырабатываемое) топливо ПТБ 200 галлонов - 5427 фунтов или 835 галлонов.

4. Общее полезное (вырабатываемое) топливо с двумя ПТБ 120 галлонов и двумя ПТБ 200 галлонов - 6987 фунтов или 1075 галлонов.

5.4. Гидравлические системы

5.4.1. Общее описание

Самолет 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).

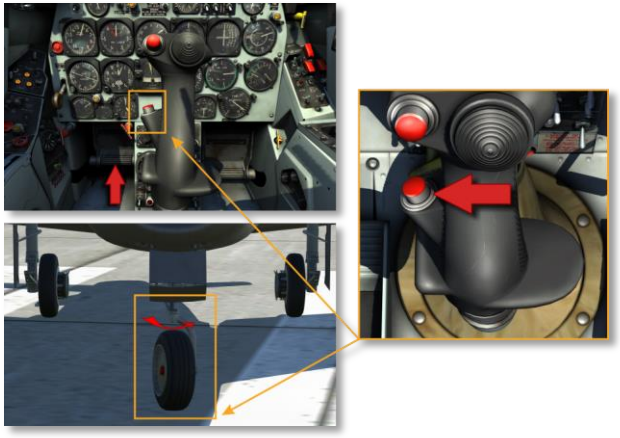
Figure 5.4. Индикация и органы управления гидросистемы

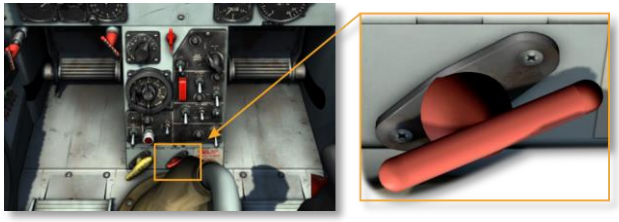
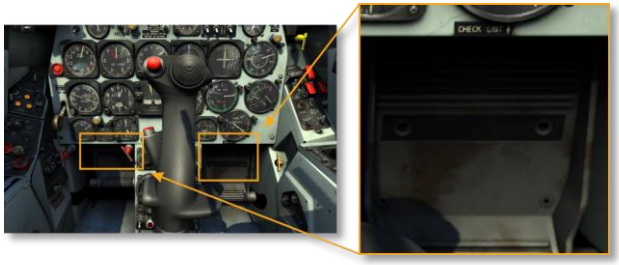
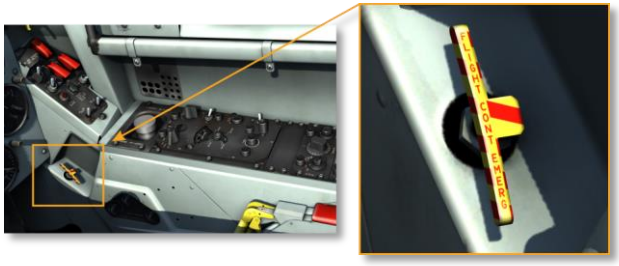
Питание манометра осуществляется от шины трехфазного преобразователя (36V/400Hz), который подключен к первичной шине.

5.4.2. Объекты кабины, связанные с гидросистемами

	1. Переключатель FLIGHT CONT бустерной системы, питающей гидроусилители: ALTERNATE ON – работает дублирующая ГС, а для включения основной ГС необходимо кратковременно установить в пложение RESET и затем в положение NORMAL

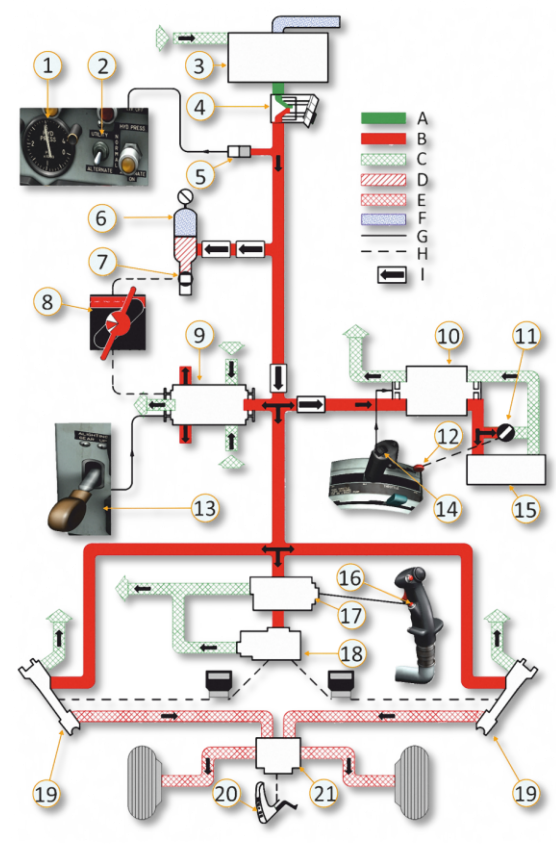
	2. Выключатель выпуска/уборки воздушного тормоза на РУД [B]
	3. Кран выпуска/уборки шасси [G]
	4. Манометр (указатель давления) – единый для всех трех гидросистем

	5. Переключатель манометра на одну из трех гидросистем UTILITY–NORMAL–ALTERNATE; сигнальная лампа вступления в работу дублирующей бустерной системы ALTERNATE ON
	6. Кнопка на РУС [S] для активации системы управления поворотом носового колеса. Кроме нажатия на кнопку необходимо нажать одну из педелаей
	7. РУС, приводящий в действие исполнительные штоки гидроусилителей в каналх крена и тангажа

	8. Ручка (кран-переключатель) аварийного выпуска шасси. Открывает доступ остаточному давлению общей гидросистемы к гидроцилинрам выпуска шасси
	9. Надпедальники (верхняя отклоняемая часть педалей), активирующие тормозную систему колес. В игре реализовано от клавиатуры [W] или джойстика
	10. Ручка ручного перехода на дублирующую бустерную гидросистему (в случае отказа электрической цепи)

5.4.3. Общая гидросистема и связанные с ней системы

Схема общей гидросистемы



1. Указатель давления
2. Переключатель указателя давления
3. Бак общей гидросистемы
4. Плунжерный гидронасос
5. Датчик давления
6. Гидроаккумулятор выпуска передней стойки шасси
7. Аварийный выпуск передней стойки
8. Аварийный выпуск шасси
9. Клапан управления шасси и створками шасси
10. Клапан управления ТЩ
11. Клапан аварийной уборки тормозных щитков
12. Рычаг уборки ТЩ
13. Ручка управления шасси
14. Переключатель управления тормозными щитками
15. Управляющий цилиндр тормозных щитков
16. Кнопка управления носовым колесом
17. Управляющий клапан механизма разворота носового колеса
18. Рулевой блок носового колеса
19. Тормозной цилиндр основной стойки
20. Ручка стояночного тормоза
21. Механизм стояночного тормоза

A. Питающая магистраль
B. Магистраль рабочего давления
C. Сливная магистраль
D. Гидроаккумулятор
E. Магистраль выпуска тормозных щитков (ТЩ) и стояночного тормоза
F. Поддавливание гидробака
G. Электрическая связь
H. Механическая связь
I. Контрольный клапан

Figure 5.5. Схема общей гидросистемы.

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 привода, работающие от общей гидросистемы самолёта. Для подклчения гидроприводов к магистралям выпуска/уборки шассии 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 земле.

Выпуск шасси осуществляется примерно за 5 секунд, а уборка примерно за 4 секунд. Основные колёса снабжены дисковыми гидравлическими тормозами, работающими от общей гидросистемы самолёта.

Кран-переключатель аварийного выпуска шасси

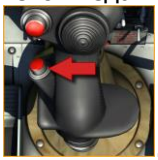
При падении давления в общей гидросистеме, отказе электропитания, возможен выпуск шасси при помощи крана-переключателя аварийного

выпуска, расположенного на аварийной панели (под панелью вооружения) .

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

П р и м е ч а н и е . Основные стойки после принудительной разблокировки замков убранного 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 и управляется педалями и кнопкой включения управления, расположенной на РУС  .

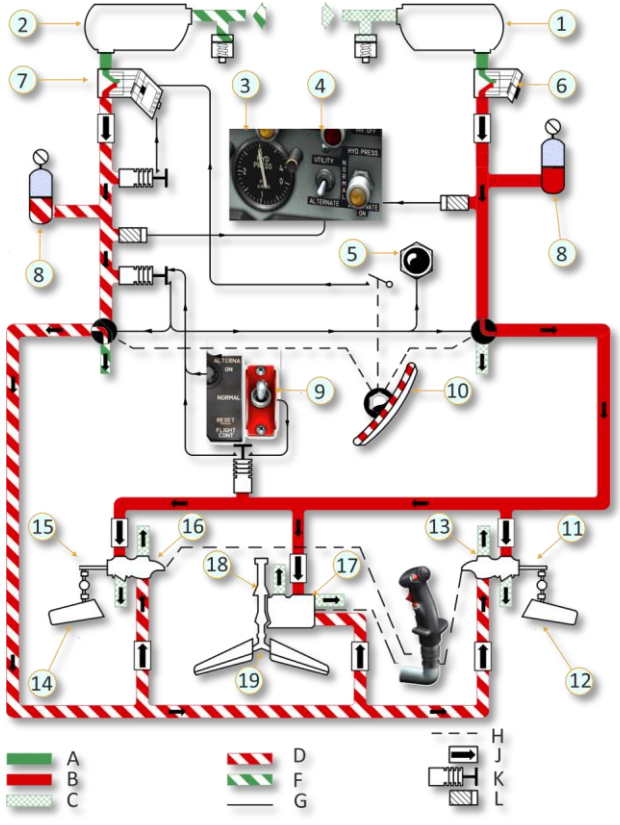
Управление поворотом переднего колеса осуществляется в диапазоне ± 21° при нажатии и удержании кнопки на РУС **[S]**.

При не нажатой 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 (Figure 5.6).

Схема бустерных гидросистем



1. Бак дублирующей бустерной
2. Бак основной бустерной
3. Электрический плунжерный насос
4. Указатель давления
5. Переключатель указателя давления
6. Механический плунжерный насос с приводом от ротора двигателя
7. Гидроаккумулятор
8. Лампа сигнализатор перехода на дублирующую
9. Переключатель бустерной гидросистемы
10. Ручка ручного перехода на дублирующую бустерную
11. Силовой цилиндр элерона
12. Контрольный клапан
13. Силовой цилиндр стабилизатора
14. Элерон
15. Стабилизатор

A. Питающая магистраль
B. Основная бустерная магистраль
C. Возвратная магистраль основной бустерной системы
D. Дублирующая бустерная магистраль
E. Возвратная магистраль дублирующей бустерной системы
F. Электрическая связь
G. Механическая связь
H. Регулирующий клапан
I. Реле давления
J. Преобразователь давления

Figure 5.6. 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 счет питания рабочей жидкостью исполнительных гидроцилиндров, включенных 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 надежность снятия усилий с органов управления обеспечивается не только за счет дублирования бустерных систем, а также за счет того, что принципиально отличается привод гидронасосов: в основной сисетме он выполнен от коробки приводов реактивного двигателя самолета, 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 резервуар. Нормальное рабочее давление примерно 3000 фунтов на квадратный дюйм. Однако при повышенных расходах ручки 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 определенных условиях (см.ниже).

Работа бустереных систем

Если включены АЗСы ALT HYD PUMP и EMERG HYD CONT и включается аккумулятор (положение BATTARY), то в работу сразу вступает электронасос ДБГС. И пока не запуститься двигатель и не вырастет 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 фунтов на квадратный дюйм. 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 не возможен при падении давления в дублирующей ниже рабочего.

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

3. Если питания 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 давление в ОБГС меньше 2750 psi, если же носовая стойка **обжата**, то 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.

НЕ ПЕРЕВОДИТЬ ТЕКСТ НИЖЕ

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).

Работает ли от аккумулятора электронасос самостоятельно, или только от включения??

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

При включении ANTI-ACE из кабины пилота (Figure 5.7), 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. Так же, при включении противообледенительной системы в кабине пилота, автоматически убираются защитные экраны воздухозаборника, для исключения образования на них льда.

Переключатель антиобледенительной системы и защитных экранов

Figure 5.7. 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 ставиться 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 (Figure 5.7). 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

Figure 5.8. Система сигнализации о пожаре

Предназначена для индикации наличия пожара в двигательном отсеке. Система включает в себя датчики пламени и сигнальные лампы в кабине.

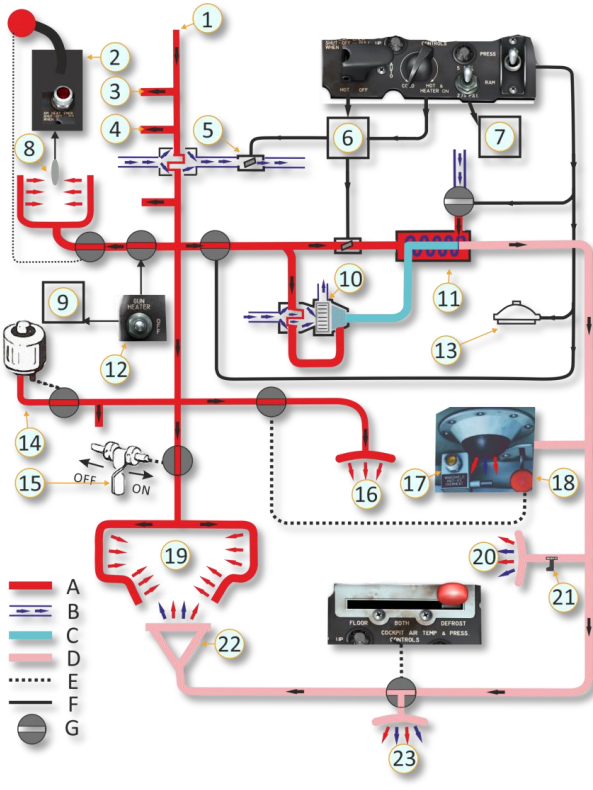
Датчики пламени установлены в переднем (компрессор и коробка приводов) и заднем (камера сгорания и хвостовая труба) двигательном отсеке, которые разделены между собой противопожарной перегородкой.

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



A. Горячий воздух
B. Холодный воздух
C. Охлаждённый воздух
D. Смешанный воздух
E. Электрическая связь
F. Механическая связь
G. Запорный клапан

1. Горячий воздух от компрессора
2. Система обогрева боеприпасов
3. Обогрев входного устройства
4. Поддавливание гидробака
5. Моделирующий клапан
6. Блок управления температурой в кабине
7. Регулятор давления в кабине
8. Датчик системы обогрева боеприпасов
9. В систему обогрева пулемётов
10. Турбохолодильник
11. 4 кВт обогреватель
12. Переключатель обогрева оружия
13. Клапан сброса давления
14. Противоперегрузочная система
15. Рычаг обогрева лобового стекла
16. Обдув лобового стекла
17. Сигнал перегрева лобового стекла
18. Рычаг обдува лобового стекла
19. Дополнительный обдув кабины горячим воздухом
20. Обдув правой стороны кабины
21. Управляющий клапан воздухораспределения
22. Обдув кабины
23. Обдув пола кабины

Figure 5.9. 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, чем больше перепад давления в кабине пилота для поддержания нормальной жизнедеятельности.

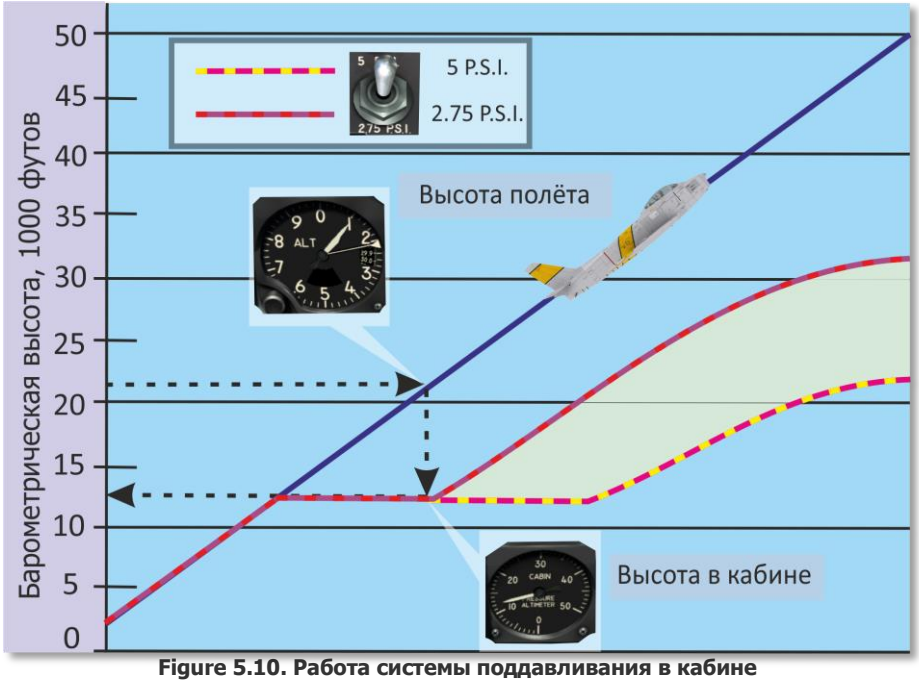


Figure 5.10. Работа системы поддавливания в кабине

П р и м е ч а н и е . Воздух в систему наддува и кондиционирования подаётся из-за компрессора двигателя. Следовательно, для нормальной работы системы, необходимо поддерживать определённые обороты двигателя в зависимости от высоты полёта, см. Table 5.2.

Table 5.2

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

6. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

6.1. Предназначение, состав, варианты вооружения. Общее описание

6.1.1. Предназначение и состав

Предназначение

Или Система вооружения самолета предназначена для размещения на самолете, управления режимами боевого применения и собственно боевого применениия оружия согласно предназначению.

Или Система вооружения самолета предназначена для доставки оружия (авиационных средств поражения) 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 самолету и подсистема сброса оружия с подвесок;
- общие органы управления оружием и прицелом;

подсистемы оружия и авиационные средства поражения:

- стрелково-пулеметное вооружение (СПВ) – включает в себя 6 пулеметов 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;

- УБРАТЬ пульты и панели в кабине летчика (органы управления подсистемами вооружения и прицелом) () ПОМЕНЯТЬ ОПИСАНИЯ НИЖЕ КОТОРЫЕ МЕСТАМИ;
- полуавтоматический оптический прицел типа А-4 и оборудование для настройки и управления прицелом;
- радиолокационное оборудование AN/APG-30;
- фотокамера фиксации прицеливания и результатов применения AN-N6.

В конце главы в 6.9 сведены в таблицу все объекты кабины, связанные с системой вооружения с кратким их описанием.

Примечание. Некоторые объекты системы вооружения могут быть связаны с различными подсистемами, поэтому при рассмотрении конкретных подсистем будут упомянуты в описании каждой из них.

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

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

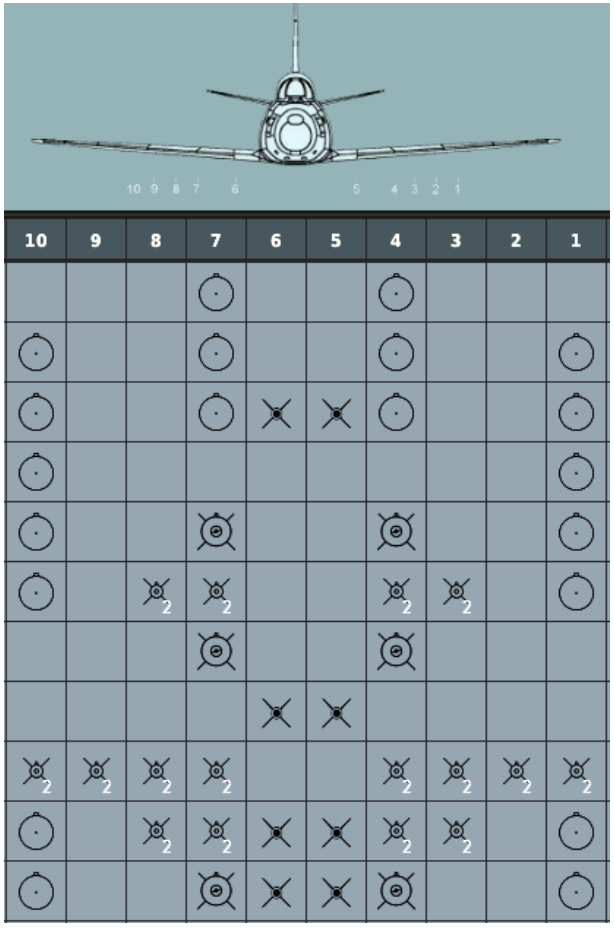
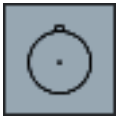


Figure 6.1. Основные варианты вооружения F-86F-35.

