A81

Д.сл.пол.
Restricted 1744сп

Распространение ограничено
Только для служебного пользования

AN 01-65BC-1A
(Russian)

И-1744

В.В.С. АРМИИ С.Ш.А.

И Н С Т Р У К Ц И Я Л Е Т Ч И К У

ПО ЭКСПЛОАТАЦИИ И ТЕХНИКЕ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ P-47D-25, -26, -27, -28, -30 и - 35.

БРИТАНСКАЯ МОДЕЛЬ "ТОНДЕРБОЛТ".

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ: Этот документ содержит сведения, относящиеся к Государственной обороне Соединенных Штатов Северной Америки, в смысле американских законов о шпионаже /50 U.S.C. 31 и 32 с изменениями/. Передача этого документа неуполномоченным лицам или разглашение его содержания каким бы то ни было образом - караются законом.

25 Января 1945 г.

Restricted

экз. 2

Restricted

Распространение ограничено

Только для служебного пользования

AN 01-65BC-1A

(Russian)

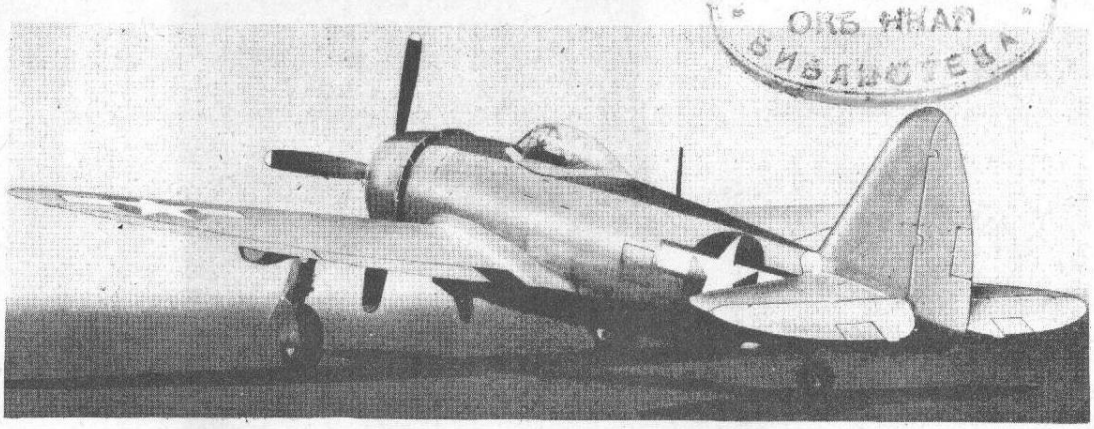
Техническая
БИБЛИОТЕКА
О К Б
АВ1 | 1744ш
Раздел | Инв.

ИНСТРУКЦИЯ ЛЕТЧИКУ

ПО ЭКСПЛОАТАЦИИ И ТЕХНИКЕ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ P-47D -25,-26,-27,-28,-30 и -35.

БРИТАНСКАЯ МОДЕЛЬ "ТОНДЕРОБОЛТ".

ТЕХНИЧЕСКАЯ
ОКБ МАП
БИБЛИОТЕКА



ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ: Этот документ содержит сведения, относящиеся к Государственной обороне Соединенных Штатов Северной Америки, в смысле американских законов о шпионаже /50 U.S.C. 31 и 32 с изменениями/. Передача этого документа неуполномоченным лицам или разглашение его содержания каким бы то ни было образом - караются законом.

25 Января 1945 г.

Restricted

О Г Л А В Л Е Н И Е

Раздел		Стр.
I	ОПИСАНИЕ	2
	1. Самолет	2
	а. Общие данные	2
	б. Вход в самолет	2
	в. Спецификация применяемого бензина и масла	2
	г. Защита пилота	3
	д. Швартовочное оборудование	3
	2. Воздушный винт	5
	3. Моторная установка	5
	4. Бензосистема	5
	а. Общие данные	5
	б. Баки	7
	в. Бензопомпы	9
	г. Приборы бензосистемы	10
	д. Кран переключения бензобаков	12
	е. Ручной заливной насос	12
	ж. Разжижение масла	14
	5. Маслосистема	14
	6. Гидравлическая система	15
	7. Система турбонагнетателя	15
	8. Система впрыска воды	17
	9. Электрооборудование	17

Раздел Стр.

10. Органы управления 19
а. Элероны и рули высоты 19
б. Руль поворота 19
в. Контровка органов управления 19
г. Закрылки 19
11. Шасси 20
а. Основные колеса 20
б. Хвостовое колесо 20
в. Тормоза 20
12. Приборы 22
13. Антиобледенительная система и обогрев кабины 22
14. Вентиляция кабины пилота 23
15. Сигнальные огни и посадочная фара 23
16. Юбки капота мотора 23
17. Фонарь 24
18. Сидение пилота 24

II ИНСТРУКЦИИ ПИЛОТУ ПО ЭКСПЛОАТАЦИИ САМОЛЕТА. . 41
1. Летные ограничения 41
2. Предварительная подготовка к полету. . . . 42
3. Подготовка к полету после входа в кабину . 43
4. Указания по эксплоатации бензосистемы . . 46
5. Запуск мотора 49

Раздел		Стр.
	6. Прогрев мотора и проверка работы оборудования	52
	7. Взлет по тревоге	53
	8. Проверка работы мотора и агрегатов	53
	9. Инструкция по рулежке	55
	10. Взлет	55
	11. Отказ мотора на взлете	58
	12. Набор высоты	59
	13. Основные летные характеристики	60
	14. Потеря скорости	63
	15. Штопор	63
	16. Фигуры высшего пилотажа	65
	17. Пикирование	65
	18. Ночной полет	66
	19. Заход на посадку и посадка	66
	20. Остановка мотора	68
	21. Осмотр кабины перед выходом	69
	22. Штопорение самолета	70
III.	РЕЖИМЫ ПОЛЕТА	71
	1. Режимы работы мотора	71
	2. Таблица поправок к указателю скорости	71
IV.	ИНСТРУКЦИЯ ПО ЭКСПЛОАТАЦИИ В АВАРИЙНЫХ УСЛОВИЯХ	73

Раздел Стр.

1. Вынужденный взлет 73
2. Отказ мотора на взлете 73
3. Отказ мотора в полете 74
4. Прыжок с парашютом 74
5. Управление закрылками 74
6. Управление шасси 74
7. Пожар 75
8. Посадка на воду 76

V. ЭКСПЛОАТАЦИЯ ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА 78

1. Кислородное оборудование 78
2. Радиооборудование 82
3. Вооружение 82
4. Фотокинопулемет 84

ПРИЛОЖЕНИЕ 1 - ТАБЛИЦЫ ЛЕТНЫХ ДАННЫХ САМОЛЕТА . . . 86

1. Общие замечания 86
2. Таблицы взлета, набора высоты и посадки . . 86
3. Таблица летных данных самолета 87