Элементы на схеме означают:

 – подвесные баки;

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

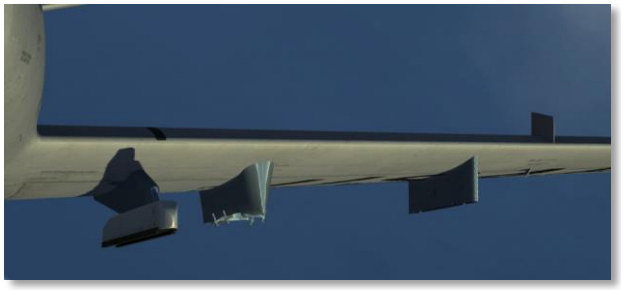
– бомбы AN-M64 калибра 500 lbs;

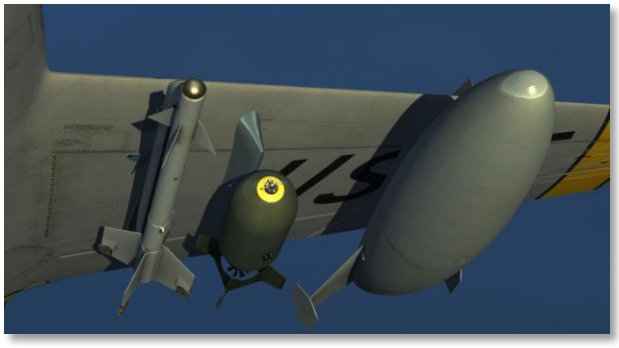
– НАР калибра 5" типа HVAR, подвешиваемые попарно.

В тот период еще 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.

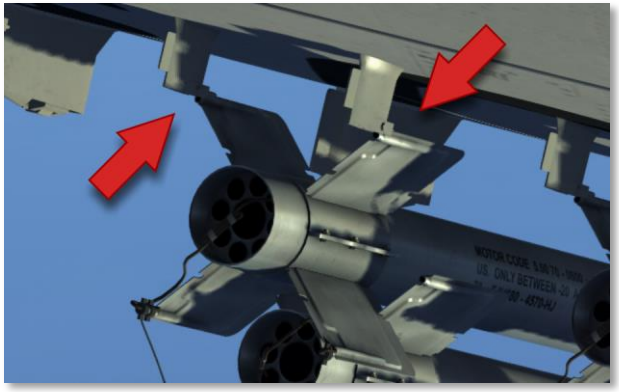
Узлы подвески средств поражения к самолету

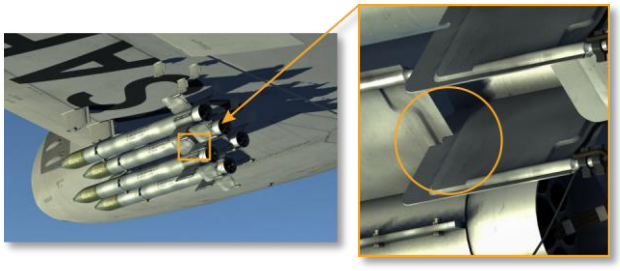
Самолет может оборудоваться съемными узлами подвески (racks) для баков, бомб и НАР:

	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 (Figure 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)

От 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.

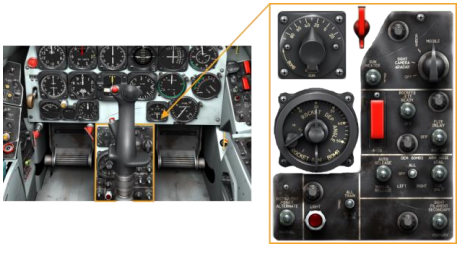
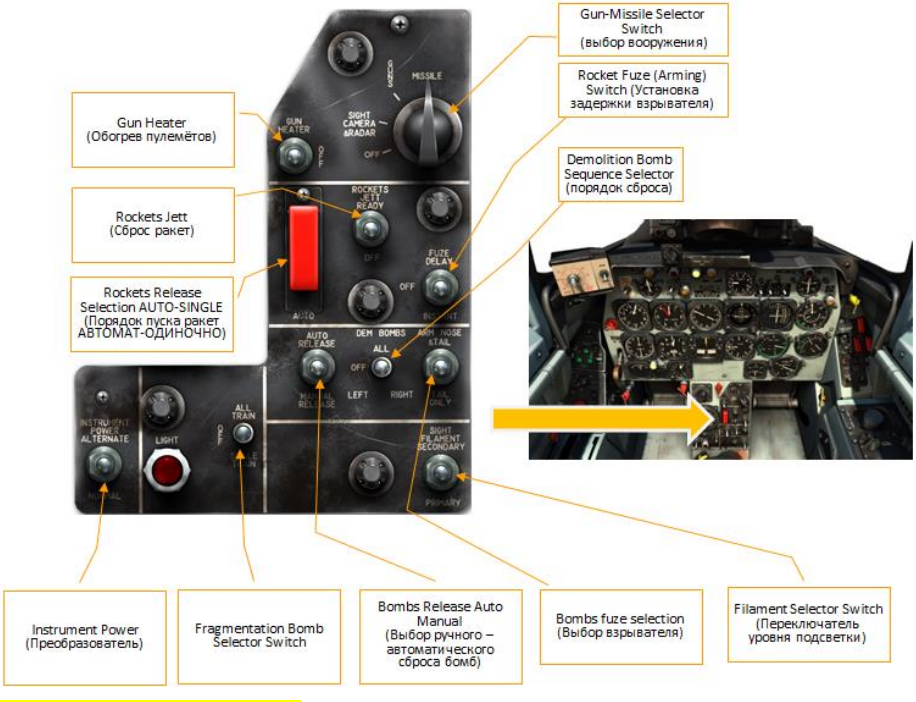


Figure 6.2. Центральная панель вооружения (НАЗВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ПО АНГЛИЙСКИ – на рис.ниже!).

1. Главный переключатель вооружения OFF – SIGHT CAMERA&RADAR – GUNS - MISSILE
2. Обогрев пулемётов
3. Выключатель сброса ракет
9. Переключатель нити накаливания для подсветки прицела (интенсивности подсветки)
10. Переключатель порядка сброса

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

Названия для переводчика (ниже):



Названия для переводчика

(1) Главный переключатель вооружения OFF – SIGHT CAMERA&RADAR – GUNS - MISSILE. Предназначен для выбора активного оружия. Через главный переключатель подаётся питание на цепи

подсистем вооружения, камеру, а также на прицел и радар. При положении OFF всё оборудование находится в нерабочем состоянии.

(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). (а у нас отказ может быть????)

(3) Выключатель сброса ракет. Предназначен для активации варианта аварийного сброса ракет через цепи бомбового вооружения. При включении выключателя подготавливается электрическая цепь сброса ракет. При этом ракеты сбрасываются при нажатии кнопки Пуск ракет/Сброс бомб на РУС. Этот вариант сброса ракет можно использовать при полёте с ракетами и топливными баками, когда баки сбрасывать не требуется.

(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 израсходывания 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 включенном (верхнем положении) – все ракеты уходят одновременно.

(5) Переключатель задержки взрывателя для НАР FUZE DELAY – OFF – INSTANT. В зависмости от положения выключателя устанавливается задержка датонации ракеты. В положении INSTANT активируется взрыватель в головной части ракеты и подрыв происходит отновременно 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.

(6) Переключатель активного взрывателя для бомбы ARM NOSE&TAIL – TAIL ONLY. Используется для фугасных бомб. В полжении ARM NOSE&TAIL активирован и передний, и донный взрыватели и детонация происходит мгновенно после кантакта с целью. В положении TAIL ONLY активируется только хвостовой взрыватель и подрыв бомбы

происходит с небольшой задержкой. В положени нейтрально – взрыватели бомб неактивны.

(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 на РУСе Пуск ракет/сброс бомб, все фугасные бомбы сбросятся. При установке в положение LEFT при нажатии кнопки сброса на РУСе сброситься левая бомба, при повторном нажатии – правая. Анологично при установке перелючателя в положение RIGHT.

(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 нажатие пилотом кнопки сброса на РУС.

(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 обновременно 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.

(11) Сигнальная лампа готовности осколочных бомб. Указывает, что осколочные бомбы готовы к применению.

(12) Переключатель трехфазных 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). Работает вместе с бомбовым вооруженем.

(15) Незадействованная ручка.

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

6.3. Стрелково-пулемётное вооружение

6.3.1. Общее описание

Стрелково-пулеметное 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.

Figure 6.3. Расположение пулеметов на борту самолета

Figure 6.4. Три пулемета AN/M3 установленные на левом борту F-86.

Характеристики пулемета указаны в Table 6.1

Table 6.1

AN/M3 Browning Machine Gun	
Калибр (Caliber)	.50-cal (12.7mm)
Темп стрельбы (Rate of Fire)	1200 rounds/min
Начальная скорость (Muzzle Velocity)	890 m/s
Масса секундной очереди (One Second Burst Mass)	0.87 kg
Боекомплект	300 патронов на каждый пулемет
Патрон:	
длина	99mm
вес пули	41.92—51.80g
энергия пули	15530—20257 J

Figure 6.5. Патроны 12.7x99.

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

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

Пристрелка пулеметов и прицела для стрельбы из пулеметов

Оси пулеметов устанвлены параллельно СГФ (the fuselage reference line). Ось прицела персекает оси стволов пулеметов на расстоянии 2250 футов (686м). Пристрелка выполняется для самолета 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 (положение GUNS);
- щиток управления пулеметами;
- триггер (кнопка в виде курка) на РУС для открытия огня из пулеметов.

1. Главный переключатель вооружения (положение GUNS)

2. Переключатель выбора активных пулеметов:
OFF – ни одной;
UPPER GUNS – верхние пулеметы;
MID GUNS – средние пулеметы;
LOWER GUNS – нижние пулеметы;
ALLGUNS – все пулеметы.
2. Лампы сигнализации готовности пулеметов к стрельбе (соответственно надписям)

3. Триггер (кнопка в виде курка) на РУС

Для прицельной стрельбы из СПВ, кроме перечисленного оборудования, необходимо использовать прицел А-4 и оборудование для его настройки. Для его подключения к СПВ необходимо установить блок настройки прицела в полжение GUNS

. Блок настройки прицела рассмотрен в 6.7.1.

Порядок действий с оборудованием указан здесь.

Или ?

Применение СПВ

6.4. Бомбардировочное вооружение

6.4.1. Общее описание

Включает в себя две бомбы AN-M64 калибра 500фунтов и органы управления БВ. Органы управления БВ позволяют осуществить прицеливание и сброс с использованием трех 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.

Бомбы подвешиваются только на держатели № 4 и 7 (согласно схеме Figure 6.1).

Figure 6.6. Самолет с двумя бомбами AN-M64

Figure 6.7. Повеска бомб с баками

Системой управления вооружением предусмотрен нормальный (тактический) и аварийный сброс. Нормальный сброс может быть выполнен в автоматическом или ручном режиме, одновременным сбросом или по одной бомбе. Так же 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 Table 6.2.

Table 6.2

Характеристика	Значение
Калибр	500 фунтов
Вес фактический	512 lbs / 232.4kg
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	116.5кг
Тип ВВ	ТНТ/Аммотол

6.4.2. Специальная подвеска (не моделируется)

Спец. 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 (Demolition Bomb Release Selector Switch)

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 полета самолета (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 (Demolition Bomb Sequence Selector Switch)

Четырёхпозиционный переключатель на ценральной 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 осколочныхх бомб (пока не реализованы), для предотвращения их случайного сброса неоходимо чтобы DEM BOMBS ALL – OFF – LEFT – RIGHT находился в полжении OFF.

Переключатель активного взрывателя для бомбы (Bomb-arming Switch)

Положения: ARM NOSE&TAIL – NEUTRAL – TAIL ONLY. Используется для фугасных бомб. В полжении ARM NOSE&TAIL активирован и передний, и хвостовой взрыватели и детонация происходит мгновенно после кантакта с целью. В положении TAIL ONLY активируется только хвостовой взрыватель и подрыв бомбы происходит с небольшой задержкой. В положени нейтрально (NEUTRAL) – взрыватели бомб неактивны и бомба падает без детонации.

Переключатель режима сброса осколочных бомб (Fragmentation Bomb Selector Switch)

П р и м е ч а н и е . В игре переключатель пока не реализован, ввиду отсутствия осколочных бомб.

Предназначен для упралвения 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 (the bomb-rocket release button)

Замыкает цепи сброса (пуска) при нажатии. Так же при нажатии срабатывает кинофотопулемёт (пока не реализован в игре).

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 стредства 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 невзведенными.

БВ и прицел А-4

Использование перечисленных выше органов управления бомбовым 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 полжение BOMB

. Эти органы управления рассмотрены в 6.7.1. Порядок действий с оборудованием 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 занчениями 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. Самолет таким образом используется для разгона бомбы перед сбросом и вывода ее в точку автоотцепки (тангаж самолета прим.110°). После отцепки бомба продолжает набирать высоту по инерции и осуществляет свободное падение по параболе. Согласно расчету 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 ни что не мешает сбрасывать с ее 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 маневре при бомбометании.

Система питается от первичной, вторичной шины и однофазного преобразователя.

Панель управления системы LABS

Figure 6.8. Панель ЛАБС

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 (зааретирован).

Примечание. Установка переключателя в положение UNCAGE через 2 мин после включения системы LABS. (это можно не моделировать). После разарретирования гироскопа индикатор системы показывает текущее положение самолёта по тангажу и крену относительно положения в точке разарретирования, поэтому разарретирование необходимо выполнять только после максимальнно точного устанвления 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) Выбор 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 A-4 прицел работает в нормальном режиме с пулемётами, бомбами и ракетами. В положении LABS прицелная марка электрически арретируется, а так же подается питание на гироскоп системы LABS. Для выключения LABS переключатель CHANGE-OVER необходимо вернуть в положение A-4.

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

Установлен на приборной доске ниже пульта LABS.

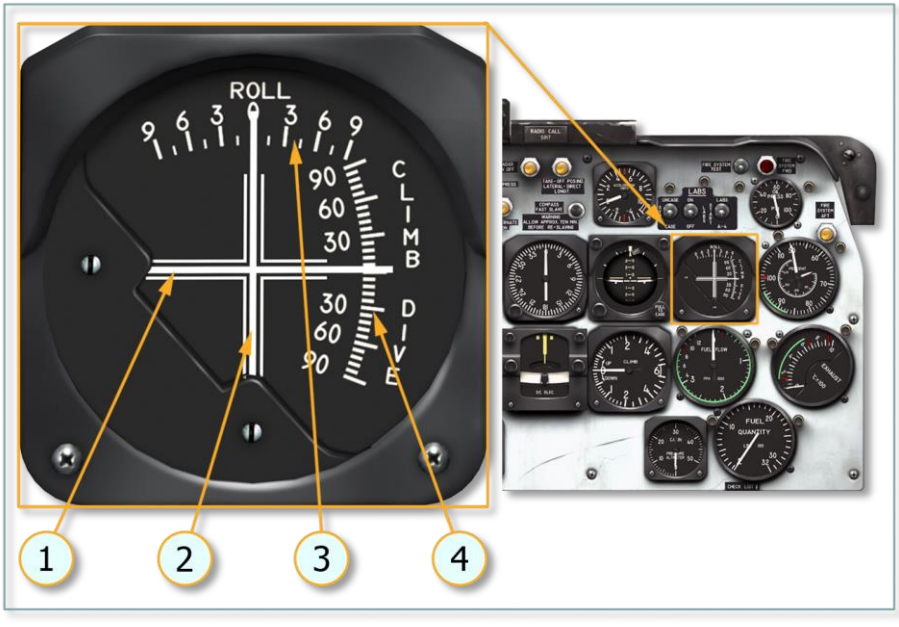


Figure 6.9. Индикатор угла пикирования и крена

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

Верхняя шкала индицирует крен (десятки 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.

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.

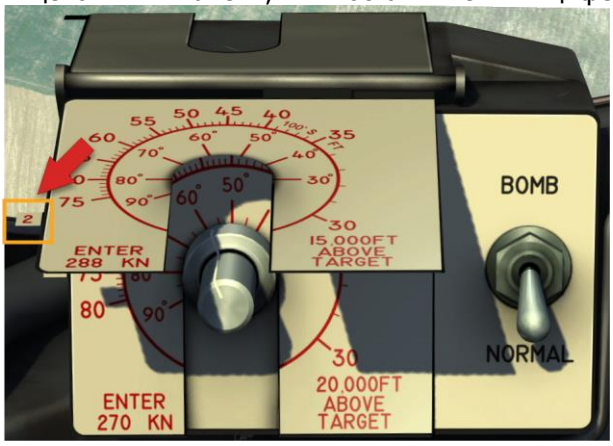
Система включает в себя два устройства в кабине пилота: пульт ввода ручной поправки прицеливания (manual pip control unit) и бомбардировочный высотомер (bombing altimeter). Они используются для определения зависимых величин: воздушной скорости, угла пикирования и высоты сброса бомбы (высоты начала выхода 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 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 МРС находятся четыре калиброванные циферблата. Один на лицевой панели, остальные циферблаты перекидные



(левой и правой кнопкой мыши **LCM**, **RCM** 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" и 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 5.000 ft, при высоте ввода 15.000 ft, 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.

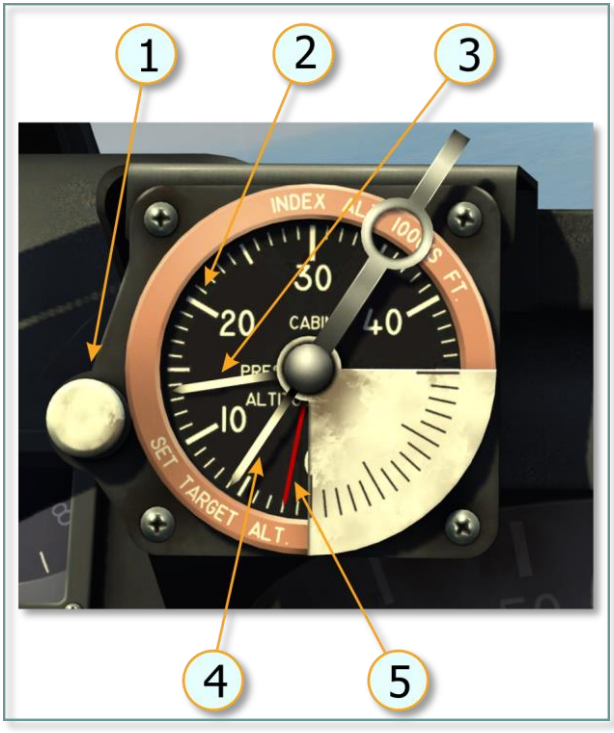
b) Скорость ввода в пикирование завит от истинной высоты над целью (с учётов высоты по прибору и высоты цели).

- 10000 футов - 305 KNOTS
- 15000 футов - 288 KNOTS
- 20000 футов - 270 KNOTS

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 6.000 футов)
5. Стрелка-указатель высоты цели над уровнем моря (задаваемой ручкой (1))

Figure 6.10. Бомбардировочный высотомер.

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

Внешняя шкала прибора разделена на красный и белый сектора. На белом секторе нанесены индексы высоты полёта. В красном секторе считывается высота цели, текущая высота и 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 град. Перед выполнением атаки, если показания авиагоризонта не соответствуют положению самолёта необходимо установить горизонтальный полёт, выполнить арретирование прибора.

Порядок применения здесь

6.5. Неуправляемое ракетное вооружение (НУРВ)

6.5.1. Общее описание

Самолет 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).

Figure 6.11. Самолет с 16 НАР типа HVAR.

Также предусмотрена совместаня подвеска двух подвесных топливных бака на внешние точки подвески и четырех пусковых устройства на внутренних точках подвески с восьмью неуправляемыми ракетами.

Подвеска 8 неуправляемых ракет HVAR с баками

Применение ракет осуществляется с помощью авиационного прицела А-4.

Характеристики НАР типа HVAR указаны в Table 6.3

Table 6.3

	Specifications	
	Weight	134 pounds (61 kg)
	Length	68 inches (173 cm)[1]
	Diameter	5 inches (127 mm)
	Warhead	7.5 pounds (3.4 kg) of TNT orComposition B
	Warhead weight	45.5 pounds (20.6 kg)
	Engine	52 inches (132 cm) long x 5 inches (12.7 cm) diameter solid propellant rocket motor
	Wingspan	15.625 inches (39.7 cm)
	Propellant	ballistite, extruded
	Speed	1,375 feet per second (419 m/s) plus speed of launching aircraft
	Guidance system	None
	Launch platform	single or twin engine aircraft

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 (the bomb-rocket release button).

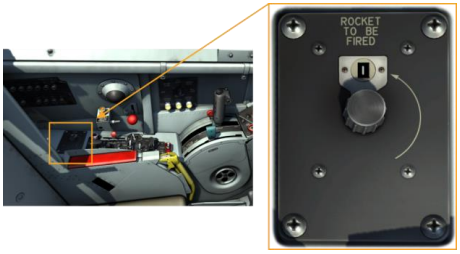
Переключатель режима пуска НАР (Rocket Release Selector Switch)

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 израсходывания 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 включенном (верхнем положении) – все ракеты уходят 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 первой стартующей НАР.

1. Индикация номера направляющей, с которой будет стратовать 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 начнется сход ракет, отображается в окне пульта интервалометра. Если заряжено 16 ракет, перед пуском на интервалометре должна 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 начнется с направляющей №1 и продолжится, пока удерживается нажатой кнопка пуска. Все ракеты при этом сойдут за 1,5сек. Если установлено полжение SINGLE, то сойдет одна ракета с направляющей №1.

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

Figure 6.12. Последовательность схода ракет при подвеске 16 HVAR

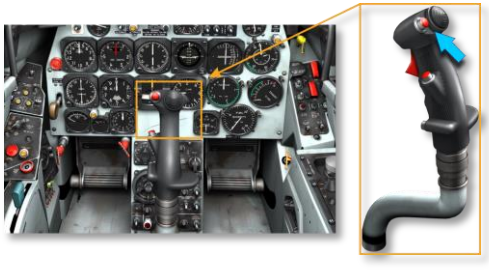
Если заряжено 8 ракет, например при установке внешних подвесных баков, на интервалометре необходимо установить 9, так как первая ракета будет пускаться с девятой позиции (позиции 1-8 будут заняты подвесными баками). Ручкой-переключателем можно задать номер пускаемой ракеты в случае осечки пуска и нарушении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

Figure 6.13. Последовательность схода ракет при подвеске 8 HVAR

Переключатель задержки взрывателя для HAP (Rocket Fuze (Arming) Switch)

Переключатель задержки взрывателя для HAP FUZE DELAY – OFF – INSTANT. В зависмости 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 (the bomb-rocket release button)



Замыкает цепи сброса (пуска) при нажатии. Так же при нажатии срабатывает кинофотопулемёт (пока не реализован в игре).

Кроме перечисленного оборудования для прицельной стрельбы из НУРВ необходимо использовать прицел А-4 и оборудование для его настройки.

Порядок действий с оборудованием указан здесь.

или

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.

Figure 6.14. Подвеска ракет "воздух-воздух" GAR-8

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

Figure 6.15. Подвеска ракет "воздух-воздух" GAR-8 с подвесными баками

Характеристики УР типа GAR-8 указаны в Table 6.4

Table 6.4

	Specifications	
	Developed	USA
	Name	GAR-8
	Type	Short-range, infrared, air-to-air missile
	Weight	91 kg
	Length	2.83 m
	Body Diameter	0.127 m
	Warhead	TNT equivalent, kg: 11
	G limit	7
	Speed (Maximum Mach number)	2.5
	Range Max	18km

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 Gun-Missile Selector

(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

При нажатии на него в течение двух секунд происходит запуск ракеты.

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

Порядок действий с оборудованием указан здесь.

или

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 самолета 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, Figure 6.16.

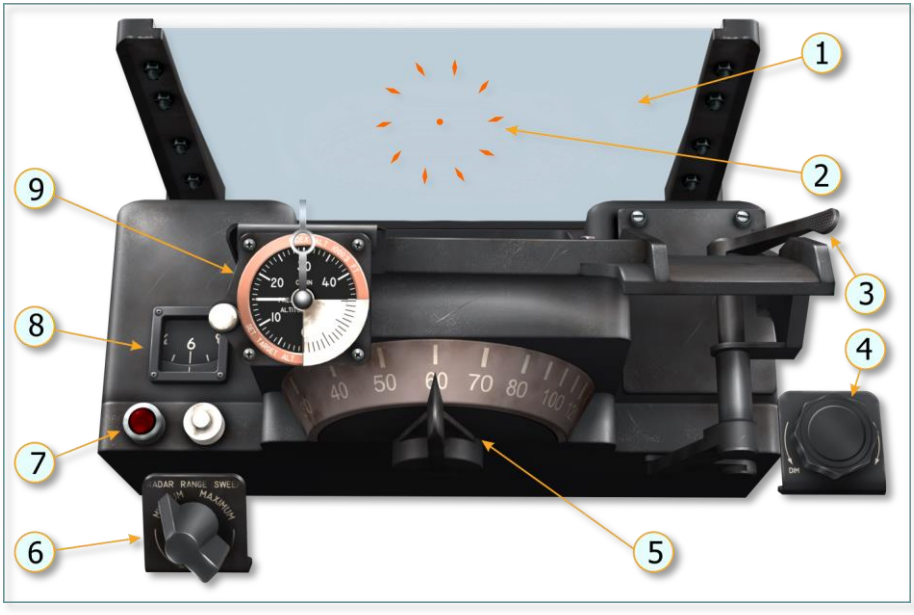


Figure 6.16. Прицел А-4

1. Стекло-отражатель прицела (Reflector glass)
2. Прицельная марка (Sight reticle image)
3. Рычаг механического арретирования (блокировки) гироскопа прицела (Sight mechanical caging lever)
4. Ручка регулировки яркости сетки (Sight reticle dimmer control knob)
5. Регулятор установки базы цели (размаха крыла) (Wing span adjustment knob)
6. Реостат развёртки дальномера (Radar range sweep rheostat knob)
7. Индикатор захвата цели (Radar target indicator light)
8. Индикатор дальности обзора (Sight range dial)
9. Бомбовый высотомер (Bombing Altimeter), установленный на прицел из эргономических соображений

(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 нахождении самолета по 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 положение 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 самолета противника.

Увеличение размаха крыла (wing span decrease) – **[/]**

Уменьшение размаха крыла (wing span increase) – **[,]**

Ручка регулятора позволяет в ручную 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).

Явялется частью системы бомбового вооружения.

Установлен на прицеле из эргономических соображений. Подробно рассмотрен здесь (Бомбардировочный высотомер)

6.7.1. Оборудование для настройки и управления прицелом

Кнопка выбора захвата 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 Radar Target Selector Button (кнопку выбора захвата цели) на РУС **[Enter],** при этом дальномер сбрасывает захваченную цель, автоматически перестраивается и начинает сканировать пространство от минимальной развёртки. Тем самым обеспечивается перезахват наиболее близкой (важной), при этом прицел автоматически перестраивается на режим применения пулемётов (подключается к подсистеме пулеметного 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 маневренном 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 футов до 2700 футов.

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

Уменьшить дальность (manual range decrease) – [.]

Увеличить дальность (manual range increase) – [;]

Блок настройки прицела (Sight Selector Unit)

Предназначен для подключения прицела к одной из подсистем (НУРВ, СПВ, БВ – для переводчика: неуправляемого ракетного вооружения, стрелково-пулеметного вооружения, бомбового вооружения), установки угла прицеливания для НАР и выбора скорости воздушной цели. Для этого блок имеет имеет три независимых переключателя управления, см.Figure 6.17.

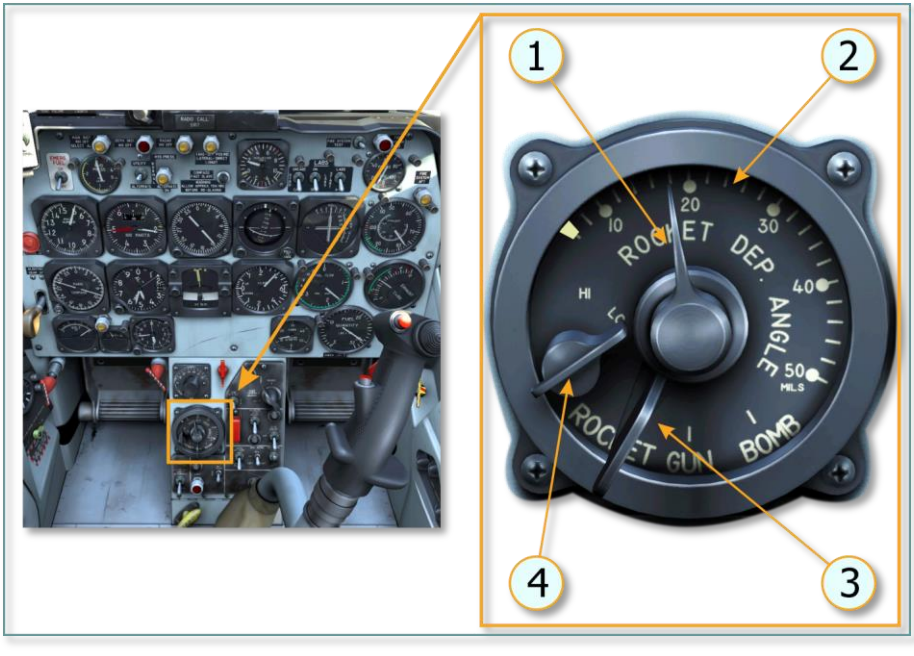


Figure 6.17. Блок настройки прицела.

1. Ручка настройки угла прицеливания для НАР (Rocket Setting Lever)

3. Переключатель выбора оружия, работающего с прицелом (Sight Function

2. Шкала установки угла прицеливания для НАР (в тысячных, в НАТО – 1/6400 доля окружности, mil)

Selector Lever)
4. Переключатель настройки скорости цели (Target Speed Switch)

(1) Ручка настройки угла прицеливания для НАР (Rocket Setting Lever). Предназначен для учета 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 полета ракет, если требуется уменьшить угол пикирования, если увеличивается вес ракеты по отношению к исходным условиям. При увеличении угловой поправки прицельная марка "поползет" вниз и летчику для ее удержания на цели придется приподнять нос самолета, 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 0º до 40° нормальная поправка 17 mil (тысячных).

(2) Шкала установки угла прицеливания для НАР. Проградуирована в тысячных радиана (в НАТО – 1/6400 доля окружности, 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 пулеметов.

(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.

Rocket Setting Unit (A-1 CM Sight). The rocket setting unit (figure 4-12) has a single control with variable-sight capabilities. The rocket setting unit acts as a rocket depression angle selector for sight reticle image depres- sion, with the scale calibrated in mils on the upper segment of the unit. There are no specific rocket settings. Movement of the control knob depresses the sight reticle image in increasing amounts through the full range of the mil scale,

according to the position chosen. The nominal rocket depression setting for the 5-inch HVAR at a normal dive angle (0 to 40 degrees) is 17 mils. The pilot should determine, through test-firing runs, the settings for various dive angles most suitable to his own technique. The data thus obtained should be set on the mil scale variable index markers so provided. The index markers, numbered from 1 through 4, are for reference only and have no function in the sight system. When turned, a slotted screw on the lower segment of the unit face unlocks the index markers for adjustment. When the sight is used for firing guns or dropping bombs, the control should be placed at the gun bomb position.

Регулятор поправки на ветер и на движение цели (Bomb-target Wind Control Knob)(в игре не задействован)

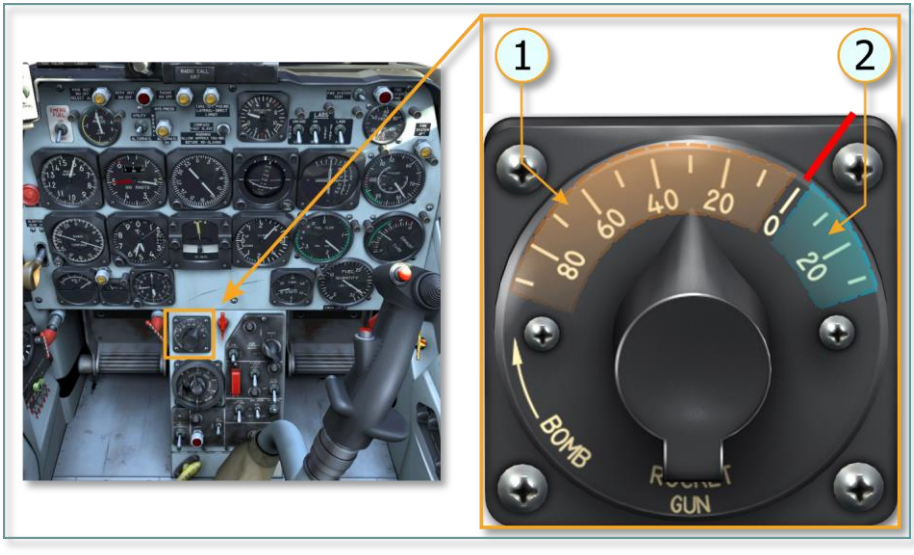


Figure 6.18. Регулятор поправки на ветер.

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

П р и м е ч е н и е . 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 движение цели во время прицеливания при бомбометании. Шкала размечена для скорости ветра (цели) в узлах (nm/hour).

Для введения поправки необходимо:

1) При встречном ветре – использовать шкалу (1). По известному ветру устновить его среднее значение в узлах (10 узлов равны примерно 18км/ч).
2) При попутном ветре использовать шкалу (2). По известному ветру устновить его среднее значение в узлах.
3) При ветре, направление которого составляет угол 90° к линии боевого пути самолета, установить значение 0 узлов.
4) При ветре, направление которого составляет угол, отличный от 90° к линии боевого пути самолета, установить значение, пропорциональное попутной или встречной составляющей ветра по отношению к направлению линии боевого пути самолета.

6.7.2. Режимы применения прицела

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

Режимы будут рассмотрены применительно для пулеметного вооружения.

Применение без использования вычислителя

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

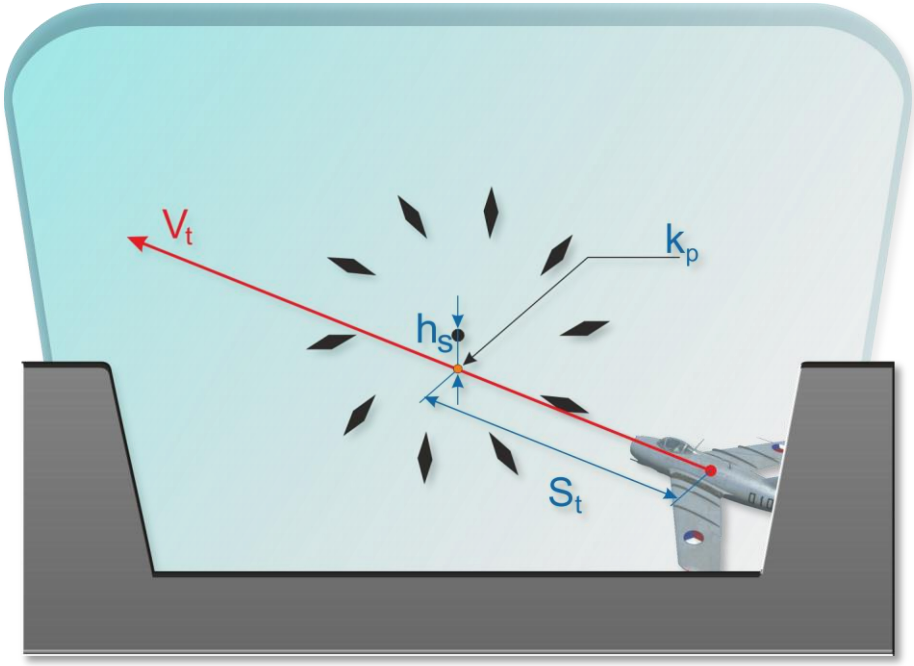


Figure 6.19. Схема прицеливания без вычислителя (с неподвижной маркой прицела)

V_t– вектор скорости цели
h_s– примерное понижение снаряда за время полета на дальность до цели
S_t– примерное продвижение цели во время полета 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 100м (300ft). Для небольших дальностей (до 100м) понижение h_s можно не учитывать.

Применение с использованием вычислителя

Использование вычислителя позволяет значительно повысить эффективность стрельбы, за счет гораздо более точного учета (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 летчика удержать цель в центре прицела. Кроме того, автоматически вводятся данные о плотности воздуха (высотный корректор). Проблемным значением остается дальность до цели. Дальность до цели может быть введена пилотом в ручном режиме (на основе известной базы цели и ее 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 ($\mathrm{b_t}$) (линейный размер цели) дальность (D_t) в вычислителе определяется по зависимости:

$$D_t = \frac{\mathrm{b_t}}{2\mathrm{tg}(0.5\psi_\mathrm{t})}$$

где $\mathrm{b_t}$ – 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 уголками ромбиков).

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

Manual Ranging Control. A twist grip, in the throttle, allows manual ranging during gunnery operations when the automatic function of the gun sight fails or when radar ranging becomes erratic because of ground effects (ar altitudes below 6000 feet on overland targets). The manual range control covers a span of 1500 feet, from approximately 1200 feet to 2700 feet, as indicated on the sight range dial. Clockwise rotation of the twist grip reduces the range (increases reticle diameter); counterclockwise rotation increases range (decreases reti cle diameter). The control is spring-loaded to the full counterclockwise position, where it must be for operation of radar ranging.

Общее описание работы летчика во время прицеливания

При боевом применении прицела с использованием вычислителя летчик наблюдает цель через отражатель коллиматорной системы прицельной головки, при этом в поле зрения, кроме самолета-цели, летчик 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 летчика во время погони за противником заключается в маневрировании самолетом так, чтобы центральная точка была наложена на цель. Кроме того, вращая рукоятку управления дальностью, летчик должен непрерывно обрамлять силуэт самолёта противника дальномерным кольцом (ромбиками).

Относительная угловая скорость цели автоматически измеряется и вводится в решающую часть прицела (вычислителем) трехстепенным гироскопом в процессе слежения самолета за целью за счет прецессии гироскопа.

Скорость прецессии изменяется летчиком через реостат дальности. Управление реостатом дальности смонтировано на ручке управления двигателем . 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 летчику для удержания центра ромбической окружности на цели, необходимо "вынести" продольную ось самолета (и пушек) вперёд по вектору скорости цели. Значение величины выноса (угла прицеливания) зависит от упомянутых выше факторов.

Схема на Figure 6.20 поясняет особенности прицеливания с гироскопическим прицелом:

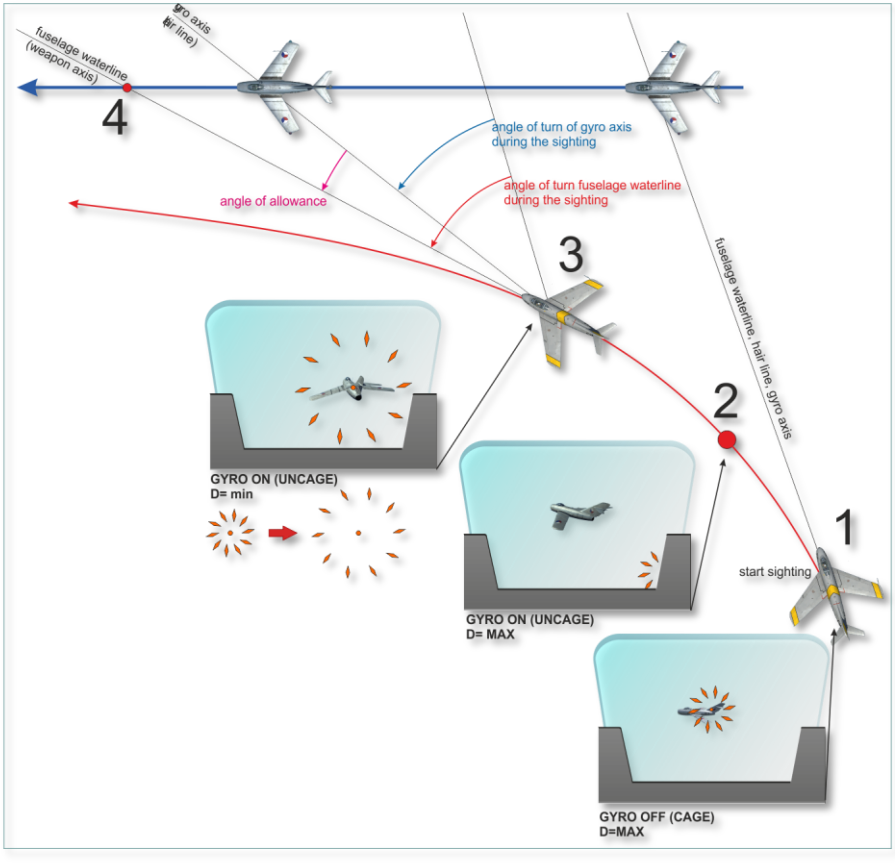


Figure 6.20. Схема прицеливания с применением гироскопического прицела.

Точка 1. Начало атаки. Гироскоп заарретирован, летчик наблюдает цель через центральную марку прицела. "Дальность" установлена 2500ft (к примеру).

Точка 2. Летчик разарретировал гироскоп прицела и осуществляет доворот самолета для удержания цели в поле зрения. Так как в т.2 появилась угловая скорость самолета, то началась прецессия гироскопа прицела. Для установленной дальности (2500ft) 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. Летчик уменьшил дальность на реостате до минимального значения (ромбики разошлись). Вычислитель уменьшил угловую поправку, прицельная марка сдвинулась ближе к центру прицела, облегчая летчику 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 самолета.

Точка 4. Место встречи снарядов (пуль) с целью после открытия огня.

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

6.8. Радиолокационное оборудование AN/APG-30

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

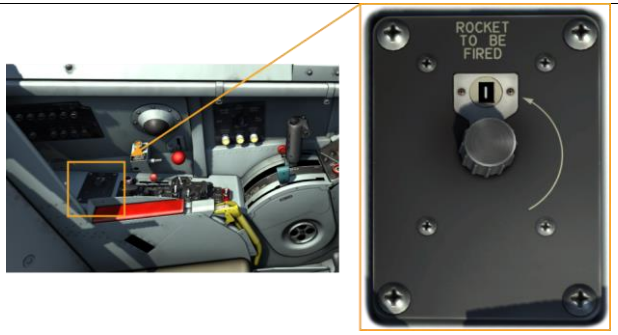
AN/APG-30 автоматически захватывает и отслеживает цель, обеспечивая индикацию оптимальных дальностей применения оружия.

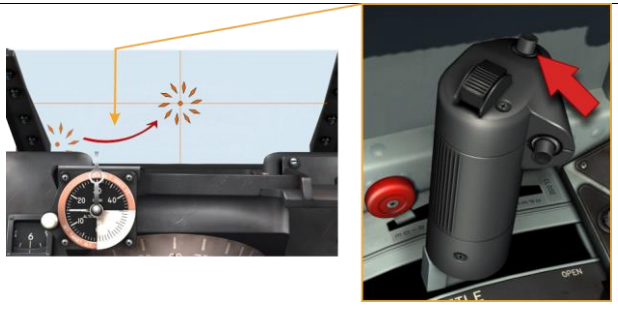
При действиях по наземным целям на высотах от 6000 футов и менее, работа дальномера является не устойчивой из-за эффектов помех земной поверхности.