ПРИМЕЧАНИЕ ПЕРЕВОДЧИКА

В русском переводе опущены рисунки №№ 4, 11, 16, 32, 38 и 46

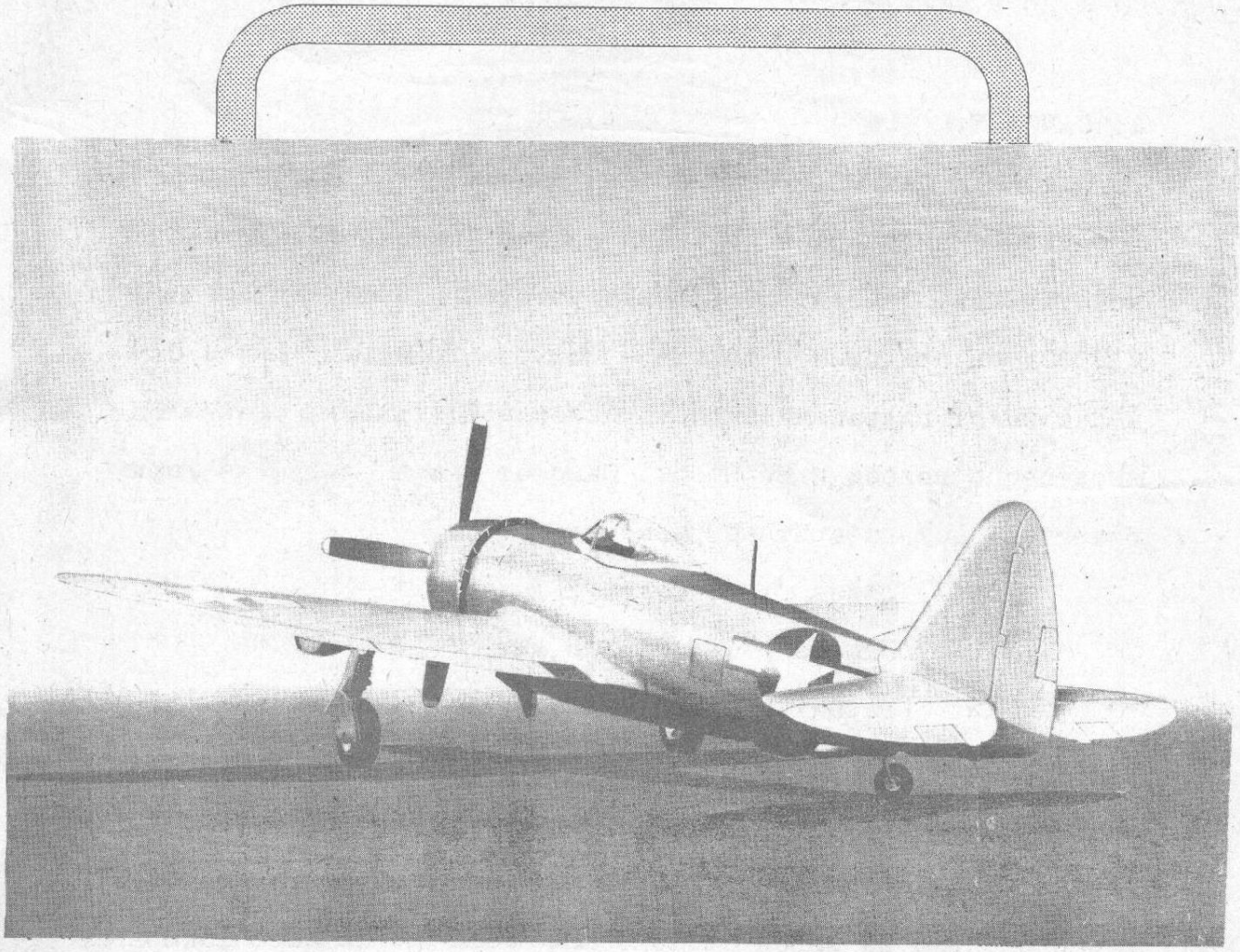


Рис. 1 - ВНЕШНИЙ ВИД САМОЛЕТА Р-47 СЕРИИ Р-47D-25,

-26, -27, -28, -30 и -35.

Р А З Д Е Л I .

О П И С А Н И Е .

1. САМОЛЕТ.

а. ОБЩИЕ ДАННЫЕ.- Одноместный самолет Р-47 является моноплaном с низко расположенным крылом, цельно-металлической конструкции. Самолет оборудован мотором Пратт - Уитней типа R-2800; он приводит в действие четырех-лопастный винт. Самолет имеет гидравлическое управление для шасси, закрылок, хвостового колеса и тормозов. Самолет имеет следующие /приблизительные/ габаритные размеры:

Длина - 36 футов 1 дм.

Высота - 14 футов 2 дм.

Размах крыльев - 40 футов $9^{5}/16$ дм.

б. ВХОД В САМОЛЕТ.- На левой стороне фюзеляжа самолета имеются ступенька и ручки. Для отпирания каплеобразного фонаря кабины необходимо вытянуть небольшой рычаг /рис.2/ , расположенный на левой стороне фюзеляжа, после чего фонарь можно отодвинуть назад. Фонарь автоматически запирается в любом промежуточном положении, если отпустить рычаг запора.

в. СПЕЦИФИКАЦИЯ ПРИМЕНЯЕМОГО БЕНЗИНА И МАСЛА.

/1/ Бензин: Спецификация No.AN-F-28 . Октановое число 100/130.

ПРИМЕЧАНИЕ

При пользовании горючим с меньшим октановым числом, как, например, с октановым числом 91, спецификации No.AN-F-28, давление наддува при взлете и при военной мощности должно быть снижено на 10%.

/2/ Масло: Спецификация No.AN-VV-O-446 a; сорт 1120. /Для зимней эксплоатации сорт 1100/.

г. ЗАЩИТА ПИЛОТА.

/1/ БРОНЯ.- Броня защищает летчика спереди и сзади от огня противника. На рис.3 показаны зоны, в пределах которых летчик защищен от огня противника.

/2/ ЗАЩИТА ПРИ АВАРИИ.- Нижняя часть фюзеляжа имеет усиление на случай вынужденной посадки и аварии.

д. ШВАРТОВОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.- Для швартовки самолета предусмотрены специальные ушки, расположенные на нижней стороне каждого крыла, с наружной стороны ног шасси. Для использования колец для швартовки необходимо открыть специальный лючек и вытянуть кольца. Крепление хвоста самолета может быть осуществлено канатом, продетым через под'емное отверстие задней части фюзеляжа.

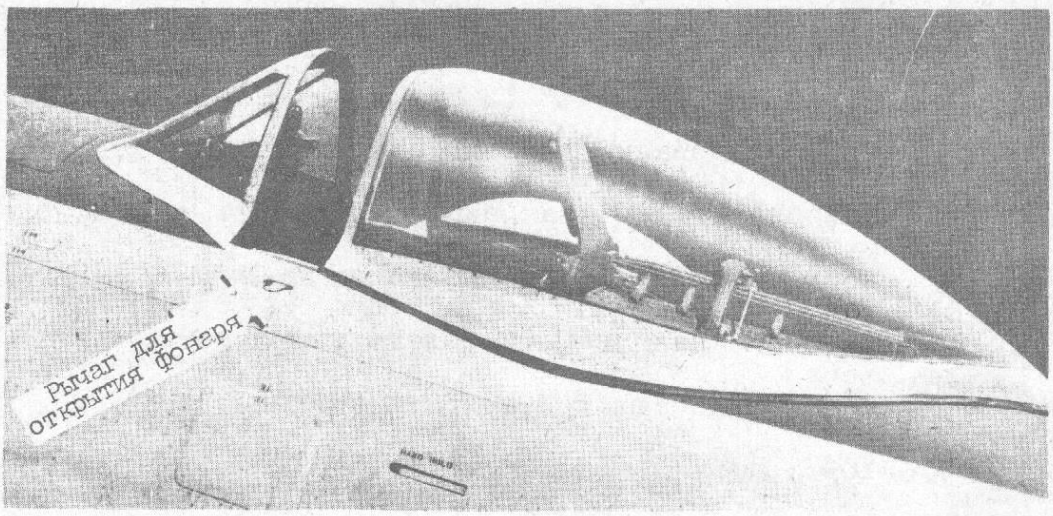


Рис. 2 - Каплеобразный фонарь кабины.