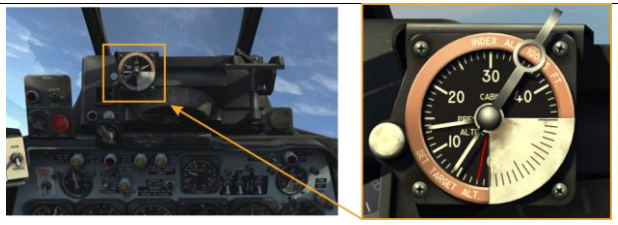
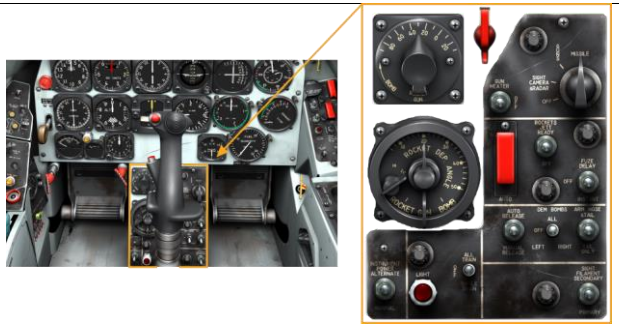
В этих случаях используется ручная установка дальности до цели выбор оптимального диапазона применения оружия.

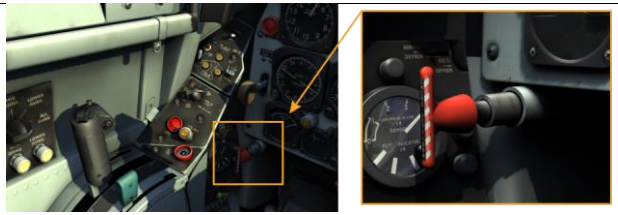
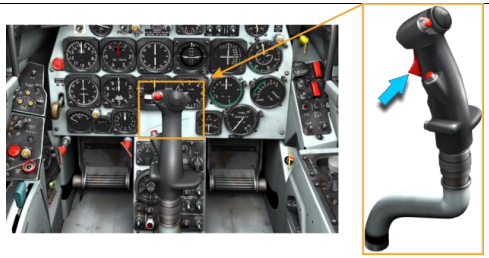
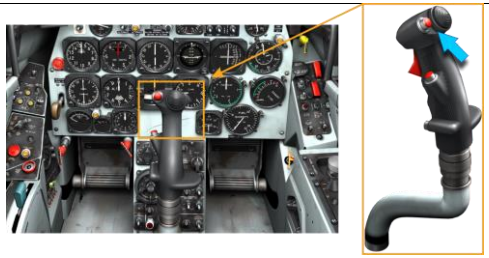
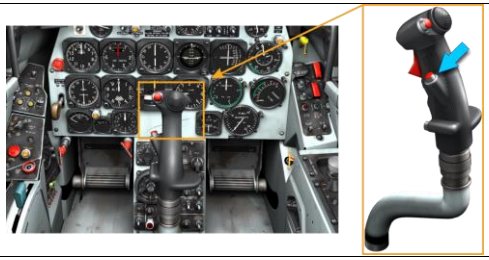
6.9. Объекты кабины, связанные с системой вооружения

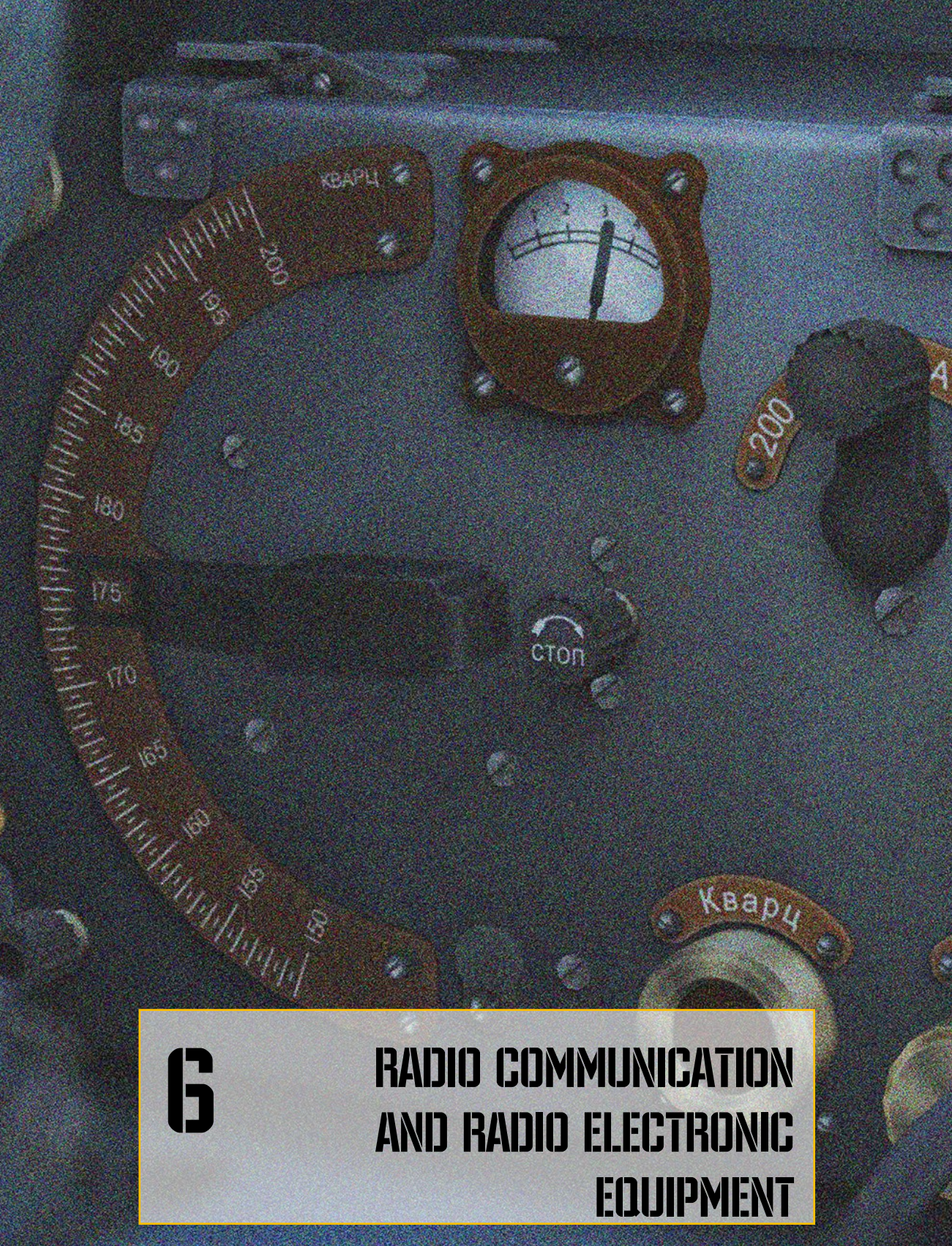
(Прицел, далее слева направо)

	1. Прицел А-4. Работает со всеми подсистемами вооружения
	2. Ракетный интервалометр. Элемент подситемы неуправляемого ракетного вооружения. Для установки номера первой стартующей НАР
	3. Вращающаяся ручка на РУД. Для ручного изменения дальности, вводимой в вычислитель прицела

	4. Кнопка электрического арретирования на РУД. Для электрического арретирования гироскопа прицела (позволяет не отрывать руки от органов упралвения для арретирования гироскопа)
	5. Щиток управления пулеметами. Элемент подсистемы стрелково-пушечного вооружения. Для выбора применяемых пулеметов
	6. Блок ввода ручной поправки в прицеливание при бомбометании. Элемент подсистемы бомбового вооружения, система бомбометания с ручным вводом прицельной поправки
	7. Панель управляемых ракет. Элемент подсистемы управляемого ракетного вооружения.

	8. Бомбовый высотомер. Элемент подсистемы бомбового вооружения, система бомбометания с ручным вводом прицельной поправки
	9. Панель управления системой маловысотного бомбометания. Элемент подсистемы бомбового вооружения, система LABS
	10. Авиагоризонт системы млаовысотного бомбометания. Элемент подсистемы бомбового вооружения, система LABS
	11. Центральная панель вооружения. Набор выключателей/ переключателей, управляющих режимами применения оружия и прицела

	12. Кнопка аварийного сброса подвесок. Элемент подсистемы управления сбросом, аварийный (от электроцепи) сброс бомб/ракет/топливных баков с держателей
	13. Ручка механического аварийного сброса. Элемент подсистемы управления сбросом, аварийный ручной сброс бомб/ракет/топливных баков с держателей
	14. РУС. Кнопка открытия огня из пулеметов и пуска УР
	15. РУС. Кнопка пуска НАР и сброса бомб
	16. РУС. Кнопка перебора целей для захвата радиодальномером



6 RADIO COMMUNICATION AND RADIO ELECTRONIC EQUIPMENT

7. RADIO COMMUNICATION AND RADIO ELECTRONIC EQUIPMENT

The radio communication

without turning off the device.

7.1. УКВ командная радиостанция AN/ARC-27

Обеспечивает двухстороннюю голосовую связь в диапазоне частот от 225 до 333,9 МГц между воздушными садами или воздушными судами и наземными станциями.

Пульт управления находится на правой панели и имеет три переключателя (Рис.):

переключатель режимов;

переключатель выбора каналов (количество предустановленных каналов – 18);

регулятор громкости.

Питание радиостанции обеспечивается от первичной шины.

Эксплуатация AN/ARC-27

1. Установить переключатель режимов в положение «T/R» (один приёмник) или «T/R + G REC» (два приёмника).

2. 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. Радиокомпас AN/ARN-6

Является навигационным средством и имеет индикатор на приборной панели и пульт управления на правой панели (Рис.)

Радиокомпас 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.

В режиме автоматического или ручного пеленгования.

Питание радиокомпаса обеспечивается от вторичной шины.

Эксплуатация RADIO COMPASS AN/ARN-6

1. Function Selector Switch (Переключатель режима работы) – в требуемое положение.

2. Band Switch (Переключатель диапазонов) – в требуемый диапазон.

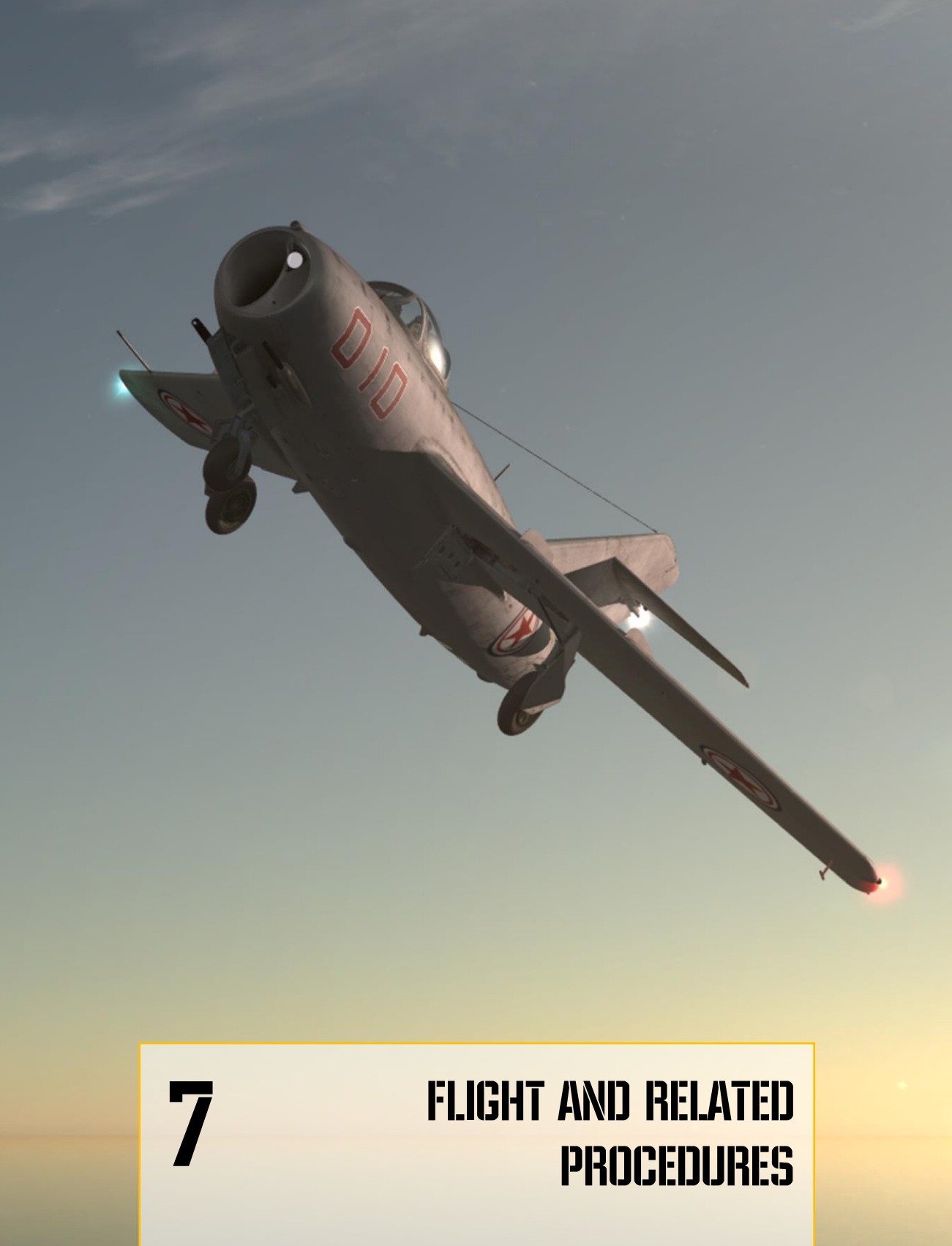
3. Volume Control (Регулятор громкости) – на максимум (вправо).

4. Tuning Switch (Регулятор частоты) – настроится на нужную станцию.

5. CW-VOICE Switch (Переключатель режима приёма) – в режим CW (тон, прослушиваются позывные), затем в режим VOICE.

6. При переключении Function Selector Switch в режим LOOP – отклонять антенну радиокомпаса в ручную регулятором LOOP L-R для пеленгации направления на станцию.

7. В положении OFF радиокомпас выключен.



7 FLIGHT AND RELATED PROCEDURES

8. FLIGHT AND RELATED PROCEDURES

8.1. Запуск двигателя

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

Необходимо:

1. Включить меню радиопереговоров **[\]**
2. Вызвать наземный персонал **[F8]**
3. Запросить электропитание **[F2]**
4. Подключить **[F1]**

Примечание. Перед запуском двигателя необходимо проверить давление в дублирующей бустерной гидросистеме. Установив переключатель в положение ALTERNATE.

Рис. 3 Для примера

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, убедится, что кран управления шасси находится в положении ВЫПУЩЕНО (вниз).

Порядок запуска двигателя

1. Рычаг управления двигателем - OFF (по умолчанию)
2. Переключатель ENGINE MASTER – ON

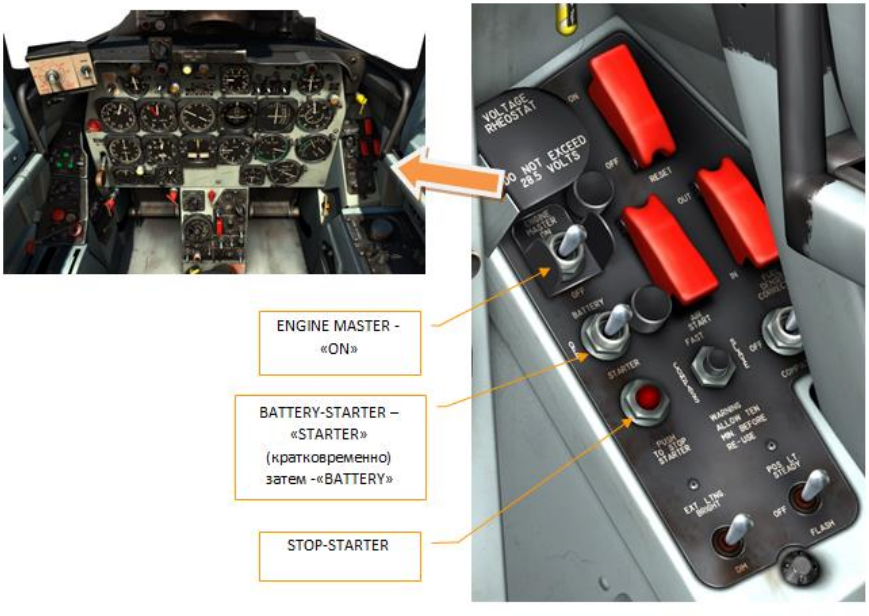


Рис. 4 Для примера

3. BATTERY-OFF-STARTER установить в положение STARTER (кратковременно), затем - BATTERY

Предупреждение

• Если напряжение в начале запуска падает ниже 15 вольт, немедленно прекратить запуск (нажать STOP-STARTER), для исключения выхода из строя реле стартер генератора.

• Ресурс стартера ограничен тремя запусками в течение 30 минут. После трёх запусков требуется время на охлаждение стартера в течение 30 минут.

4. На оборотах двигателя 3% - РУД в положение THROTTLE OUTBOARD **[Home]** (первое нажатие).

При этом включаются топливные насосы и активируется система зажигания.

5. На оборотах двигателя 6% - РУД в положение между IDLE и OFF **[Home]** (второе нажатие) .

Проконтролировать:

- расход топлива не превышает 500 – 800 фунтов в час (по расходомеру);

- рост температуры выходящих газов (по прибору контроля температуры). Если в течение 5 секунд не происходит рост температуры – нажать кнопку STOP-STARTER, для прекращения работы системы зажигания.

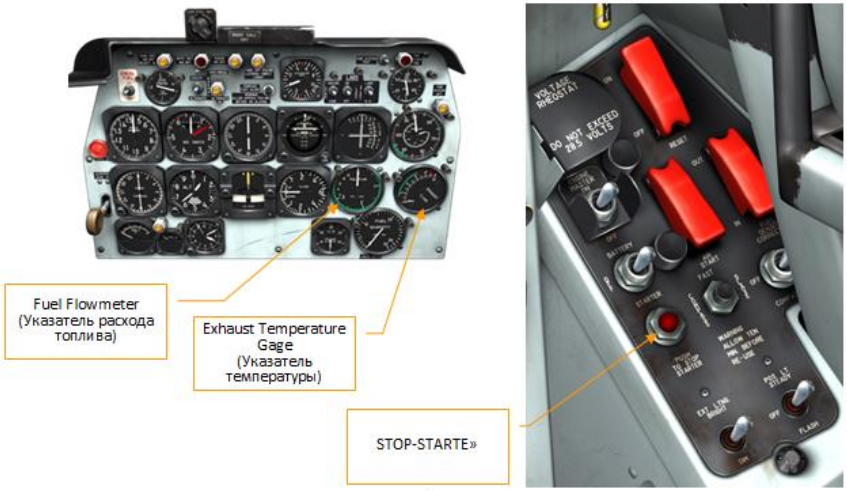


Рис. 5 Для примера

Очередная попытка запуска обеспечивается через 3 минуты.

6. Установить РУД в положение IDLE температура при этом должна быть в пределах 600 - 690°C

Предупреждение

• Если в течение 1 минуты обороты двигателя не вышли на обороты 23% - прекратить запуск.

• Использование кнопки STOP-STARTER при нормальном запуске двигателя может привести к выходу из строя системы зажигания.

Предупреждение.

Перегрев двигателя возможен в следующий случаях:

• Во время запуска двигателя (в течение 2 минут) температура по прибору 950°C и выше в течение 2 секунд и более.

• Во время работы двигателя, за исключением запуска:

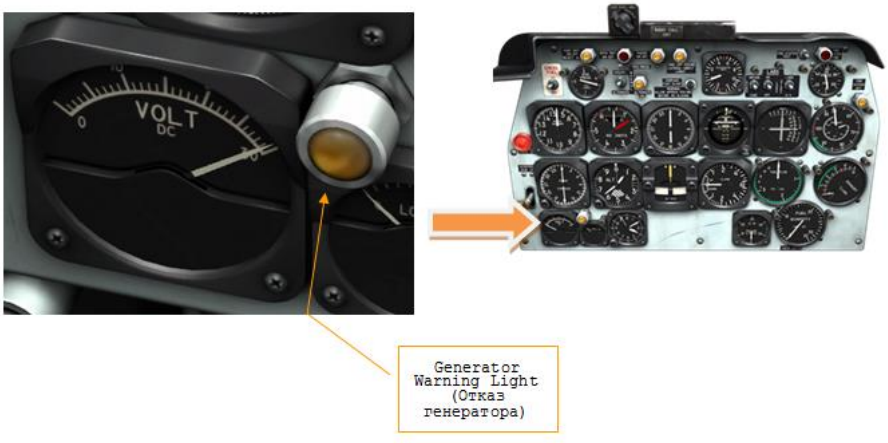
- 690°C до 750°C в течение 40 секунд и более;

- 750°C до 800°C в течение 10 секунд и более;

- 800°C и выше в течение 2 секунд и более

7. Проверить давление масла. Если нет давления масла в течении 60 секунд – выключить двигатель.

8. Проверить работу генератора (аварийная лампа генератора не горит).



Примечание

После запуска двигателя необходимо отключить наземное питание.

1. Включить меню радиопереговоров **[\]**
2. Вызвать наземный персонал **[F8]**
3. Запросить электропитание **[F2]**
4. Отключить **[F2]**

8.2. Проверка систем после запуска

Эксплуатация двигателя на земле

Прогрев двигателя не требуется.

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

- обороты 30 – 38 %; в зависимости от высоты аэродрома надо 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 приёмистости в диапазоне от IDLE (МГ) до 63%.

Проверка систем на земле

Во время запуска двигателя, указатель давления в гидросистеме показывает давление в дублирующей бустерной гидросистеме (при установке переключателя манометра гидросистемы перед запуском в положение ALTERNATE).

После запуска двигателя:

1. Проверки работы основной и дублирующей бустерной гидросистемы:

- установить РУД в положение IDLE (малый газ);

- переключатель манометра гидросистемы установить в положение NORMAL;

- переключатель Flight Control установить в положение RESET (убедиться, что лампа работы дублирующей бустерной гидросистемы не горит);

- переключатель Flight Control установить в положение NORMAL;

- подвигать ручкой управления во все стороны с визуальным контролем отклонения управляющих поверхностей, при этом, давление по манометру (после установки ручки управления в нейтраль) должно восстановиться в приделах 2850 – 3200 фунтов на квадратный дюйм.

Аналогично проверяется дублирующая бустерная гидросистема после установки: - переключателя Flight Control в положение ALTERNATE ON; - переключателя манометра гидросистеме в положение ALTERNATE.

После проверки бустерных гидросистем переключатель FLIGHT CONTROL установить в положение NORMAL.

2. Проверки общей гидросистемы:

- переключатель манометра гидросистемы установить в положение UTILITY;

- выпустить и убрать тормозные щитки;

- проконтролировать давление по манометру около3000 фунтов на квадратный дюйм;

- 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. Выруливание и руление

1. Перед выруливанием выпустит закрылки.

2. При страгивании с места необходимо увеличить обороты двигателя порядка 60% (для начала движения). Руление производится на IDLE (малом газу).

3. Для разворота самолёта в движении используются педали (на клавиатуре [Z] [X], на джойстике ось [RZ]) и кнопка управления разворотом носового колеса (клавиша [S], кнопка на джойстике [6]) 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 не зависимым 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 радиокомпаса должна показывать направление на выбранную радиостанцию.

Примечание

Расход топливо на рулении при работе двигателя на оборотах 35-45% приблизительно 3 галлона (20 футов) в минуту.

8.4. Перед взлетом

Проверить:

- закрылки выпущены;

- триммер установлен во взлётное положение.

Примечание.

Триммер выставляется следующим образом:

Двигаем ручку триммером на себя несколько за нейтральное положение до загорания жёлтой лампы Take-off Pos Ind. на приборной доске (лампа загорится и погаснет). (Взлётное положение стабилизатора – 2 град носком вниз). Лампа загорится при условии, что по направлению и крену триммера нейтрально.

- фонарь кабины закрыт;

- Gun Safety Switch (переключатель вооружения) в положении OFF;

- регулятор кислорода в положении NORMAL OXYGEN

- при вероятности обледенения на взлёте переключатель системы защитных экранов и антиобледенения двигателя в положение ANTI-ICE (при этом убираются защитные экраны);

- убедится что носовое колесо установлено по оси разбега;

- зажать тормоза 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.

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 – OFF для взлёта и выполнения полёта на основной топливной автоматике

Проверка работы двигателя перед взлётом

1. Установить рычаг 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°С.
- давление масла: 10 – 22 фунта на квадратный дюйм.

8.5. Взлет

1. Рычаг управления двигателем – на максимальный режим.
2. Отпустить тормоза.
3. Удерживать контроль за направлением.

В первой части разбега контроль за направление осуществлять управлением носовым колесом.

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 плавно взять ручку управления в положение «НА СЕБЯ» примерно на ½ хода с таким расчётом, чтобы носовое колесо поднялось на заданной скорости в зависимости от взлётного веса.

Таблица 1 Скорости подъёма носового колеса и скорости отрыва

Взлётные 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 движение ручки от себя), 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.

Следует избегать резких и длинных движений рулями на разбеге и во время отрыва самолёта от взлётной полосы.

Не убирать шасси до набора скорости, превышающей скорость отрыва для взлётного веса выше 5 узлов.

8.6. Набор высоты

После взлета 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.

Таблица 2 Приборной скорости оптимального режима набора высоты

ALTITUDE, 1000 FT	CAS (KNOTS)
SEA LEVEL	455
5	430
10	400
15	385
20	350
25	325
30	300
35	285
40	255
45	230
50	205
55	180

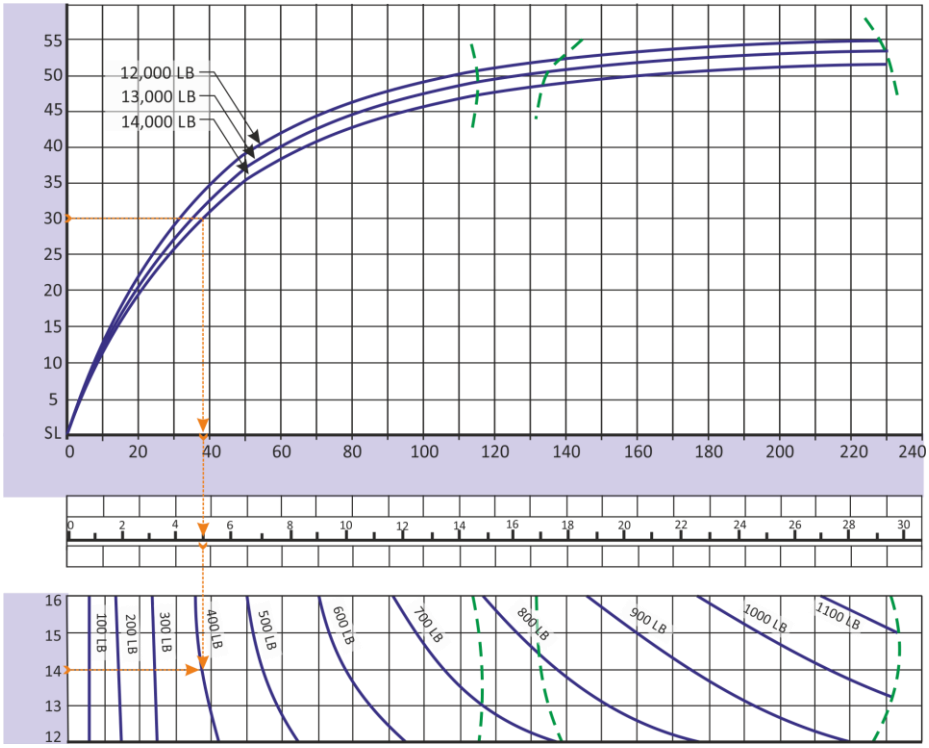


Рис. 6 Набор высоты

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 – 63% очень низкая, 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 так же выполнение самой посадки

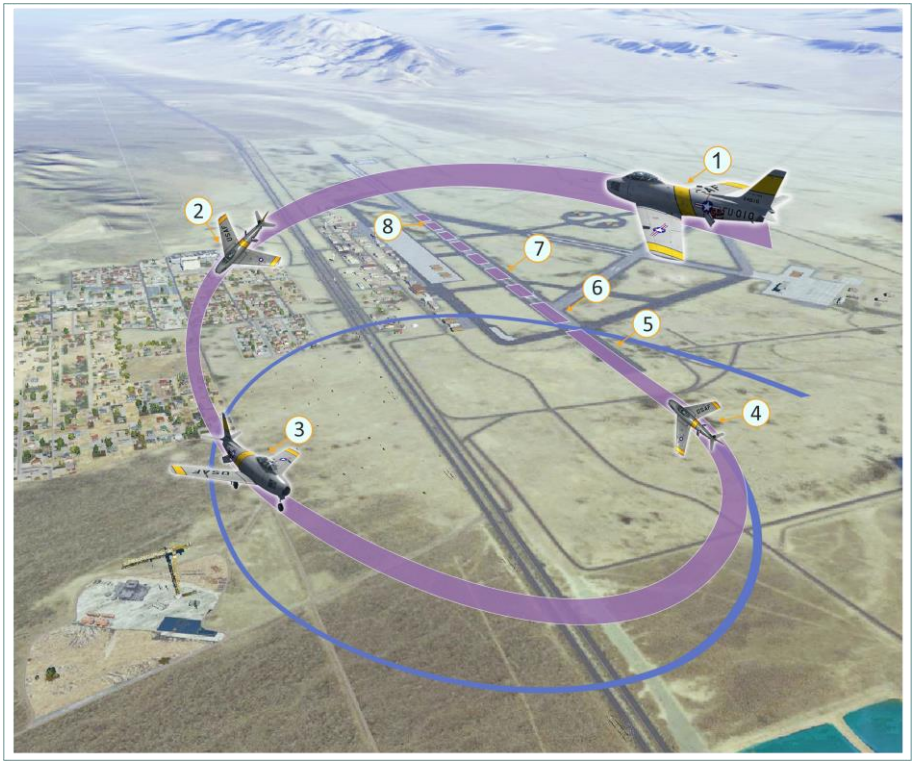


Рис. 7 Заход на посадку и посадка

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 расчетом, 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.

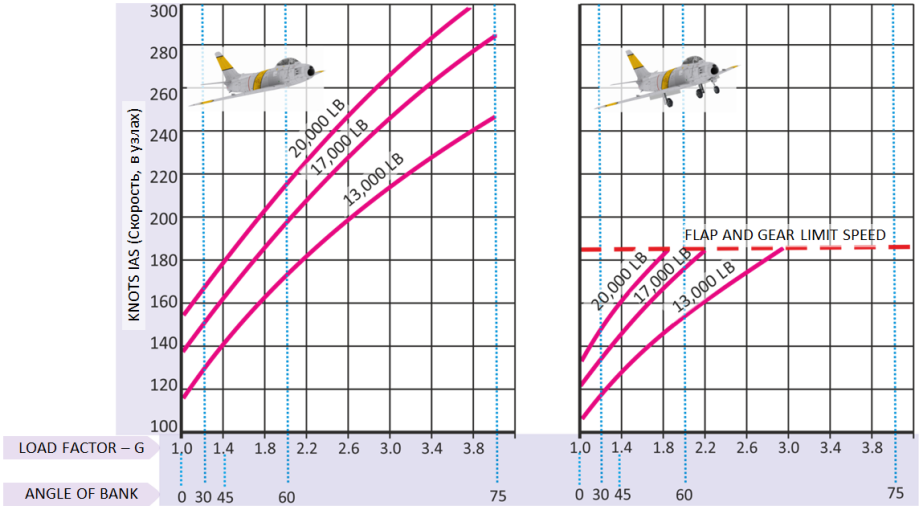
После сруливания с посадочной полосы убрать закрылки и тормозные щитки.

Предупреждение.

Не допускать потери скорости при заходе на посадку и до касания посадочной полосы ниже скорости сваливания (смотри график). Самолёт с выпущенными шасси и закрылками сваливается резко почти без предупредительной тряски.

Примечание.

При увеличении посадочного веса скорости по прибору при заходе на посадку и посадке будут несколько увеличены.



Скорости сваливания

8.8. Заруливание и выключение двигателя

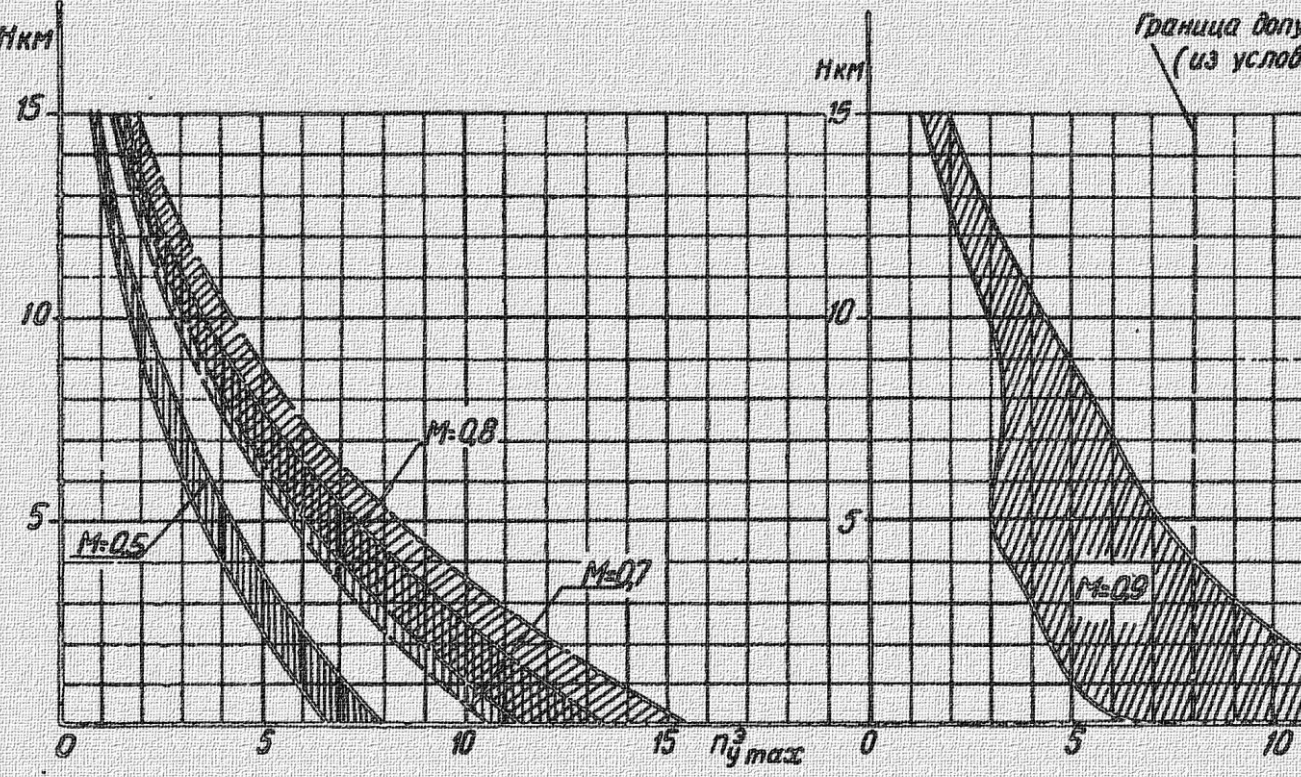
Процедура выключения двигателя выглядит следующим образом:

1. Установить рычаг управления двигателем в положение OFF **[End]**

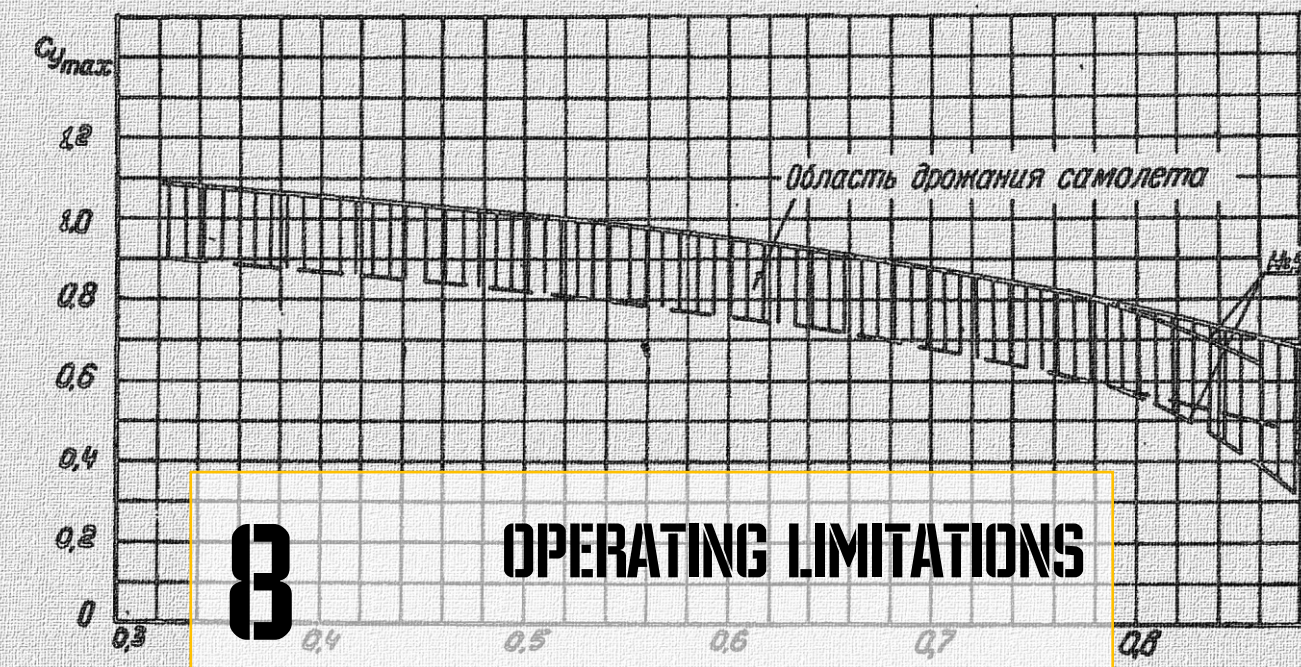
2. При уменьшении оборотов менее 10% ENGINE MASTER SWITCH в положение OFF

,

g ACBs.



Фиг. 184. Максимально возможные перегрузки самолета (значения n^3_y для M подсчитаны по $c_{y\,max}$, полученному на H=5200 м).
Самолет Миг-15 с РД-45Ф.



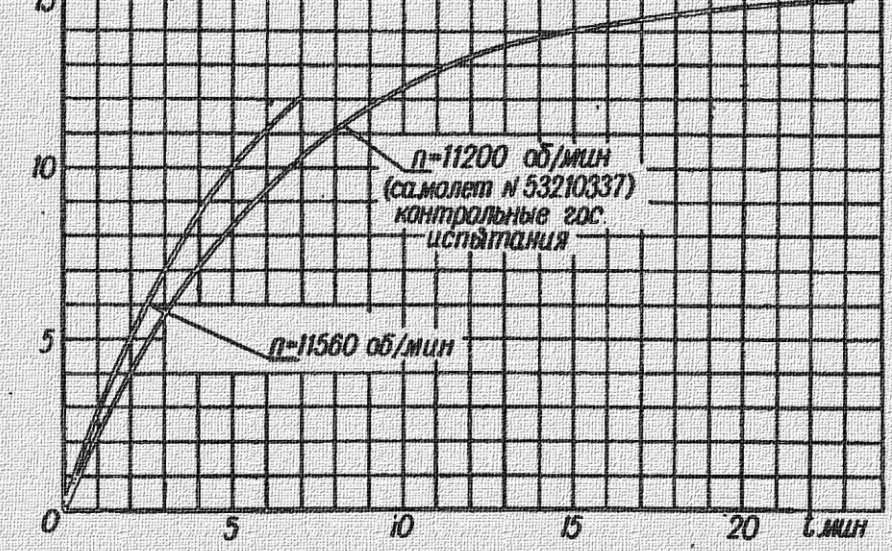
8 OPERATING LIMITATIONS

Фиг. 185. Коэффициент максимальной подъемной силы самолета.

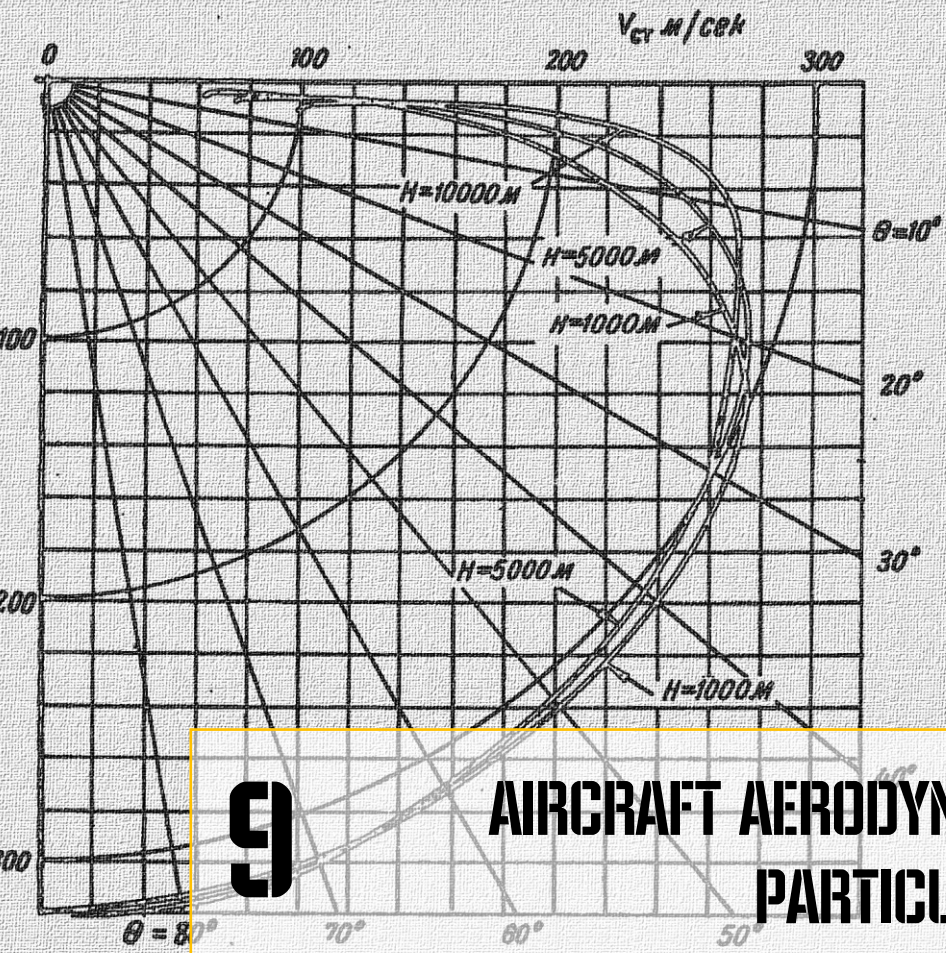
9. OPERATING LIMITATIONS

9.1.1. Primary limitations

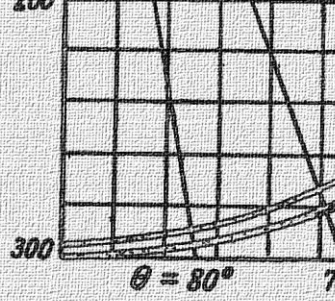
for level flight and maneuvering, except takeoff and landing, is set for the aircraft at IAS 300 km/h.