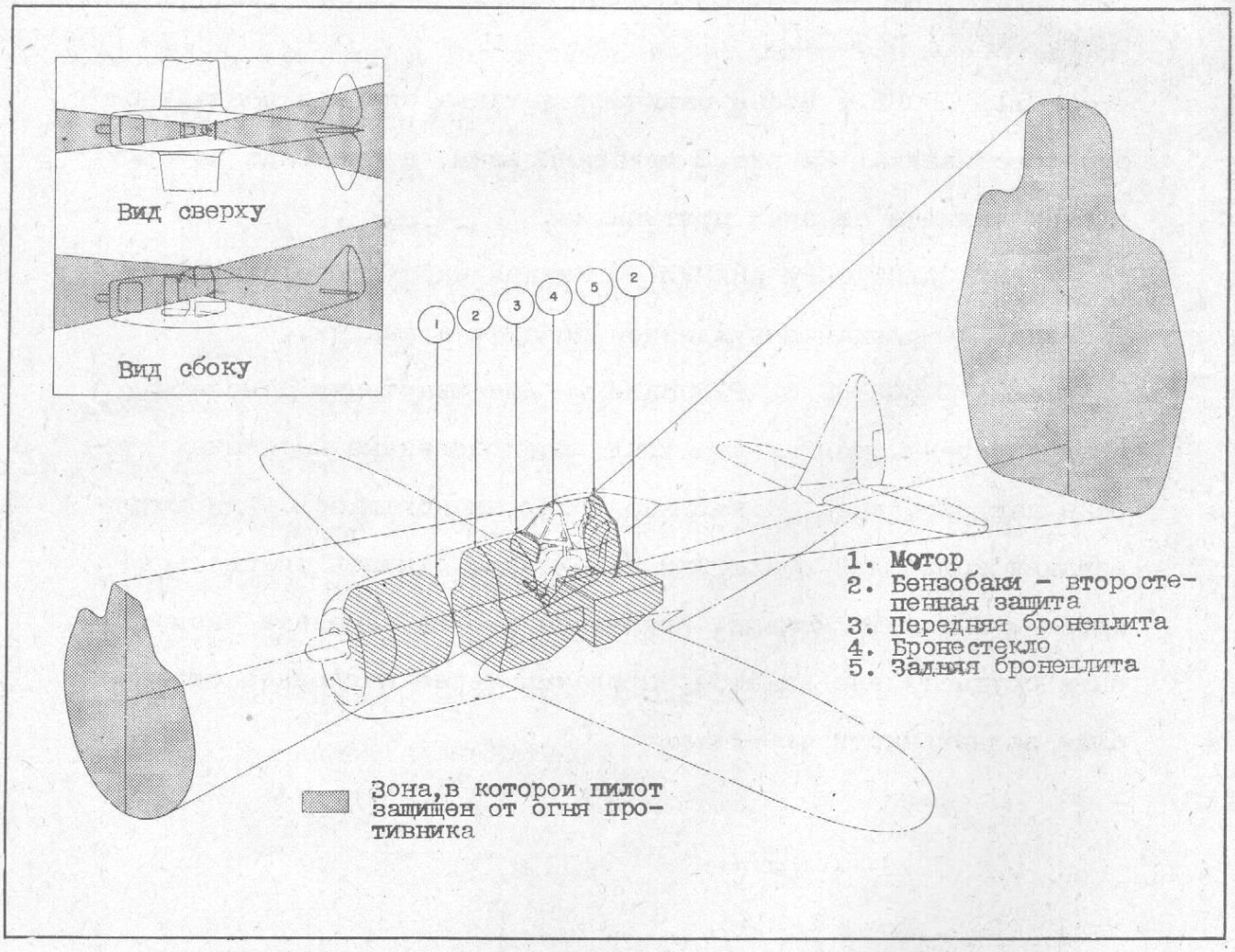


Рис. 3 - Зоны, в которых пилот защищен от огня противника.

2. ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ.

Самолет оборудован гидравлическим винтом Гамильтон Стандарт, управление которым осуществляется рычагом, установленным на колонке сектора газа /см.рис.6, пункт 5/.

3. МОТОРНАЯ УСТАНОВКА.

а. Самолет оборудован 18-цилиндровым двухрядным мотором воздушного охлаждения, типа R-2800, снабженным турбонагнетателем. На самолете P-47 установлен центробежный нагнетатель и турбонагнетатель. Турбонагнетатель выполнен, как отдельный от мотора агрегат и приводится в движение выхлопными газами. Мотор оборудован форсуночным карбюратором и системой впрыска воды для обеспечения возможности работы на режимах военно-критической мощности.

б. Органы управления винтомоторной группой расположены на колонке сектора газа и состоят из сектора газа, сектора управления турбонагнетателем, сектора качества смеси и рычага управления шагом винта. Секторы газа, турбонагнетателя и винта имеют пружинную защелку, которая допускает рассоединенное управление мотором. Сектор газа имеет регулируемый ограничитель взлета. На рычаге сектора газа смонтирован нажимной выключатель системы впрыска воды /см.рис.6, пункт 1/.

4. БЕНЗОСИСТЕМА.

а. ОБЩИЕ ДАННЫЕ.- Общая емкость двух протектированных бензобаков, расположенных под кабиной и перед кабиной, со-

ставляет 370 ам.галлонов. Общая емкость бензосистемы может быть увеличена при применении подвесных фюзеляжного и крыльевых бензобаков. Горючее подается в карбюратор посредством моторной бензопомпы и бустер-помпы переменной скорости вращения, установленной на каждом внутреннем бензобаке.Скорость вращения бустер-помпы регулируется реостатом, установленным на главной коробке выключателей /см.рис.5,пункт 6/. При применении дополнительных бензобаков, работа моторной бензопомпы дополняется действием давления воздуха, подводимого к дополнительным бензобакам. Указатель бензиномеров, установленный в кабине, замеряет количество горючего в каждом из внутренних бензобаков при горизонтальном положении самолета.На левой стороне кабины укреплена таблица поправок к показаниям указателя бензиномера при замере горючего при 3-точечном положении /см.рис.8/. Сигнальная лампочка, установленная на приборной доске, загорается тогда, когда в главном бензобаке остается, приблизительно, 40 ам.галл. /см.рис.37, пункт 6/. Давление горючего указывается на нижней правой шкале моторного индикатора /см.рис.37, пункт 26/. Выработка горючего может производиться из любого бензобака, для чего необходимо селекторный кран установить в положение, соответствующее избранному баку /см.рис.7/. В правой передней части кабины установлена ручная заливная помпа /см.рис.10, пункт 1/.Для эксплоатации самолета в зимних условиях установлена систе-

ма разжижения масла, включение которой производится выключателем , показанным на рис.5. Карбюратор форсуночного типа имеет обратную дренажную бензолинию, через которую перепускается обратно в бак около 10 ам.галл.в час.

б. БАКИ.

/1/ ГЛАВНЫЙ БЕНЗОБАК.- Главный бензобак, расположенный перед кабиной, имеет общую емкость в 270 ам.галл. Главный бак имеет дренажную линию, которая выходит с внешней стороны колодца шасси в правом крыле /см.рис.25/.