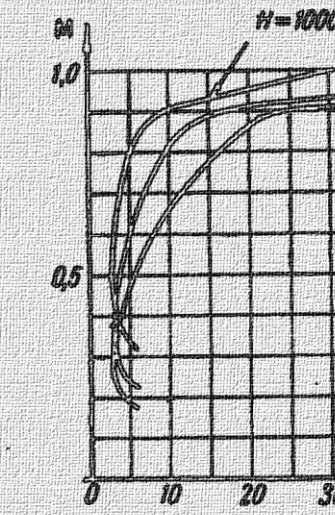
Фиг. 20. Время набора высоты самолетом.



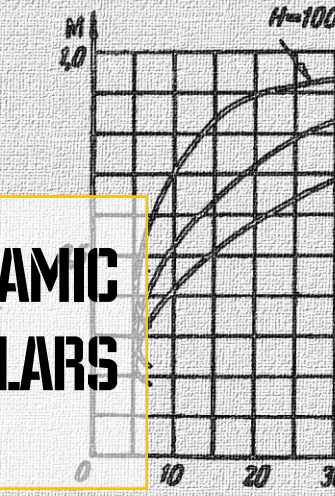
Фиг. 21. Указательница глиссад планирования самолета без тормозных щитков (по расчету). Малый газ



Фиг. 22. Указатель
с тормозными щ
($P_{мал. газ}$ = 75 кг); G_1 =



Фиг. 23. Числа М
(пикирования)
(по расчету). Малый
$G_б$ = 4



9 AIRCRAFT AERODYNAMIC PARTICULARS

10. AIRCRAFT AERODYNAMIC PARTICULARS

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, 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 жесткости на изгиб и кручение. Валежка сопровождается значительным снижением эффективности элеронов, связанным с волновыми эффектами и деформировании крыла при их отклонении.

Влияние сжимаемости воздушного потока на характеристики продольной устойчивости и управляемости самолета при больших скоростях полета остается незначительным вплоть до числа Маха 0,95. При дальнейшем увеличении числа Маха самолет проявляет повышенную тенденцию к кабрированию, компенсация которого требует дополнительных давящих усилий на ручку управления.

В связи с указанными особенностями поведения самолета 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. Маневренность

Во всем 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 маневренностью во всем 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.

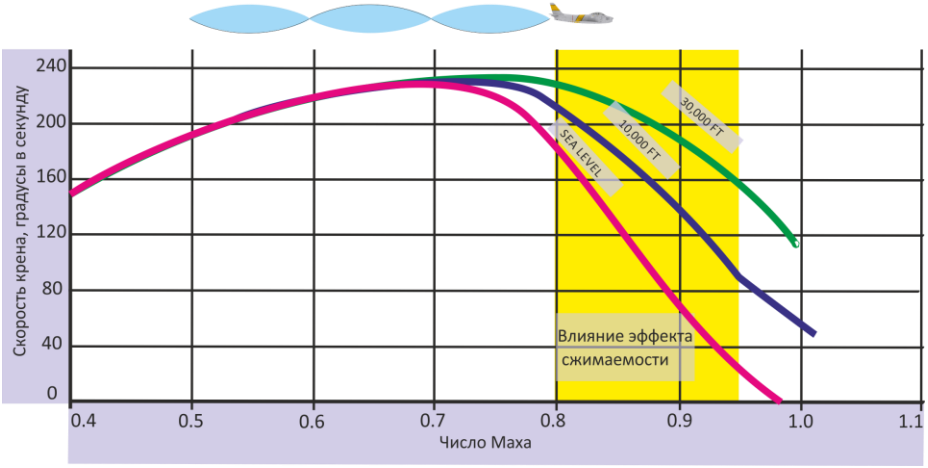


Рис. 8 Располагаемая скорость крена

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 будем ещё большим, т.к. лобовое сопротивление уменьшиться.

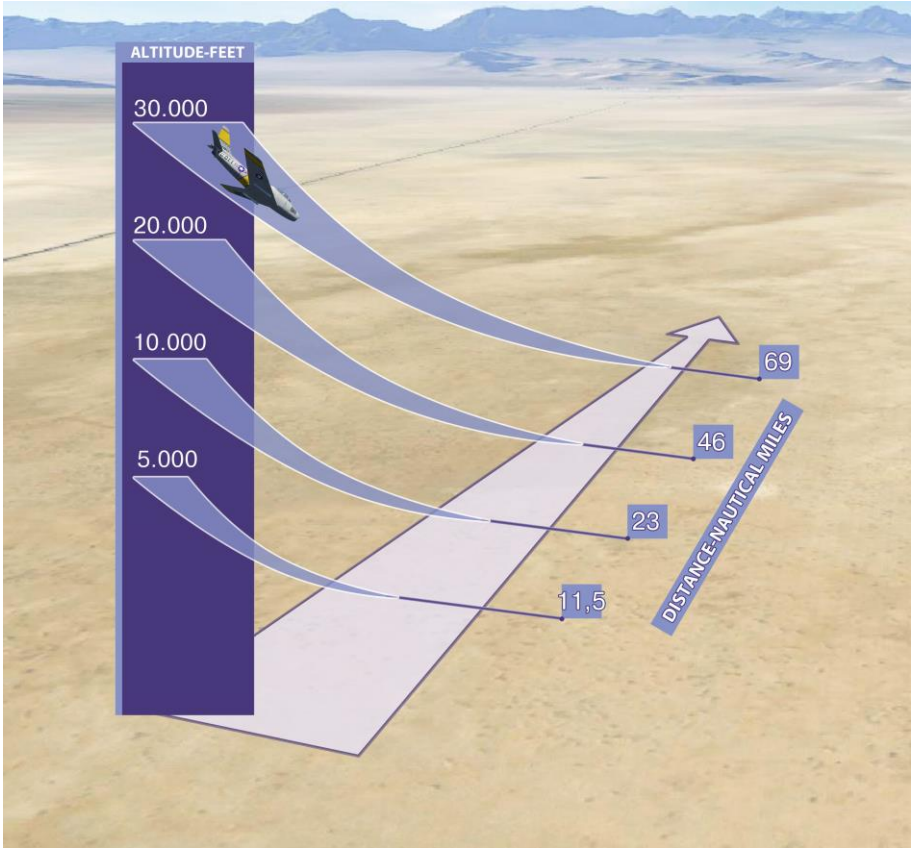
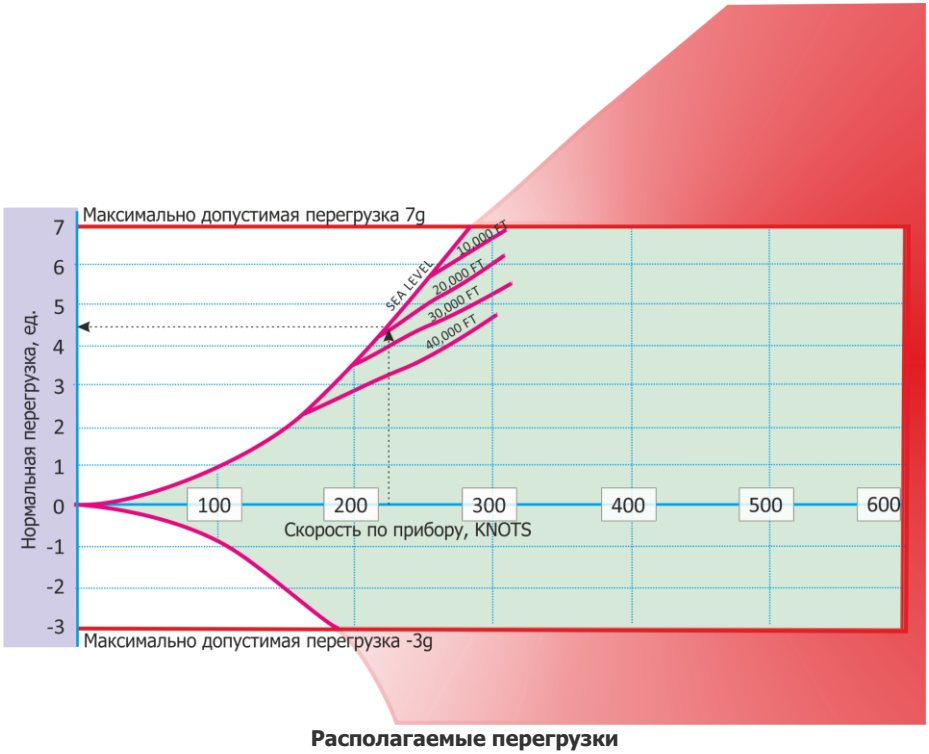


Рис. 9 Дальности планирования с выключенным двигателем в зависимости от начальной высоты

10.1.4. Превышение допустимых перегрузок

Характерной особенностью самолёта является повышенная реакция на движения ручки управления в продольной канале. Эта особенность может привести к выходу самолёта на режимы сваливания или превышения эксплуатационной перегрузке.

Скорости и высоты с характерными ограничениями по перегрузкам изображены на графике.



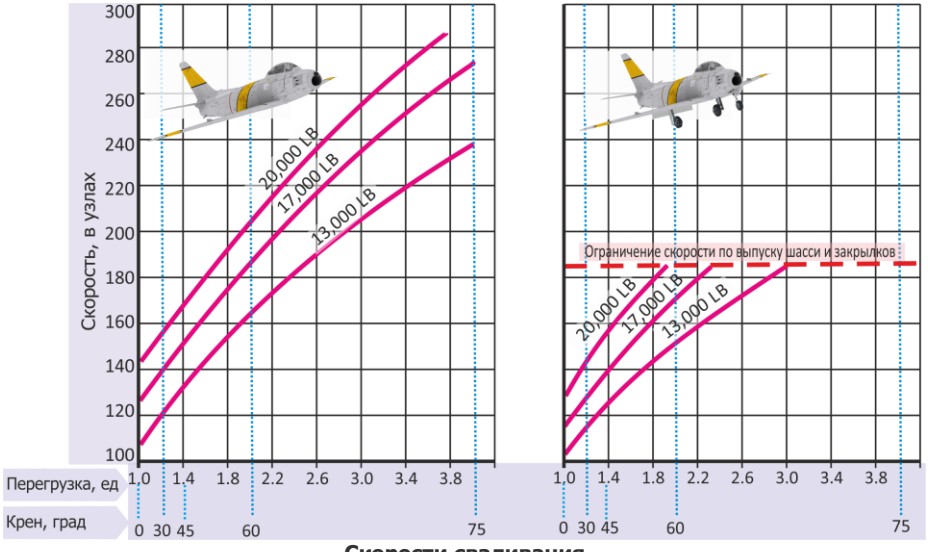
Располагаемые перегрузки

Предупредительным фактором выхода за ограничение по перегрузке является начинающийся срыв с крыла, сопровождающийся тряской и тенденцией к сваливанию. Пилотирование на режиме тряске возможно, но требует повышенного внимания за поведением самолёта и своевременному уменьшению перегрузки при уменьшении приборной скорости полёта.

10.1.5. Сваливание

Сваливание происходит довольно резко в любую сторону с опусканием носа самолета 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.



Скорости сваливания

Сваливание в горизонтальном полёте при работе двигателя на максимальном режиме происходит на меньшей скорости в любой конфигурации. Это объясняется тем, что при полете на положительных углах атаки есть вертикальная составляющая от тяги двигателя, уменьшающая величину потребной подъемной силы и, как следствие, величину потребного угла атаки.

Отсутствие внешних подвесок уменьшает скорость сваливание 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 всем 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 градусов 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 градусов 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 нейтральной положение. При этом самолёт, как правило, выходит из штопора самостоятельно с некоторой задержкой.

Для управляемого вывода из штопора рекомендуется:

- установить рычаг управления двигателем в положения «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.

10.1.9. Запрещённые манёвры

На самолёте запрещено выполнять следующие манёвры:

- быстрые бочки и другие резкие манёвры;

- перевёрнутый полёт или любой другой манёвр с отрицательной перегрузкой продолжительностью более 10 секунд, поскольку не обеспечивается непрерывная подача топлива к двигателю;

- продолжительное вращение по крену с некоторыми вариантами подвесок.

.

10 COMBAT EMPLOYMENT

11. COMBAT EMPLOYMENT

11.1. Применение пулеметов

11.1.1. Стрельба из пулемётов 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).

При использовании радара необходимо:

1. Проверить лампу RADAR INV OFF на приборной панели – OFF (не горит)

.
2. Перед применением прицела переключатель Gun-Missile Selector Switch на центральном пульте вооружения в положение SIGHT CAMERA&RADAR

(для раскрутки гироскопа и подготовки оборудования). Перед включением, гироскоп должен быть механически зааретирован (в положении CAGE) (на прицеле)
3. Переместить рычаг механического арретирования в положение UNCAGE
.

4. Отрегулировать яркость прицельного кольца Sight Reticle Dimmer Control Knob (Регулятор яркости сетки) – увеличение по часовой стрелке .

5. На блоке настройки прицела (Sight Selector Unit):
   - переключатель выбора оружия, работающего с прицелом (Sight Function Selector Lever) в положение GUN ,
   - переключатель настройки скорости цели (Target Speed Switch)в положение LO или HI .

6. Gun-Missile Selector Switch в положение GUNS .

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 **[Tab]** (если было не стабилизировано).

9. После индикации захвата цели на прицеле (загорания лампы Radar Target Indicator Light – ON), дальность при этом примерно 4800 футов (1460 метров), 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 **[Space]**

Примечание. Для переключения прицла в режим применения бомб нажать **[D]** или установить переключатель Sight Function Selector Lever – Bombs.

11.1.2. Стрельба из пулемётов без применения радара

1. Установить базу цели, переместив Wing Span Adjustment Knob (Регулятор установки базы цели (размаха крыла)) на прицеле на нужное

значение :

- wing span decrease (увеличение размаха крыла) - **[/]**
- wing span increase (уменьшение размаха крыла) – **[,]**

2. Нажать и удерживать кнопку Sight Electrical Caging Button

(электрического арретирования) для стабилизации прицельного кольца **[Tab]** (если было не стабилизировано).

3. Регулятором Manual Ranging Control (Ручной ввод дальности)

непрерывно обрамлять цель и начать сопровождение цели до оптимальной дальности стрельбы.

- manual range decrease (уменьшение дальности) - **[.]**
- manual range increase (увеличение дальности) - **[;]**

4. Отпустить кнопку Sight Electrical Caging Button (электрического арретирования) **[Tab]** для начала сопровождения цели прицелом.

5. После начала сопровождения цели прицелом через одну

секунду открыть огонь .

11.2. Применение бомбового вооружения

В параграфе рассмотрены порядок действий во время применения бомбового вооружения с использованием трех различных систем прицеливания и аварийного сброса.

11.2.1. Применение бомб с использованием прицела (без использования ручного ввода прицельной поправки)

При использовании радара необходимо:

1. Проверить лампу Radar Inv Off на приборной панели – OFF (не горит)

.

2. Перед применением прицела переключатель Gun-Missile Selector Switch на центральном пульте вооружения установить в положение SIGHT CAMERA&RADAR

(для раскрутки гироскопа и подготовки оборудования). Перед включением гироскоп должен быть механически зааретирован (рычаг в положении CAGE) (на прицеле).

3. Переместить рычаг механического арретирования в положение UNCAGE .

4. Отрегулировать яркость прицельного кольца Sight Reticle Dimmer Control Knob (Регулятор яркости сетки) – увеличение по часовой стрелке .

5. Camera Lens switch as desired.

6. Переключатель Demolition Bomb Release Selector Switch AUTO MANUAL – в зависимости от выбранного способа сброса

.

7. Установить последовательность сброса переключателем

Demolition Bomb Sequence Selector Switch ALL- LEFT – RIGHT. Проверить положение переключаетля Fragmentation Bomb Selector Switch

– должно быть OFF (в случае реализации в игре).

8. На SIGHT SELECTOR UNIT (Блок настройки прицела) установить переключатель Sight Function Selector Lever в положение BOMB
.

9. Перед вводом в пикирование установить переключатель

активного взрывателя для бомбы Bomb-arming Switch в требуемое положение (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 **[Tab]** (если было не стабилизировано).

10. Перевести самолет в пикирование на цель с оптимальным углом пикирования (обеспечивающего визуальный контакт с целью). После наблюдения

12. На боевом курсе удерживать центральную точку прицельного кольца на цели и затем отжать (отпустить) кнопку арретирования **[Tab]** – разарретировать прицел – для начала работы считающего устройства.

13. Если был выбран автоматический сброс, нажать кнопку сброса **[RAlt+Space]** и выдерживать центральную метку на цели. Сброс произойдёт автоматически, определяется по погасанию прицельного кольца.

14. Если выбран ручной сброс, необходимо выдерживать центральную метку на цели до её погасания (это происходит в расчётной точке сброса) и нажать кнопку сброса **[RAlt+Space]**.

15. Произвести выход из атаки

Примечание. Для переключения в режим применения пулемётов нажать **[Enter]** или установить переключатель Sight Function Selector Lever – GUN

11.2.2. Применение бомбового вооружения с использованием системы LABS

1. На дальней границе досягаемости средств ПВО малой дальности (за 10-12км) занять предельно-малую высоту (вариант), установить скорость 400 узлов.

2. Включить систему LABS

, кроме выключателя Gyro Caging Switch (оставить в положении CAGE).

3. На центральной панели вооружения переключатель порядка сброса фугасных бомб (Demolition Bomb Sequence Selector Switch) установить в положение, отличное от OFF.

4. Разарретировать гироскоп LABS, для чего сбалансировать самолет в ГП на скорости 400 узлов, максимально точно установить крен, равный 0

и разарретировать гироскоп LABS, установив в положение UNCAGE

.

5. Вывести самолет на цель, контролировать режим полета по скорости, выдерживая скорость 400 узлов.

6. Проходя над центром цели зажать кнопку сброса/пуска ракет на РУС
и немедленно начать увеличение тангажа с таким расчетом, чтобы через 2 секунды достигнуть перегрузки 4 ед, одновременно выполнить увеличение тяги двигателя до максималной.

7. В процессе увеличения угла тангажа распределять внимание между прибором перегрузки (4ед) и индикатором крена на LABS, выдерживая заданные значения (G=4ед, крен 0°).

8. Сход бомбы произойдет на высоте примерно 4600 ft и угле тангажа 110°. Далее, бомба с углом бросания к горизонту примерно 80° и начальной скоростью 260узлов выполнит полет к цели по параболлической траектории, см. Figure 11.1.

Figure 11.1. Принципиальная схема применения системы LABS.

9. После схода бомбы выполнить полубочку (вариант) и уход от цели.

При должном навыке отклонение бомбы от цели (в нашей модели) не превышает 60-70м.

Во время выполнения маневра для сброса бомбы с использованием LABS индикатор по крену необходимо выдерживать макимально точно на нуле, выполняя коррекцию положения мельчайшими движениями РУС. При этом также не упускать из виду значение перегрузки 4ед.

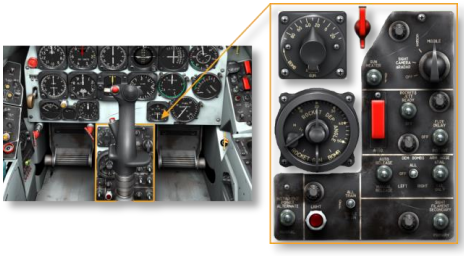
Прибор показывает "куда отклонен самолет", см. Figure 11.2.

Figure 11.2. Показания индикатора крена LABS в левом крене 35°

Т.е. индикатор "идет за РУС", поэтому надо стремиться РУСом как бы "вытягивать" индикатор из крена и удерживать его в центре.

11.2.3. Применение бомбового 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

.

Рассмотрение действий будет показно на примере подготовки к бомбометанию для условий: цель расположена на холме высотой 1400ft над морем, принято решение выполнить атаку цели с пикирования, угол 60°, ввод в пикирование с высоты 15.000ft над целью.

Действия

1. Включить главный переключатель вооружения в положение SIGHT

CAMERA RADAR для прогрева прицела .

Отрегулировать яркость прицельного кольца на прицеле .

2. Рычаг механического арретирования на прицеле в положение UNCAGED (вправо) .