/2/ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ БЕНЗОБАК.- Дополнительный бензобак имеет общую емкость в 100 ам.галл. Дренажные и сливные трубки проходят вне фюзеляжа по строительной оси правого крыла.

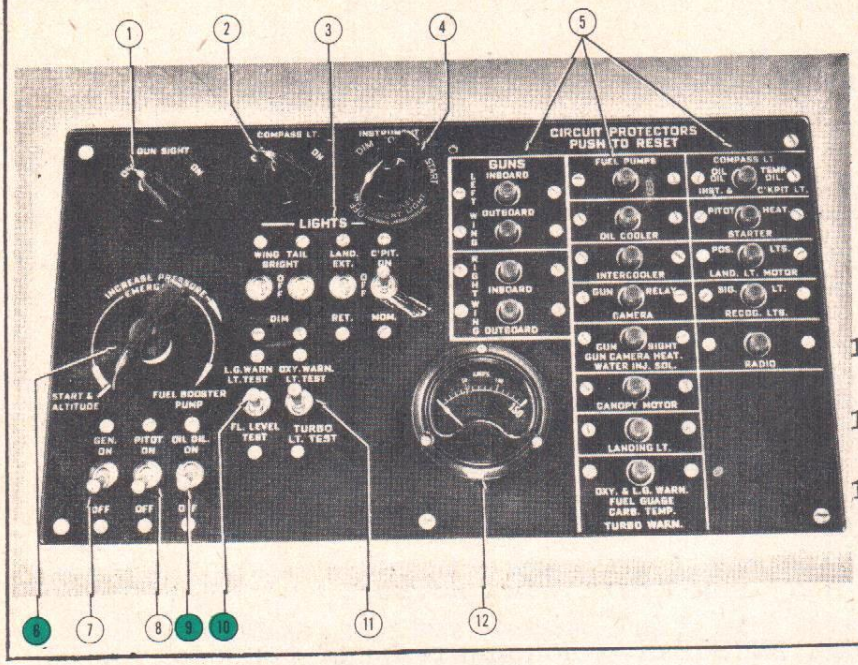
/3/ НАРУЖНЫЕ БЕНЗОБАКИ.- На самолете возможна подвеска следующих бензобаков в любой комбинации:

Крыльевые бензобаки по 165 ам.галлонов

Подвесной фюзеляжный бензобак - 110 ам.галлонов

Подвесной фюзеляжный бензобак - 75 ам.галлонов.

Фюзеляжные бензобаки подвешиваются на стандартных армейских бомбодержателях типа В-10 или В-7. Крыльевые бензобаки подвешиваются на переходниках, установленных за стойками шасси. В дополнение к моторной бензопомпе имеется пневматическая система для обеспечения подачи горючего к карбюратору. На самолетах P-47D-27 и последующих модификациях ручка сбрасывания бензобаков расположена с левой стороны кабины, не-



1. Реостат подсвета прицела
2. Реостат подсвета компаса
3. Выключатели освещения
4. Реостат подсвета приборной доски
5. Автоматические выключатели
6. Реостат бустер-помпы
7. Выключатель генератора
8. Выключатель обогрева трубки Пито
9. Выключатель разжижения масла
10. Выключатель для проверки работы световой сигнализации уровня горючего
11. Выключатель для проверки световой сигнализации кислорода
12. Амперметр

Рис. 5 – Главная коробка выключателей.

1. Выключатель системы впрыска воды
2. Сектор газа
3. Кнопка включения радио-передатчика
4. Рычаг управления турбонагнетателем
5. Рычаг управления шагом винта
6. Рычаг управления качеством смеси
7. Ограничитель взлета

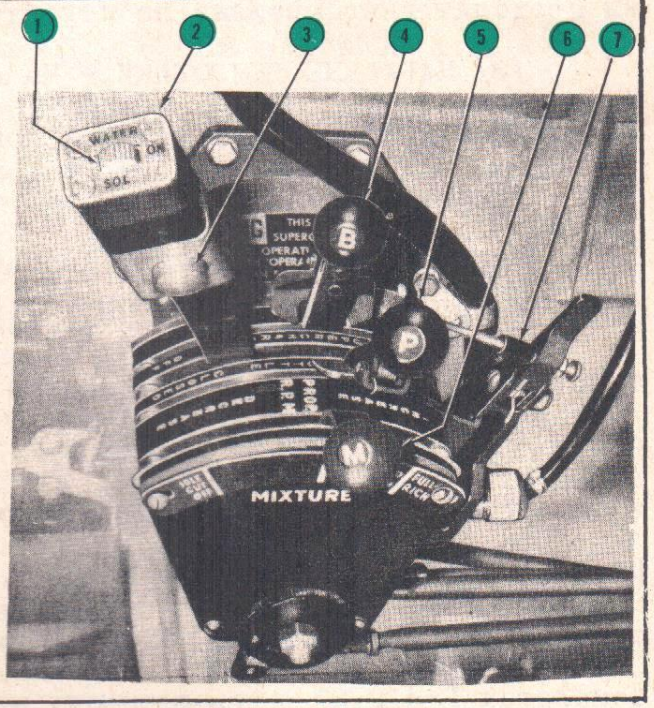


Рис. 6 – Колонка сектора газа.

посредственно за главным селекторным краном бензосистемы /рис.9/. На панели сбрасывания смонтированы шесть маркированных рукояток управления, из которых три являются рукоятками сбрасывания бензобаков и остальные три применяются в случае подвески бомб.

в. БЕНЗОПОМПЫ.

/1/ ГЛАВНАЯ ПОМПА.- Главная бензопомпа типа G-9 имеет привод от мотора и установлена совместно с другими агрегатами мотора. К помпе подведено давление наддува для обеспечения постоянного потока и давления горючего при увеличении высоты. В случае отказа моторной бензопомпы, откроется внутренний перепускной клапан и горючее будет подводиться к карбюратору за счет давления, создаваемого бустер-помпой.

/2/ БУСТЕР-ПОМПЫ.- Бустер-помпа переменной скорости с приводом от электромотора установлена на каждом бензобаке. При повороте крана переключения бензобаков в положение "MAIN" /ГЛАВНЫЙ/или "AUXILIARY " /ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ /, автоматически включается соответствующая бустер-помпа посредством вращающегося выключателя, смонтированного на оси крана переключения бензобаков. Если одна из бустер-помп включена, то ее скорость может регулироваться реостатом, установленным на главной коробке переключателей /рис.5/.

/3/ СИСТЕМА ПОДАЧИ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ПОДВЕСНЫЕ БЕНЗОБАКИ.- При пользовании подвесными бензобаками, к ним подается давление воздуха для дополнения к работе моторной бензопомпы. Воздух от выходной стороны вакуумпомпы подается в баки через регуляторный клапан, который изменяет давление в зависимости от высоты полета. Необходимо помнить, что пневматическая система подвесных баков является общей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При пользовании подвесными бензобаками, не сбрасывать ни одного из них до тех пор, пока все не будут выработаны, так как иначе пневматическая система будет нарушена.

г. ПРИБОРЫ БЕНЗОСИСТЕМЫ.

/1/ МАНОМЕТР БЕНЗИНА.- Давление бензина измеряется манометром, вмонтированным в моторный индикатор, который установлен с правой стороны приборной доски /рис.37,пункт 26/. Манометр соединен с карбюратором для устранения влияния высоты полета на показания прибора. Рабочие режимы отмечены на шкале манометра цветным лаком.

/2/ БЕНЗИНОМЕР.- На приборной доске установлен электрический сдвоенный указатель бензиномеров. Показания бензиномера, при горизонтальном положении самолета, дают

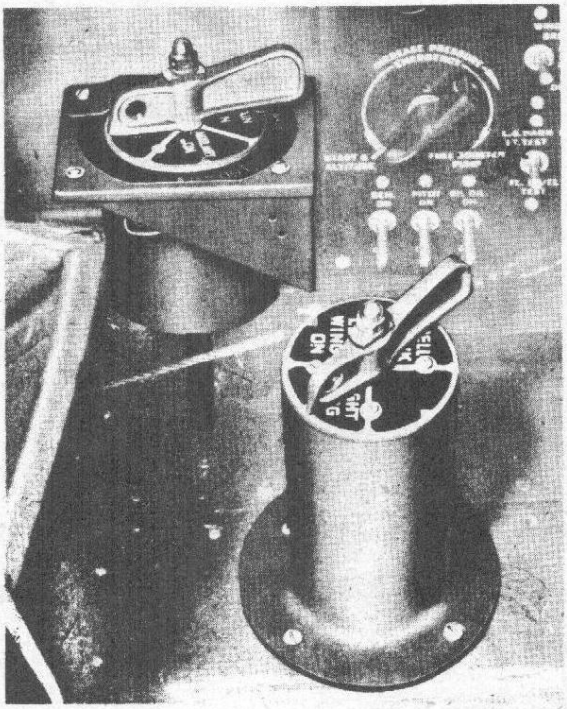


Рис. 7 – Краны переключения бензобаков.



Торировочная таблица бензобаков
при 3-точечном положении.

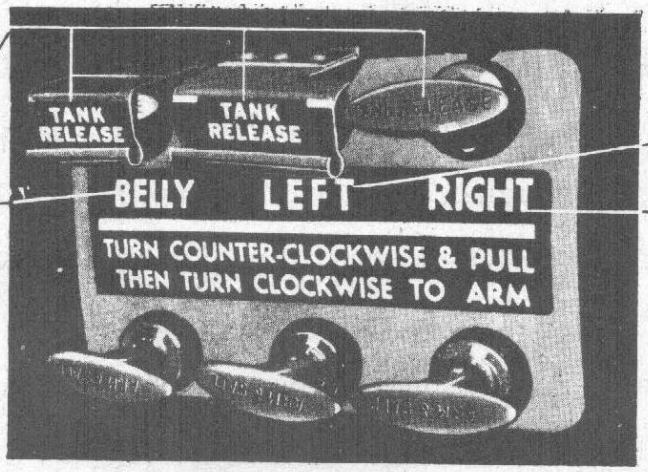
Дополнительный		Главный	
Показания бензиномера	Действ. колич.	Показания бензиномера	Действ. колич.
10 галл.	25 галл.	0 галл.	0-27 галл.
25 галл.	47 галл.	40 галл.	54 галл.
50 галл.	75 галл.	100 галл.	121 галл.
75 галл.	91 галл.	150 галл.	161 галл.
Полный	100 галл.	200 галл.	203 галл.
		225 галл.	228 галл.
		250 галл.	253 галл.
		260 галл.	263-272 галл.

Рис. 8 – Таблица поправок к указателю бензиномера при 3-точечном положении самолета.

непосредственно количество горючего в каждом из внутренних бензобаков в ам.галлонах. В том случае, когда в главном бензобаке остается около 40 ам.галл., загорается лампочка световой сигнализации уровня горючего /рис.37,пункт 6/. Подвесные бензобаки не имеют бензиномеров и количество горючего, находящегося в них, может быть определено по таблицам расхода, приведенным в приложении I.

д. КРАН ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ БЕНЗОБАКОВ.- В бензосистеме установлены два крана переключения /рис.7/. Главный кран,расположенный с левой стороны кабины, непосредственно за главной коробкой переключателей, имеет следующие четыре положения: "MAIN" /ГЛАВНЫЙ/; "AUXILIARY " /ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ/ ; "EXTERNAL " /ПОДВЕСНОЙ/ и "OFF" /ВЫКЛЮЧЕНО/. Второй кран, расположенный впереди,справа от главного крана, имеет три положения: "BELLY" /ФЮЗЕЛЯЖНЫЙ/, "RIGHT WING " / ПРАВЫЙ КРЫЛЬЕВОЙ/ и "LEFT WING " /ЛЕВЫЙ КРЫЛЬЕВОЙ/. Для выработки горючего из подвесных бензобаков необходимо повернуть второй кран на соответствующий бензобак и переключить главный кран в положение "EXTERNAL " /ПОДВЕСНОЙ/.

е. РУЧНОЙ ЗАЛИВНОЙ НАСОС.- Система заливки мотора состоит из ручного заливного насоса, установленного на приборной доске /рис.10, пункт 1/. Горючее к насосу подается бустер-помпой и затем впрыскивается непосредственно в мотор.



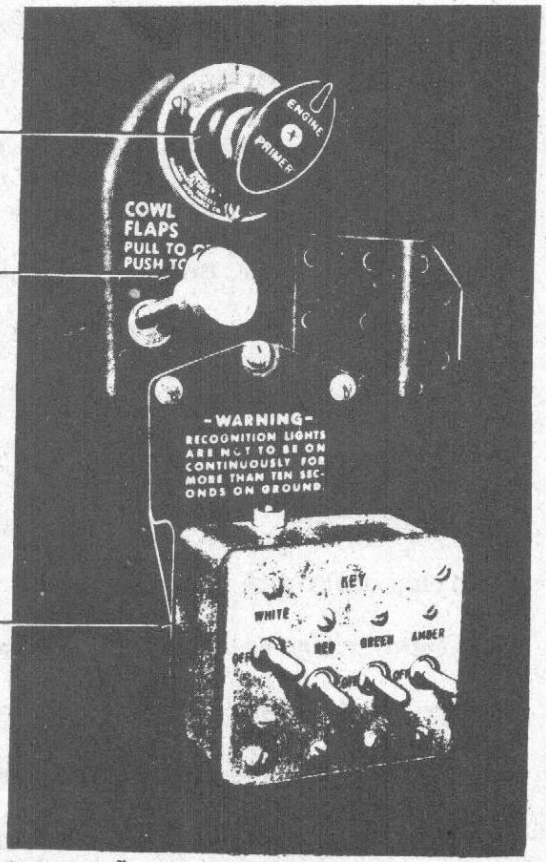
Ручка сбрасывания бензобаков

Фюзеляжный

Леный

Праный

Рис. 9 – Панель рычагов для сбрасывания подвесных бензобаков и бомб, установленная на самолете P-47D-27.



Ручной заливной насос

Ручка управления юбками капота мотора

Коробка переключателей опознавательных огней

Рис.10 – Заливной насос, ручка управления юбками капота мотора и коробка выключателей опознавательных огней

ж. РАЗЖИЖЕНИЕ МАСЛА.- Система разжижения масла установлена для облегчения запуска мотора в зимних условиях. Электро-механический клапан управляется посредством выключателя, расположенного на главной коробке выключателей /рис.5, пункт 9/. При открытии клапана бензин поступает в маслосистему непосредственно перед входом в мотор.

5. МАСЛОСИСТЕМА.