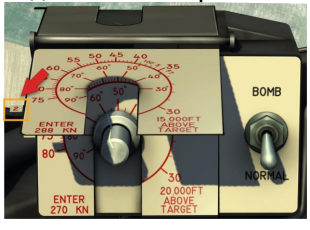
3. Установить режим работы прицела в положение GUN (SIGHT SELECTOR UNIT (Блок настройки прицела)) .

4. Режим сброса бомб установить в положение MANUAL RELEASE
.

5. Установить время задержки детонации бомбы NOSE & TAIL или TAIL ONLY
.

6. На пульте МРС переключатель в положение BOMB

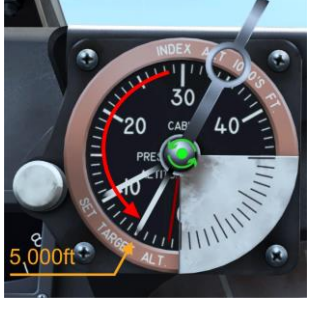
.

7. На пульте МРС выбрать необходимый калиброванный циферблат в зависимости от условий атаки 

(для условий примера – 15.000ft).

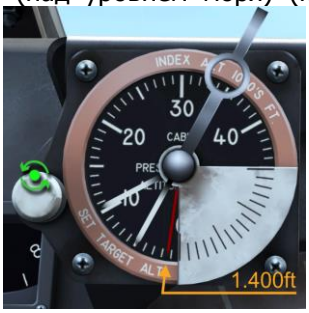
8. На пульте МРС в зависимости от предполагаемого угла пикирования (для условий примера – 60°) на цель (внутренняя шкала) определить индекс высоты (сотни футов) по внешней шкале

, получаем 5.000ft.

9. Установить найденное значение индекса высоты на бомбардировочном высотомере (внимание: шкала размечена в тысячах футов), поворачивая стрелку с кольцом на хвостовике 

.

Для ускорения вращения стрелки колесом мыши можно использовать LShift.

10. Установить высоту цели (над уровнем моря) (красная стрелка) при помощи рукоятки слева 

, для заданных условий 1.400ft.

11. Установить скорость (в соответствии с выбранным калиброванным циферблатом), для заданных условий – 288kN

выпустить воздушные тормоза и спикировать на цель (одновременно уменьшив обороты до малого газа).

Ввод в пикирование выполнять, используя маневр "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

неоходимо выдерживать линию "60" параллельно горизонту. Для удобства использования данной функции необходимо настроить функцию быстрого взгляда.

При росте скорости угол пикирования может уменьшаться, поэтому необходимо следить за углом и вовремя вводить необходимые поправки. На каждые 10° увеличения угла снижения от расчетного 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 рассчитанной высоты сброса

– нажать кнопку сброса бомбы 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)

установлено лбое положение положение **кроме OFF;**
- на переключателе режима пуска HAP (Rocket Release Selector Switch)

положение **OFF.**

11.2.5. Аварийный сброс бомб

Аварийный сброс осуществляется с пульта управления подвесками (левая консоль перед РУДом)

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 BOMB-ARMING (выбор задержки взрывателя фугасных бомб) в положении OFF.

Сброс осколочных бомб от кнопки на РУС на невзрыв невозможен (в случае их реализации). Однако, если сбросить бомбы вместе в 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 переключатель DEMOLITION BOMB SEQUENCE SELECTOR (последовательности сброса) в положении ALL.

11.3. Применение НАР

11.3.1. Применение ракет с использованием прицела

Для применения ракетного вооружения прицел и органы управления вооружением должны быть установлены следующим образом:

1. Проверить лампу Radar Inv Off на приборной панели – OFF (не горит)

.

2. Перед применением прицела переключатель Gun-Missile Selector Switch на центральном пульте вооружения в положение SIGHT CAMERA&RADAR

(для раскрутки гироскопа и подготовки оборудования). Перед включением, гироскоп должен быть механически заарретирован (в положении CAGE).

3. Переместить рычаг механического арретирования в положение UNCAGE
.

4. Отрегулировать яркость прицельного кольца Sight Reticle Dimmer Control Knob (Регулятор яркости сетки) – увеличение по часовой стрелке .

5. Переключатель Rocket Intervalometer (на левом борту в положение 1 (или 9 при наличии подвесных баков)

.

6. На блоке настройки прицела (Sight Selector Unit): переключатель Sight Function Selector Lever в положение ROCKET

;

7. На блоке настройки прицела (Sight Selector Unit): ручкой настройки угла прицеливания для HAP (Rocket Setting Lever) установить поправку на понижение HAP

:

- на дальностях стрельбы 5.000–6.000ft и углах пикирования до 20° установить 35–40mil,
- на углах пикирования 30–40° установить 25–35mil).

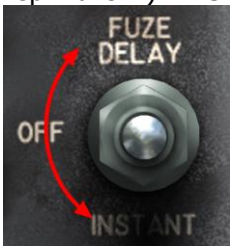
8. Переключатель Rocket Release Selector Switch в положение AUTO (закрыт красным колпачком) или SINGLE

.

9. Переключатель Rocket jettison switch – OFF (выключен)

.

10. Переключатель Rocket Fuze Delay Setting (задержка взрывателя)– INSTANT (мгновенно) или DELAY (с задержкой)



.

11. Рассчитать подход к цели, обеспечивающий оптимальный угол пикирования при атаке (обеспечивающий визуальный контакт с целью).

12. Перед вводом в пикирование нажать и удержикать кнопку Sight Electrical Caging Button (электрического арретирования) для стабилизации прицельного кольца **[Tab]** (если было не стабилизировано).

13. На боевом курсе удерживать центральную точку прицельного кольца на цели и отпустить кнопку Sight Electrical Caging Button **[Tab]** 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 **[D]** или установить переключатель Sight Function Selector Lever – Bombs.

Для переключения прицела в режим применения пулемётов нажать **[Enter]** или установить переключатель Sight Function Selector Lever – 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:

- на переключателе порядка сброса фугасных бомб (Demolition Bomb Sequence Selector Switch)

установлено положение **OFF;**
- на переключателе режима пуска НАР (Rocket Release Selector Switch)

любое положение **кроме OFF**;

- на интервалометре ракетного вооружения

(Rocket Intervalometer) установить 9.

11.4. Применение УРВ

11.4.1. Применение управляемых ракет "воздух-воздух" GAR-8

Fire missiles as follows:

1. Turn gun-missile selector switch to MISSILE.
2. Move sight mechanical caging lever to CAGE.
3. When approaching target area, move missile safe switch to ARM and missile control switch to LH & RH or RH.
4. Turn volume control knob so that background signal is at low audio level.
5. Use A-4 sight to track target.
6. Listen for missile "ready" tone in headset (This signal indicates that the missile has detected an infrared target.) Care must be used in determining that the "ready" signal is due to radiation from the intended target and not from infrared background. Readjust "ready" signal as desired.

NOTE The missile can distinguish the target from an infrared background under conditions the pilot cannot distinguish with the "ready" tone. However, firings during these conditions must be made from within the missile firing envelope.

- The missile can detect targets that may be outside of its effective range.

- If target is within range, but no "ready" tone is heard and doubts exist as to proper missile operation, move missile control switch to RH, if LH & RH was previously selected.

7. Press trigger to second detent and hold until missile is seen leaving airplane.

8. When missile firing is completed, return missile safe switch to SAFE, and gun-missile selector and missile control switches to OFF.

11.5. ТАКТИКА ПЕРВЫХ РЕАКТИВНЫХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ

Послевоенное массированное перевооружение военно-воздушных сил на реактивные самолеты, как ни странно, первоначально не вызвало существенных изменений в тактике действий боевой авиации. Несмотря на то, что новые истребители по своим летно-техническим качествам значительно превосходили поршневые машины военной поры, основные принципы ведения воздушного боя остались прежними.

Вызвано это было тем, что основным вооружением реактивных самолетов по-прежнему являлись пушки и пулеметы. 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 самолетов и необходимость обеспечения свободы маневра, 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 полета. 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 протяженности боя, большой проблемой стало управление рассредоточенным боевым порядком истребителей в воздухе. Высокие скорости полета, 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 все более значительную роль в воздушном бою играет наземный командный пункт, оснащенный радиолокационными средствами.

11.5.3. Основными задачами НКП стали:

- поддержание постоянного контакта с летчиками;

- наведение самолетов на авиацию противника;

- вывод своих самолетов 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 летчиками участником воздушного боя. Часто он играл определяющую роль в его исходе.

11 FEATURES OF DCS: MiG-15bis

12. FEATURES OF DCS: F-86F

12 EMERGENCY PROCEDURES

13. EMERGENCY PROCEDURES

COMRADE PILOT!

n case of a landing with a working engine, after having ensured that the predicted trajectory is correct, switch the engine off.

13 HOW TO PLAY

14. HOW TO PLAY

To Important notice

14.1. General information

This game is a first-person aircraft simulation, where the player controls an airplane and interacts with cockpit objects with the help of various game controllers (joysticks, pedals, touchpads, etc.), keyboard and mouse.

It is possible to set an external camera (relative to the airplane's cockpit) in any place of the game world to observe the player's airplane and other objects in the world.

The simulation gives the player the unique opportunity to control an airplane in real-time in the same way a real pilot does. The player has to interact with cockpit objects, distribute his/her attention between the cockpit and the outside world at every stage of the flight – from engine startup to taxiing to the parking spot after landing. In addition, there are scenarios where the player has to interact with and give orders to wingmen (player's squadron pilots).

The game can be played in single-player mode (the player is alone in the simulated world, everything else is controlled by the AI) or in multiplayer mode (there are several human players connected via the internet, other objects are controlled by the AI).

When a module is purchased, it has to be installed and activated as a module to DCS World. The main documents, describing the activation procedure, the main window functions, game settings, mission editor, and the setup of game controllers are located in the "Doc" folder inside the game installation directory. Each document describes a certain game functionality:

a) how to install and activate the game

b) **DCS World Activation Guide EN.pdf**;

c) the main game window and mission editor functionality

d) **DCS User Manual EN.pdf**;

e) setup of game controllers

f) **DCS World Input Controller Walk Through EN.pdf**;

g) Airfields radio equipment and beacons

h) **DCS World List of all available Beacons EN.pdf**.

For a player to find himself in the cockpit it is necessary to start relevant mission (scenario) under control of the DCS World shell. Missions can be built-in in the game (supplied with the module installation package), downloaded from the internet or developed independently. A set of related missions is called a campaign. The user can create a mission (campaign) by himself, using the MISSION EDITOR (ME) tools. Usage of the mission editor is described in the document **DCS User Manual EN.pdf**

Interaction between player and virtual cockpit

Inside the cockpit, the player can **control the aircraft**, **cockpit objects** and **virtual pilot head position** (views). All these functions can be implemented by means of keyboard only, mouse, joystick or by their various combinations. It is recommended to use a joystick for controlling the aircraft for the best possible game experience.

The mouse can be used in the following two modes:

- control various objects in the clickable cockpit;
- control virtual pilot head position (view control, "mouse view").

The player can switch between these two modes at any time by pressing the keyboard combination **[LAlt+C]** or by a double-click of the mouse wheel.

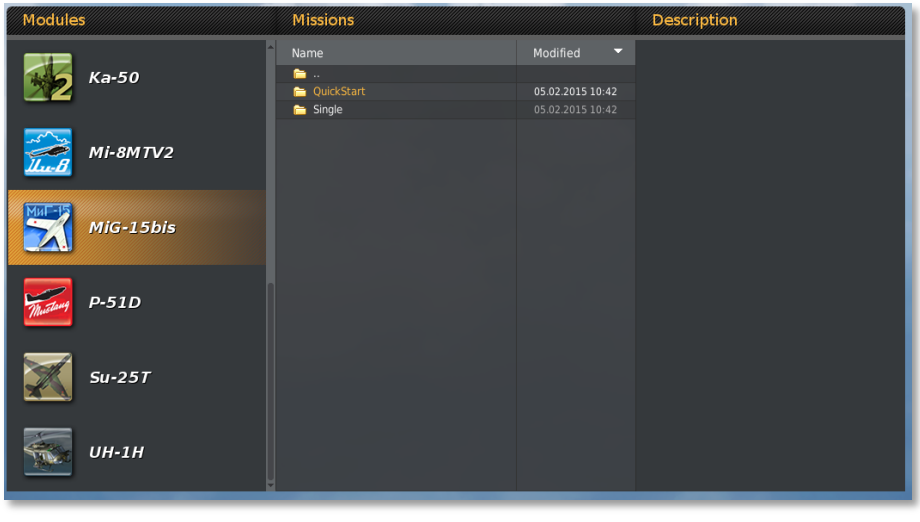
14.2. Built-in missions

The game comes with a set of built-in missions: training missions, ordinary missions and a campaign. Non-training missions (e.g. campaign) usually assume that the player is already familiar with the airplane and willing to try a scenario on his own.

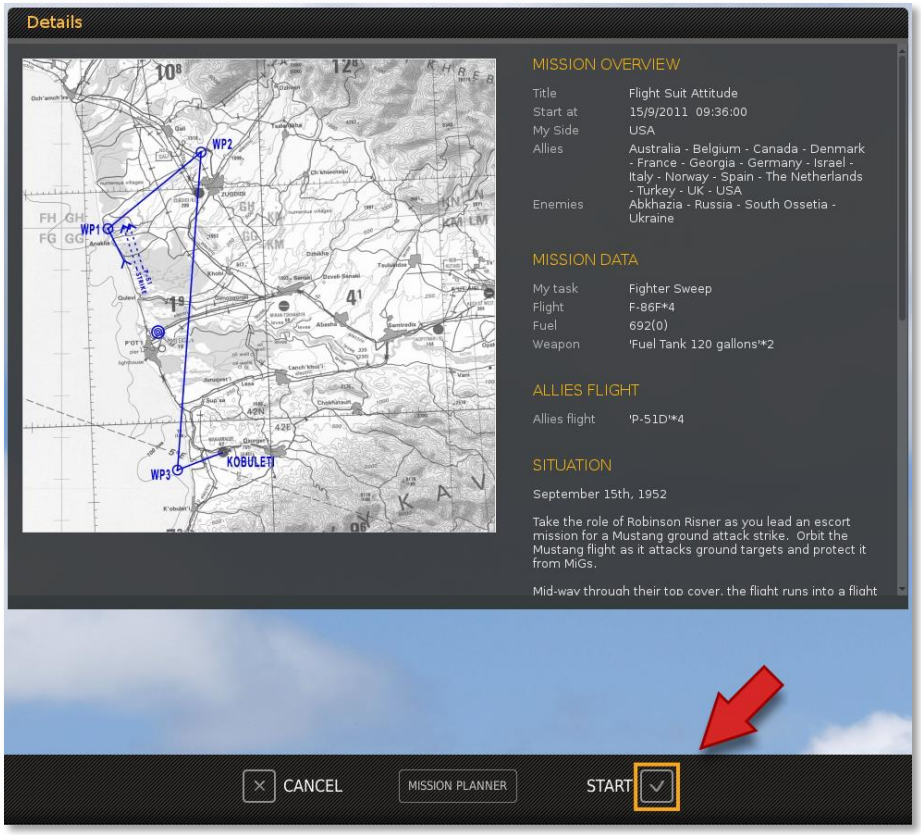
Procedure for built-in mission start:

1. Start DCS World. When in the main menu, one can either start a training mission by selecting TRAINING or ordinary missions by selecting INSTANT ACTION or MISSION.

2. To choose a mission, it is necessary to select the desired module on the left and then pick a mission from the corresponding folder (the example below contains the folders "QuickStart" and "Single"):



3. When the mission is selected, a briefing window with a START button, which is used to start the mission, appears on the screen:



14.3. Controlling airplane and various cockpit objects

The airplane is controlled by means of the control stick, throttle and pedals. The stick is used to control roll (rotation around the axis running from the nose to the tail) while turning the airplane and pitch (nose up or down around the axis running from wing to wing) thus creating dive and climb moments. The throttle handle is used to control engine power (thrust) when necessary to increase or decrease translational speed. The pedals are used to control yaw (nose left or right around the axis running up and down) and to compensate sliding. Besides that, they are used to control wheel brakes separately while taxiing (simultaneously with rudder).

14.3.1. Controlling airplane with joystick

Roll Pitch

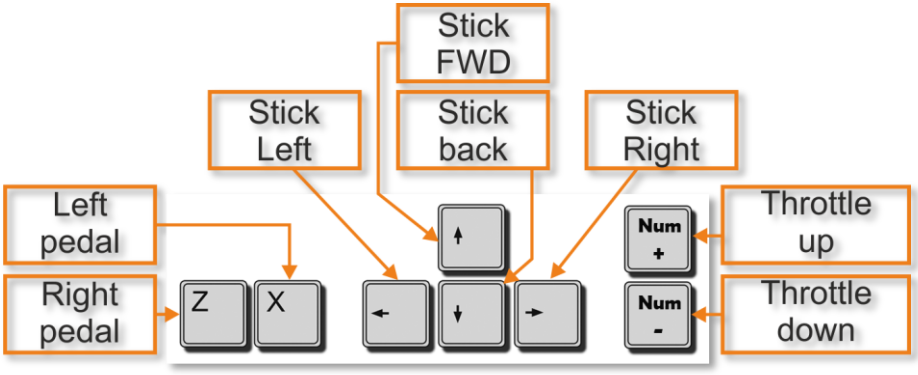
The joystick can be equipped with a throttle handle or a rotating knob (can be any of joystick's axis), which control engine power and with twist (for controlling pedals).

It is possible to enable a controls indicator using the keyboard combination **[RCtrl+Enter]** to check the individual positions of the cockpit controls

.

14.3.2. Controlling airplane with keyboard

If the player controls the airplane using only the keyboard, the main control buttons are: arrow keys to control roll and pitch, **[Numpad+]** or **[Numpad–]** for thrust control and **[Z]** or **[X]** keys for pedals.



14.3.3. Interacting with cabin objects with the mouse

All objects of the clickable cockpit can be controlled by the mouse. This is the main mouse mode in the game. The left and right buttons and the mouse wheel can be used.

Normally, all switches are enabled by the left mouse button. The rotary switches (rotating knobs with fixed positions) rotate with the left mouse button in one direction and with the right one in the other. Cockpit objects, which can be enabled or disabled with the mouse (when the mouse pointer is over them), are marked with the following symbol:

Rotating knobs can be rotated with the mouse wheel. The cockpit objects, which can be rotated when the mouse pointer is over them, are marked with the following symbol:

To speed up the rotation of the knobs using the mouse wheel, it is necessary to press **[LShift]** while rotating the mouse wheel. This way the knob will rotate 10 times faster. By default, the mouse is in the "cockpit object control mode" described above.

14.4. Controlling virtual pilot head position and views in the 6DOF cockpit

14.4.1. Controlling virtual pilot head position in the 6DOF cockpit

This implies that the head can be moved along the three axes (OX, OY, OZ), and rotated around these axes (Figure 14.1).

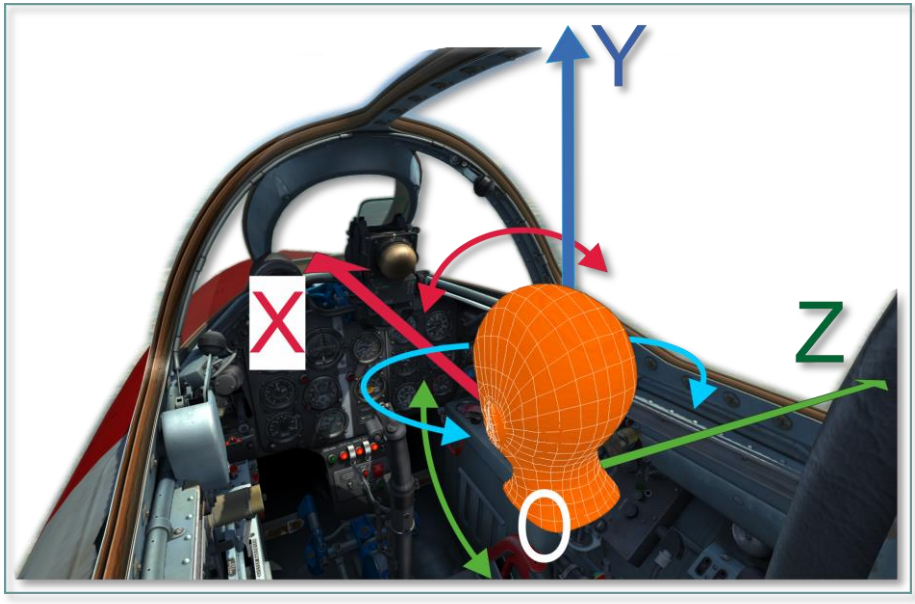


Figure 14.1. Axes in the 6DOF cockpit

Head position may be controlled by all input devices: keyboard, mouse, joystick and head tracking devices such as TrackIR. Note that virtual head rotation around the OX axis (red color curved arrow) usually is not used, that is why it is unavailable for controlling by means of keyboard and mouse.

In addition to head movement and rotation, there is also zoom feature (cockpit view angle reduction).