В верхней части мотоотсека установлен маслобак с поворотным заборником /рис.28, пункт 3/. Доступ к заливной горловине маслобака предусмотрен через лючек с надписью "OIL" /МАСЛО/, расположенный в верхней левой части капота мотора. Полная емкость маслобака равна 28 ам.галл., причем нормально заливается 19 ам.галл. /полная емкость заливается при перегрузочном варианте/. Масло охлаждается в двух маслорадиаторах, установленных в нижней части моторного отсека. Количество воздуха, проходящего через маслорадиаторы, регулируется заслонками, установленными в выходных тунелях радиаторов. Заслонки приводятся в действие от электромотора, который управляется переключателем, расположенным в кабине пилота /рис.12/. Указатель положения заслонок маслорадиаторов /рис.13/ расположен в левой части кабины, над рычагом управления закрылками. На маслорадиаторах установлены термостатические клапаны, которые совместно с клапа-

нами вязкости перепускают масло непосредственно в бак, минуя радиатор при высоком давлении масла, получающемся при запуске холодного мотора. Для облегчения запуска мотора в зимних условиях, устанавливается система разжижения масла. При включении выключателя /рис.5/ бензин подается в маслосистему непосредственно перед входом в мотор.

6. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА.

Шасси, закрылки и юбки капота мотора имеют гидравлическое управление. Давление в гидросистеме создается моторной гидропомпой, которая подает жидкость из бачка, емкостью в 1,9 ам.галл.,в систему через регулятор давления /рис.29/. При давлении в гидросистеме до 800 фунтов/кв.дм. этот клапан пропускает жидкость в систему, если же давление достигает 1000 фун/кв.дм., то клапан перепускает жидкость обратно в бак. В системе установлен гидравлический аккумулятор, в нижней части которого находится 6,6 куб.дм. жидкости, а в верхней - воздух под давлением. На случай отказа моторной гидропомпы, слева от сидения пилота установлена ручная гидропомпа.

7. СИСТЕМА ТУРБОНАГНЕТАТЕЛЯ.

а. В нижней части фюзеляжа, за кабиной пилота, установлен турбонагнетатель серии "С" фирмы "Дженерал Электрик". Выхлопные газы от мотора подводятся к турбонагнетателю по

двум коллекторам, проходящим по обеим сторонам фюзеляжа /рис.30/. Воздух подается из заборника в передней части моторного капота, проходит под мотором и поступает в нагнетательную часть турбонагнетателя. Воздух, нагретый в результате сжатия в турбонагнетателе, охлаждается, проходя через воздушный радиатор. Количество воздуха , проходящего через воздушный радиатор /для его охлаждения/ , регулируется заслонками, установленными в выходных тунелях радиатора. Заслонки приводятся в действие электромотором, управление которым осуществляется выключателем, установленным на левой стенке кабины / рис.12/. В кабине установлен указатель положения заслонок воздушного радиатора /рис.13/. С левой стороны сидения пилота установлен рычаг управления воздушным фильтром /рис.14/, посредством которого можно изменять путь воздуха, подводимого к турбонагнетателю,пропуская его через фильтр или минуя таковой.

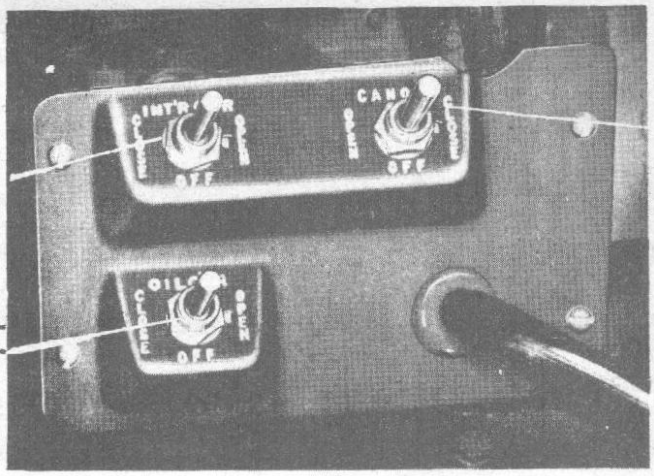
б. Количество воздуха, подаваемого от турбонагнетателя в карбюратор, регулируется рычагом управления турбонагнетателем, смонтированным на колонке сектора газа /рис.6/. Рычаг действует на масляный регулятор турбонагнетателя , к которому также подведено давление выхлопных газов. При падении давления выхлопных газов, регулятор автоматически прикрывает выпускные заслонки в каждом из выхлопных кол - лекторов, благодаря чему увеличивается подача газа в турбину, чем обеспечивается постоянное давление наддува.

8. СИСТЕМА ВПРЫСКА ВОДЫ.

Благодаря применению системы впрыска воды, возможна эксплоатация мотора на военно-критической мощности / превышающей военную мощность на 30%/ при давлении наддува в 64 дм. ртутного столба. Система впрыска воды состоит из: 30-галл.бачка, моторной помпы, регулятора давления воды , регулятора обеднения смеси и автоматического регулятора наддува. При нажатии на кнопку, установленную на секторе газа /рис.6/, срабатывает соленоид, который открывает доступ воды в регулятор, дозирующий подачу в мотор. В то же время давление воды воздействует на регулятор турбонагнетателя и увеличивает давление наддува. Тепло, выделяющееся при работе мотора во время полета, предотвращает возможность замерзания системы впрыска воды. Однако, при низкой температуре окружающего воздуха, необходимо в воду добавить спирта, во избежание замерзания системы при неработающем моторе.

9. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ .

Бортовая сеть самолета однопроводная, постоянного тока с напряжением в 24 вольта. Источниками питания являются 100-амперный генератор и аккумуляторная батарея, установленная с правой стороны противопожарной перегородки. На главной коробке выключателей установлен амперметр /рис.5/. В правой передней части капота мотора имеется лючек и ро-

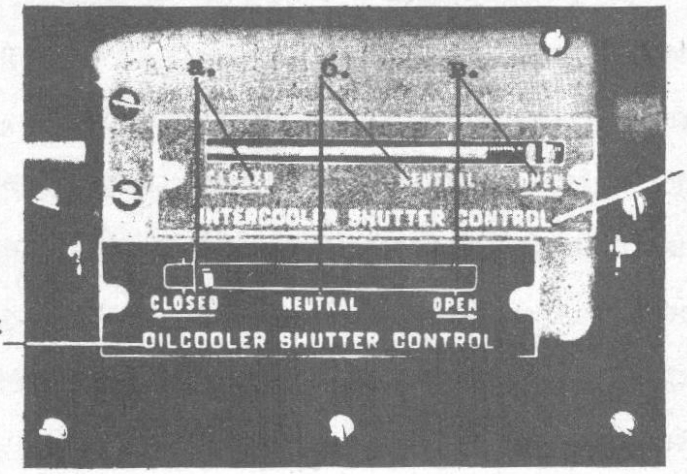


Выключатель мотора заслонок воздушного радиатора

Выключатель электромотора заслонок маслорадиатора

Выключатель мотора привода фонаря кабины

Рис. 12 – Выключатели маслорадиатора, воздушного радиатора и для фонаря кабин.



Положение заслонок воздушного радиатора
(а.закрыто,
б.нейтрально,
в.открыто)

Положение заслонок маслорадиатора
(а.закрыто,
б.нейтрально,
в.открыто)

Рис. 13 – Указатели положения заслонок масляного и воздушного радиаторов

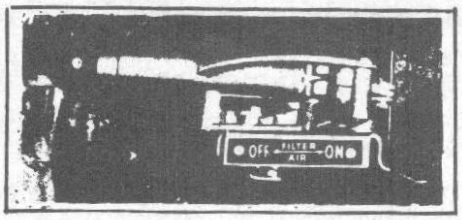


Рис. 14 – Рычаг управления воздушным фильтром на входе в турбонагнетатель.

зетка для подключения аэродромного аккумулятора.

10. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ.

а. ЭЛЕРОНЫ И РУЛИ ВЫСОТЫ.- Все балансированные органы управления имеют цельно-металлическую конструкцию. На левом элероне и на рулях высоты установлены регулируемые триммеры, управление которыми осуществляется штурвальчиками, расположенными в кабине пилота /рис.15/. Кроме того, на правом элероне и на обоих рулях высоты установлены нерегулируемые в полете триммеры /пластинки/, устанавливаемые на заводе.

б. РУЛЬ ПОВОРОТА.- Цельно-металлический руль поворота приводится в действие педалями. Руль поворота имеет изменяемый в полете триммер с управлением из кабины пилота /рис.15/.

в. КОНТРОВКА ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ.- Ручка управления и педали руля поворота могут быть заперты посредством ремня и замка, расположенного у основания ручки управления /см. рис.18/. Для фиксации органов управления необходимо надеть один конец ремня на крючек позади сидения пилота, а другой - на красную кнопку ручки управления. Сидение пилота должно находиться при этом в заднем положении для обеспечения соответствующего натяжения ремня.

г. ЗАКРЫЛКИ.- Закрылки расположены между фюзеляжем и элеронами. Закрылки, имеющие гидравлическое управление из

кабины пилота, могут быть отклонены в любое промежуточное положение.

11. ШАССИ.

а. ОСНОВНЫЕ КОЛЕСА.- Правая и левая стойки шасси, консольного типа, имеют гидравлический привод. В выпущенном положении, шасси запирается гидравлическим замком, в то время как в убранном положении оно удерживается давлением гидросмеси и механическим замком. Управление шасси осуществляется рычагом, установленным в кабине пилота /рис.15/. Световая сигнализация работает при любом промежуточном положении шасси. Сигнальная лампочка также зажигается, если шасси не заперто в нижнем положении и сектор газа убран настолько, что мотор не может обеспечить горизонтальный полет.

б. ХВОСТОВОЕ КОЛЕСО.- Самоориентирующееся, убирающееся в полете хвостовое колесо имеет гидравлическое управление. Фиксация хвостового колеса может быть произведена посредством рычага, установленного в кабине пилота /рис.19/.

в. ТОРМОЗА.- Гидравлические колодочные тормоза приводятся в действие посредством индивидуальных цилиндров, связанных с педалями руля поворота /рис.34/. Тормозная система является самостоятельной и независимой от основной гидросистемы самолета. В средней части приборной доски установлена рукоятка стояночного тормоза /рис.24/.

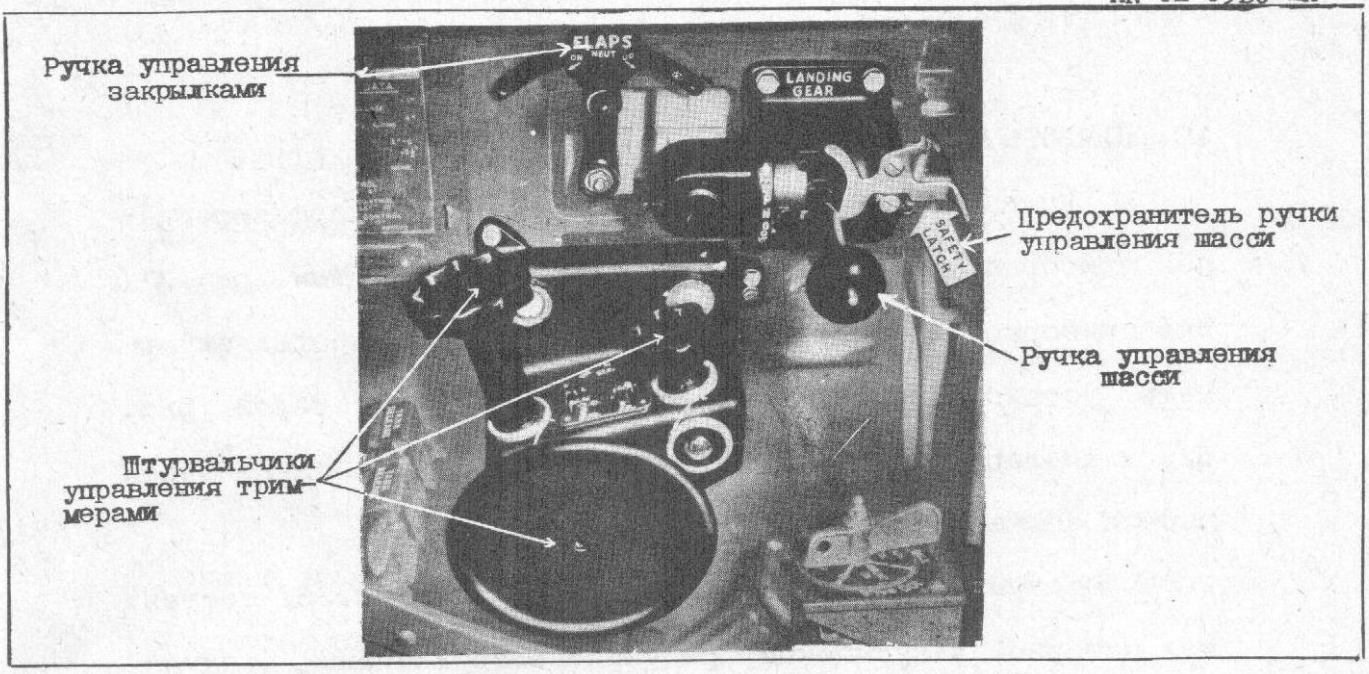


Рис. 15 – Органы управления триммерами, шасси и закрылками.

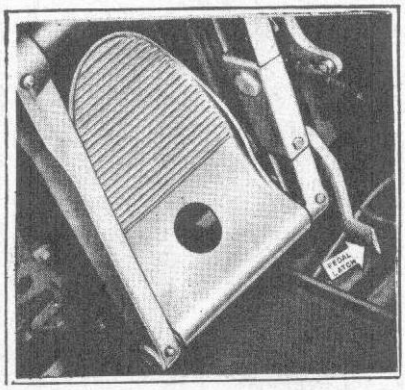


Рис. 17 – Рычаг регулировки установки педалей.

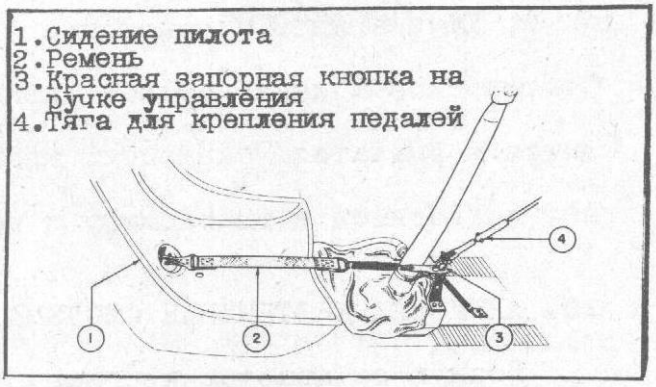


Рис. 18 – Приспособление для закрепления органов управления.