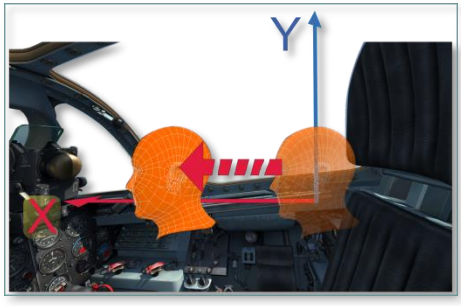
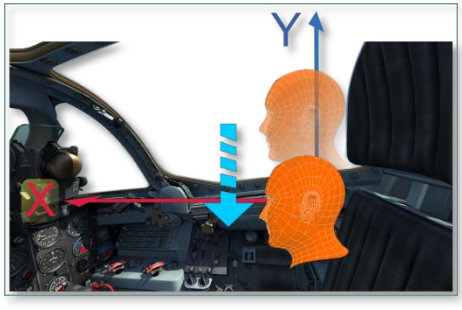
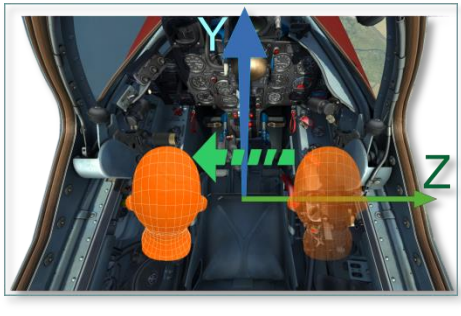
I.e. the working area of the screen displays only objects, which is inside the field of view. Because the field of view becomes narrow during zooming, objects within the same area become larger. This can be compared with the use of a telescope: all objects, located along the line of sight, are visible at any magnification.

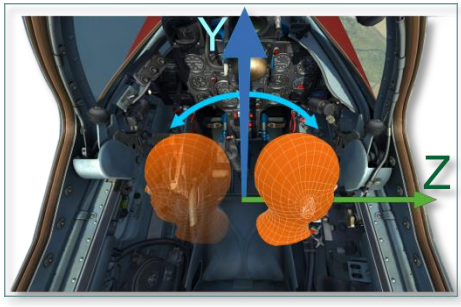
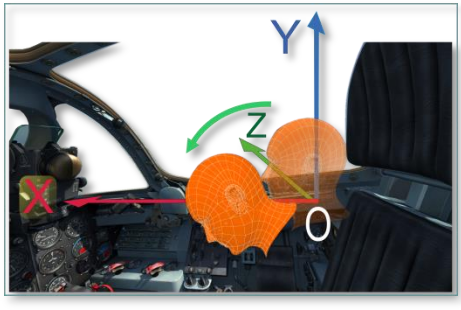
Head movement, rotation and image zooming with keyboard and mouse

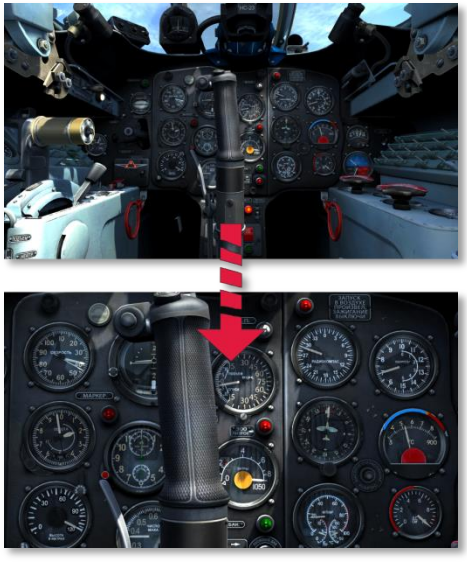
Symbols on schematics showing the mouse usage:

	Click and hold the wheel pressed
	Wheel double click
	Click, hold the wheel pressed and rotate it
	Rotate mouse wheel
	Head movement along the corresponding axis
	Head rotation around the corresponding axis

By default, the mouse is in *COCKPIT OBJECT CONTROL MODE*. To switch it in *VIRTUAL PILOT HEAD POSITION CONTROL MODE* (and back), it is necessary to use the key combination **[LAlt+C]** or **perform a double click of the mouse wheel**.

Action	Implementation by keyboard and mouse
	With keyboard: [RCtrl+RShift+*] or [RCtrl+RShift+/] With mouse: ,
	With keyboard: [RCtrl+RShift+Num2] or [RCtrl+RShift+Num8] With mouse: , and
	With keyboard: [RCtrl+RShift+Num4] or [RCtrl+RShift+Num6] With mouse: , and

	With keyboard: [Num4] or [Num6] With mouse: ,
	With keyboard: [Num2] or [Num8] With mouse: ,

	*ZOOM* With keyboard: **[Num*]** or **[Num/]** With mouse: ,

14.4.2. Controlling views in the 6DOF cockpit

Many cockpit objects are located inconveniently (in niches, covered by other objects). To be able to quickly look at the correct object in flight and return to the instrument panel, the built-in **SnapView** function can be used using key combinations. This function "remembers" custom views created by the player and allocates corresponding key combinations on the numeric keyboard. After recording, they can be used with the key combination **[Num0** (modifier) + **Num1…9** (one of 9 needed views)**]**.

Before creating individual custom views, the player is encouraged to review the pre-defined default views by pressing **[Num0+Num1…9]** in succession. In many cases, the default views are sufficient for the player's needs.

To create a custom SnapView, it is necessary to:

a) activate saving of one of the views by pressing **[Num0+Num1…9]** (only one number), start of the saving is activated;

b) set up the view as needed. View adjustments can be done with standard keyboard commands for controlling the camera:

- **[Num*]** – zoom in slow
- **[Num/]** – zoom out slow
- **[RShift+RCtrl+Num2]** – cockpit camera move down
- **[RShift+RCtrl+Num8]** – cockpit camera move up
- **[RShift+RCtrl+Num4]** – cockpit camera move left
- **[RShift+RCtrl+Num6]** – cockpit camera move right
- **[Num1...9]** – rotation of the current point of view (**[Num5]** – center view)
- **[RShift+RCtrl+Num*]** – cockpit camera move forward
- **[RShift+RCtrl+Num/]** – cockpit camera move back

(1) move the camera to the center of the selected object **[RShift+RCtrl+Num2,8,6,4]**;

(2) turn the sight axis to the desired angle **[Num2,8,6,4]**;

(3) zoom to the object at the desired distance: zoom in **[*]** or zoom out **[/]**;

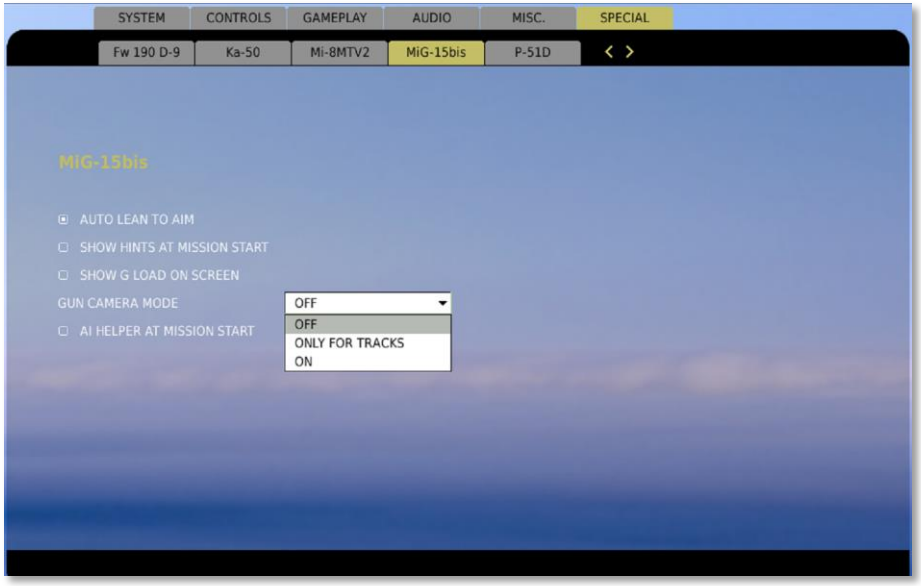
c) finish storing the adjusted views to a file by pressing the key combination **[RAlt+Num0+Num1..9]**.

Information about custom views is stored in the file

"C:\Users\<USERNAME>\Saved Games\DCS\Config\View\SnapViews.lua".

14.5. Special game settings

Special game settings are located on the following tab, see the example below.



AUTO LEAN TO AIM – pilot's head is automatically lifted to the center line of gunsight;
SHOW HINTS AT MISSION START – show hints at mission start;
SHOW G LOAD ON SCREEN – show the G-factor in the upper right screen corner;
GUN CAMERA MODE – S-13 gun camera results display mode;
AI HELPER AT MISSION START – cockpit helper mode (see below).

14.6. Informational help to the player

To ease the learning process and also to compensate "flight in front of the monitor" inconveniences, "AI helper" and kneeboard are available in the game.

14.6.1. AI helper

The AI helper was introduced to direct the player's attention to a mandatory action with cockpit equipment, if this action was not performed. A small figure is displayed, which is indicating the critical cockpit element (or which action should be performed outside the aircraft).

The following example of an active AI helper is alerting the player to open the air supply valve in order to seal the canopy:

This option is activated by checking the following checkbox in the game (module) settings:

14.6.2. Kneeboard

The kneeboard contains information about current conditions of the most important systems and key combinations to control these systems:

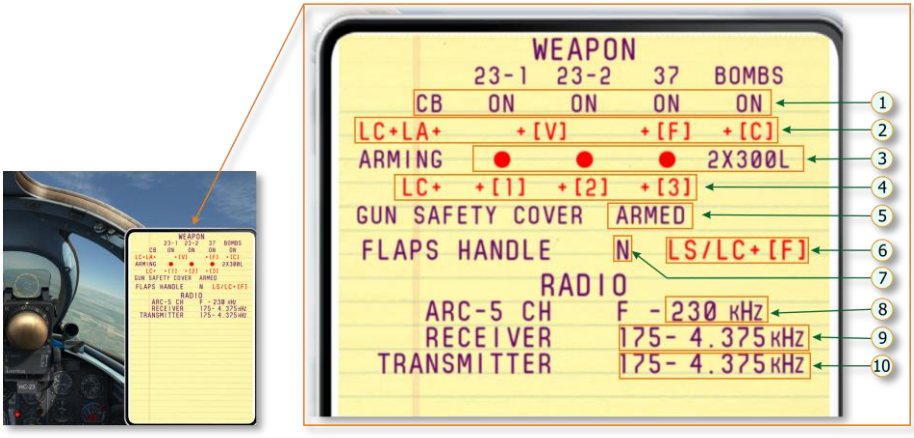


Figure 14.2. Kneeboard informs player about conditions of the aircraft's important systems

1. Weapon ACBs state
2. Keyboard commands to turn on weapon ACBs (LC=LCtrl, LA=LAlt, LS=LShift)
3. Cannons reload condition (bombs or drop tanks presence)
4. Keyboard commands for cannon reloading
5. Gun safety cover position/state on the stick (now in the combat position)
6. Keyboard commands to move flaps lever
7. Current flaps position (N=neutral)
8. ARC-5 current frequency
9. RSI-6 receiver frequency settings
10. RSI-6 transmitter frequency settings

The kneeboard is activated by pressing **[K]** (shown only while the key is kept pressed) or **[RShift+K]** (toggle mode, i.e. switched on/off by the same key combination).

14 ABBREVIATIONS AND TERMS

15. ABBREVIATIONS AND TERMS

AC	Alternating Current
ACB	Automatic Circuit Breaker
ADF	Automatic Direction Finder
AGL	Above Ground Level
AI	Attack Imminent
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	Calibrated 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
DF	Direction Finding
DECR	Decrease
DELTA A	Incremental Change
DET	Detector
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
FITG	Fitting
FCU	Fuel Control Unit
FM	Frequency Modulation
FOD	Foreign Object Damage
FPS	Feet Per Second
FREQ	Frequency
FS	Fuselage Station
FT	Foot
FT/MIN	Feet Per Minute
FUS	Fuselage
FWD	Forward
ΔF	Increment of Equivalent Flat Plate Drag Area
G	Gravity
G	Guard
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
HYD	Hydraulic
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
KTAS	Knots True Airspeed
KN	Knots
kVA	Kilovolt-Ampere
kW	Kilowatt
L	Left
LB	Pounds
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
MIN	Minimum
MIN	Minute
MISC	Miscellaneous
mm	Millimeter
MON	Monitor
MWO	Modification Work Order
NAV	Navigation
NET	Network

NO	Number
NM	Nautical Mile
NON-ESS	Non-Essential
NON-SEC	Non-Secure
NORM	Normal
NVG	Night Vision Goggles
NR	Gas Turbine Speed
N1	Gas Turbine Speed
N2	Power Turbine Speed
OGE	Out of Ground Effect
SEC	Secure
SEL	Select
SENS	Sensitivity
SL	Searchlight
SOL	Solenoid
SQ	Squelch
SSB	Single Sideband
STA	Station
STBY	Standby
SQ FT	Square Feet

PED	Pedestal	TAS	True Airspeed
PLT	Pilot	TEMP	Temperature
PRESS	Pressure	TGT	Turbine Gas Temperature
PRGM	Program	T/R	Transmit-Receive
PSI	Pounds Per Square Inch	TRANS	Transfer
PVT	Private	TRANS	Transformer
PWR	Power	TRANS	Transmitter
QTY	Quantity	TRQ	Torque
%Q	Percent Torque	UHF	Ultra-High Frequency
R	Right	USB	Upper Sideband
RCVR	Receiver	VAC	Volts, Alternating Current
R/C	Rate of Climb	VDC	Volts, Direct Current
R/D	Rate of Descent	VHF	Very high Frequency
RDR	Radar	VM	Volt Meter
RDS	Rounds	VOL	Volume
REL	Release	VOR	VHF Omni Directional Range
REM	Remote	VNE	Velocity, Never Exceed (Airspeed Limitation)
RETR	Retract	WL	Water line
RETRAN	Retransmission	WPN	Weapon
RF	Radio Frequency	XCVR	Transceiver
RH	Right Hand	XMIT	Transmit
RI	Remote Height Indicator	XMTR	Transmitter
RPM	Revolutions Per Minute	XMSN	Transmission
SAM	Surface to Air Missile		
SEC	Secondary		

15 THE METRIC SYSTEM AND EQUIVALENTS, CONVERSION FACTORS

16. THE METRIC SYSTEM AND EQUIVALENTS, CONVERSION FACTORS

16.1.1. The Metric System and Equivalents

Linear Measure
1 centimeter = 10 millimeters = .39 inch
1 decimeter = 10 centimeters = 3.94 inches
1 meter = 10 decimeters = 39.37 inches
1 dekameter = 10 meters = 32.8 feet
1 hectometer = 10 dekameters = 328.08 feet
1 kilometer = 10 hectometers = 3,280.8 feet

Weights
1 centigram = 10 milligrams = .15 grain
1 decigram = 10 centigrams = 1.54 grains
1 gram = 10 decigram = .035 ounce
1 decagram = 10 grams = .35 ounce
1 hectogram = 10 decagrams = 3.52 ounces
1 kilogram = 10 hectograms = 2.2 pounds
1 quintal = 100 kilograms = 220.46 pounds
1 metric ton = 10 quintals = 1.1 short tons

Liquid Measure
1 centiliter = 10 milliters = .34 fl. ounce
1 deciliter = 10 centiliters = 3.38 fl. ounces
1 liter = 10 deciliters = 33.81 fl. ounces
1 dekaliter = 10 liters = 2.64 gallons
1 hectoliter = 10 dekaliters = 26.42 gallons
1 kiloliter = 10 hectoliters = 264.18 gallons

Square Measure
1 sq. centimeter = 100 sq. millimeters = .155 sq. inch
1 sq. decimeter = 100 sq. centimeters = 15.5 sq. inches
1 sq. meter (centare) = 100 sq. decimeters = 10.76 sq. feet
1 sq. dekameter (are) = 100 sq. meters = 1,076.4 sq. feet
1 sq. hectometer (hectare) = 100 sq. dekameters = 2.47 acres
1 sq. kilometer = 100 sq. hectometers = .386 sq. mile

Cubic Measure
1 cu. centimeter = 1000 cu. millimeters = .06 cu. inch
1 cu. decimeter = 1000 cu. centimeters = 61.02 cu. inches
1 cu. meter = 1000 cu. decimeters = 35.31 cu. feet

16.1.2. Approximate Conversion Factors

To change (imperial)	To (metric)	Multiply by
inches	centimeters	2.540
feet	meters	.305
yards	meters	.914
miles	kilometers	1.609
knots	km/h	1.852
square inches	square centimeters	6.451
square feet	square meters	.093
square yards	square meters	.836
square miles	square kilometers	2.590
acres	square hectometers	.405
cubic feet	cubic meters	.028
cubic yards	cubic meters	.765
fluid ounces	milliliters	29,573
pints	liters	.473
quarts	liters	.946
gallons	liters	3.785
ounces	grams	28.349
pounds	kilograms	.454
short tons	metric tons	.907
pound-feet	Newton-meters	1.356
pound-inches	Newton-meters	.11296
ounce-inches	Newton-meters	.007062
(metric)	(imperial)	
centimeters	inches	.394
meters	feet	3.280
meters	yards	1.094
kilometers	miles	.621
km/h	knots	0.54
square centimeters	square inches	.155
square meters	square feet	10.764
square meters	square yards	1.196
square kilometers	square miles	.386
square hectometers	acres	2.471
cubic meters	cubic feet	35.315
cubic meters	cubic yards	1.308
milliliters	fluid ounces	.034
liters	pints	2.113
liters	quarts	1.057

liters	gallons	.264
grams	ounces	.035
kilograms	pounds	2.205
metric tons	short tons	1.102

16 DEVELOPERS

17. DEVELOPERS

BELSIMTEK

MANAGEMENT

Alexander Podvoyskiy	Project and QA Manager, technical documentation
Alexander "Foxhound"	Module project manager

PROGRAMMERS

Vladimir "cofcorpse" Timoshenko	Lead programmer
Alexander "Alan Parker"	Flight dynamics
Nikolay Volodin	Engine systems
Alexey "Alex Wolf"	Power plant, engine systems
Andrey Kovalenko	Avionics, weapons
Alexander Mishkovich	Systems of aircraft, avionics, effects, AI-helper, damage model
Nikolay T	Aircraft performance coordination
Konstantin Kuznetsov "btd"	Sound developer, music composer

DESIGNERS

Sergey Golovachev	3D-model of aircraft
Maxim Lysov	3D-model of aircraft, damage model
Evgeny Khigniak	3D-model of cockpit
Andrey Reshetko	Pilots

SCIENCE SUPPORT

Sergey "Vladimirovich"	modeling methodology

TESTER STAFF

Alexander "BillyCrusher" Bilievsky
Ivan "Frogfoot" Makarov
Valery "Rik" Khomenok

Danny "Stuka" Vanvelthoven
Dmitry "Laivynas" Koshelev
Edin "Kuky" Kulelija
Erich "ViperVJG73" Schwarz
Jeff "Grimes" Szorc
Matthias "Groove" Techmanski
Nikita "Nim" Opredelenkov
Norm "SiThSpAwN" Loewen
Oleg "Dzen" Fedorenko
Raul "Furia" Ortiz de Urbina
Roberto "Vibora" Seoane Penas
Scott "BIGNEWY" Newnham
Stephen "Nate--IRL--" Barrett
Valera "dragony" Manasyan
Werner "derelor" Siedenburg
William "SkateZilla" Belmont

IT AND CUSTOMER SUPPORT
MISSION AND CAMPAIGNS

Dmitry “Laivynas” Koshelev

Oleg “Dzen” Fedorenko

ARTISTS AND SOUND

WIP

TRAINING

Gene "EvilBivol-1" Bivol	Training missions, technical documentation, support forum

SPECIAL THANKS

Heele Dmitry Vasilyevich. Jet aerobatic master of sports, who flew Yak-18, Yak-11, MiG-15, MiG-17, MiG-19, MiG-21. Reiterated participant of fly-pasts, awarded with order for MiG-21 combat flight tests. For advice on flight dynamics and system operation.	For advice on flight dynamics and system operation.
Julia "Umka" and Vitaly "Zulu" Marchuk	For professionalism and enthusiasm translating this manual text from Russian into English
Werner "derelor" Siedenburg	For professionalism and thoroughness in editing this manual

17 BIBLIOGRAPHY AND SOURCES

18. BIBLIOGRAPHY AND SOURCES

1. Теория авиационных двигателей, часть 1, и 2 Учебник для ВУЗов ВВС/ Под ред. Ю. Н. Нечаева – М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006 – 448с .

2. Конструкция и прочность авиадвигателей. Учебное пособие/ Под ред. А. И. Евдакимова – М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007 – 340 с.

3. Сиротин Н. Н. Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей. М: РИА "ИМ-информ",2002.

4. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. / Под ред. Д. В. Хронина. – М: Машиностроение, 1989.

5. Mark D. Jane's aero-engines. – Alexandria, Virginia 22314, US: Jane's information Group inc, 2009. – 448 c.

6. С.М. Егер "Проектирование самолетов"

7. К.П. Петров "Аэродинамика элементов летательных аппаратов"

8. "Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов" под ред. Г.С. Бюшгенса

9. R. Chambers, S. Grafton "Aerodynamics of airplanes at high angles-of-attack"

10. МиГ-15бис Технические описания. Кн.1–4. Москва, 1953:

- книга I – „Летные характеристики самолета";
- книга II – „Вооружение самолета";
- книга III – „Конструкция самолета";
- книга IV – „Специальное оборудование самолета".

11. Альбом наглядных пособий по самолётам МиГ-15бис и МиГ-17. Часть I. Техника пилотирования. Воениздат, 1969