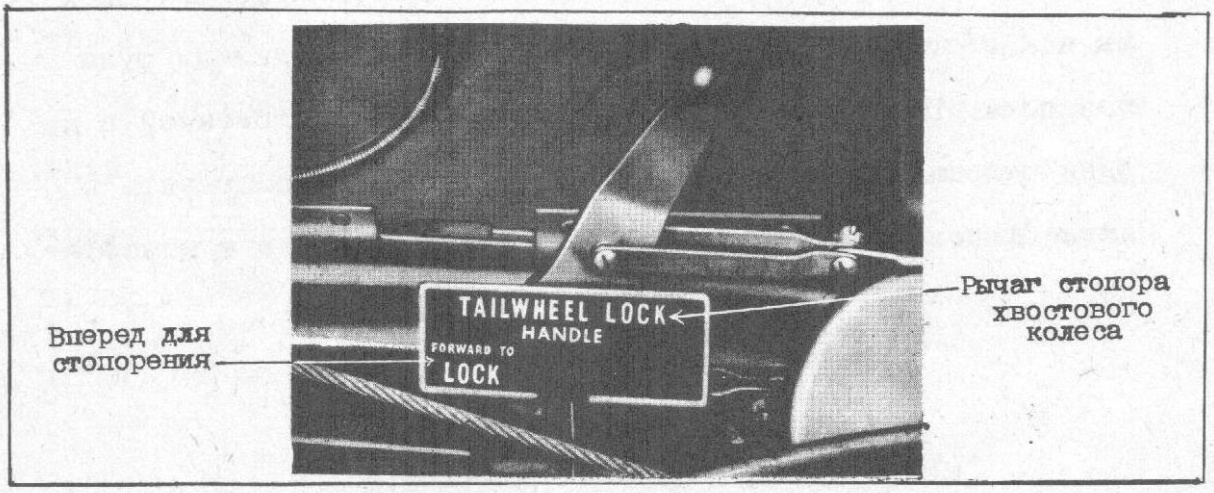


Рис. 19 – Управление стопором хвостового колеса.

12. ПРИБОРЫ.

а. Большинство приборов расположены на амортизированной приборной доске, установленной перед пилотом /рис.37/. Вне приборной доски расположены следующие приборы: амперметр, установленный на главной коробке выключателей /рис. 5/, и кислородный прибор, установленный на дополнительной панели справа от приборной доски /рис.45/.

б. Вакуумная система питания приборов /рис.35/ состоит из: моторной вакуумпомпы, редукционного клапана, воздушного фильтра, маслоотделителя и вакуумных приборов.

в. Трубка Пито установлена у законцовки левого крыла. Статическое и динамическое давление от трубки Пито подводится к указателю скорости; кроме того, статическое давление подводится к высотомеру и вариометру.

13. АНТИОБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА И ОБОГРЕВ КАБИНЫ.

Воздух забирается из главного заборника, проходит через камеру обогрева у выхлопного коллектора и затем подается к антиобледенителю у основания козырька фонаря кабины и к обогревателю, расположенному между педалями руля поворота. При помощи ручки управления, расположенной в кабине пилота /рис.21/, нагретый воздух можно направить к антиобледенителю или выпустить непосредственно в атмосферу.

14. ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИНЫ ПИЛОТА.

Свежий воздух подается в кабину из заборника, расположенного в правом крыле. Ручка включения вентиляции кабины /рис.20/ установлена на правой стенке кабины.

15. СИГНАЛЬНЫЕ ОГНИ И ПОСАДОЧНАЯ ФАРА.

а. На нижней поверхности левого крыла установлена выдвижная посадочная фара. Управление фарой осуществляется переключателем /рис.5, пункт 3/.

б. Аэронавигационные огни установлены на концах крыльев и на руле поворота. Выключатель АНО установлен на главной коробке переключателей /рис.5/.

в. Выключатели для опознавательных огней, установленных на крыльях, расположены на вспомогательной панели справа от приборной доски /рис.10/.

г. Освещение кабины производится лампочкой, установленной на правой стенке кабины /рис.23/. Эта лампочка может быть установлена под любым желаемым углом.

16. ЮБКИ КАПОТА МОТОРА.

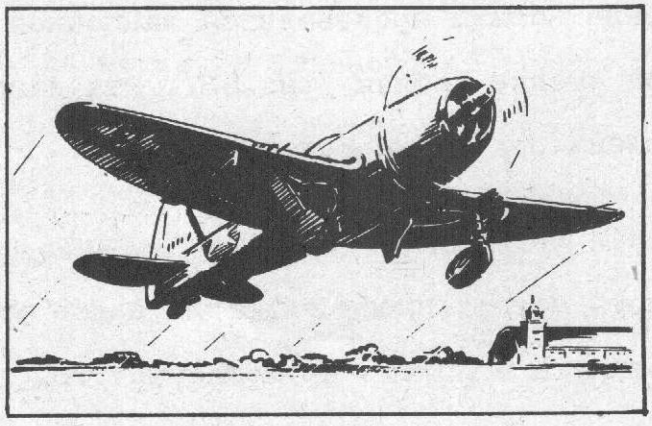
Юбки капота мотора имеют гидравлическое управление и могут быть открыты в полете на желаемый угол посредством крана управления, расположенного на дополнительной панели справа от приборной доски /рис.10/.

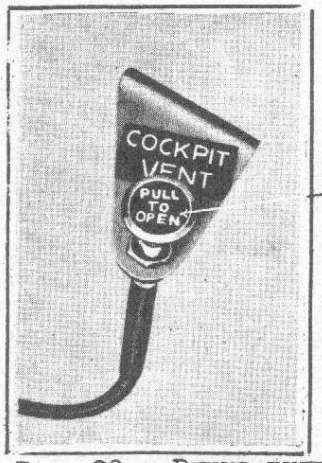
17. ФОНАРЬ.

На самолете P-47D-27 установлен сплошной каплеобразный фонарь с электрическим приводом. Управление фонарем осуществляется посредством переключателя, установленного с левой стороны кабины /рис.12/. Фонарь может быть открыт и закреплен в любом промежуточном положении. Аварийный сброс фонаря осуществляется Т-образной рукояткой, расположенной в правой передней части фонаря /рис.22/.

18. СИДЕНИЕ ПИЛОТА.

Сидение пилота может быть отрегулировано посредством рычага, отпирающего замок, расположенного с правой стороны. Сидение приспособлено для парашюта и имеет обычные плечевые ремни с пружинным замком в левой стороне.





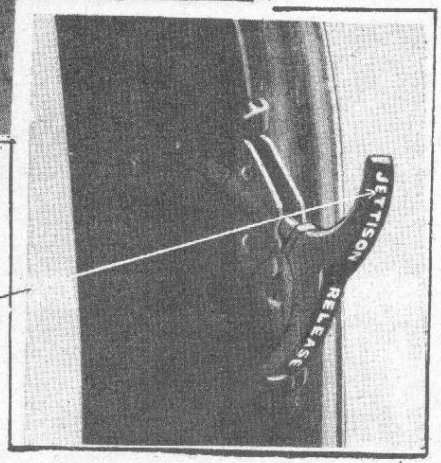
Вытянуть для открытия

Рис. 20 - Ручка включения вентиляции кабины пилота.



Нажать для включения

Рис. 21 - Ручка управления антиобледенительной системой.



Вытянуть для сбрасывания

Рис. 22 - Ручка аварийного сбрасывания фонаря.

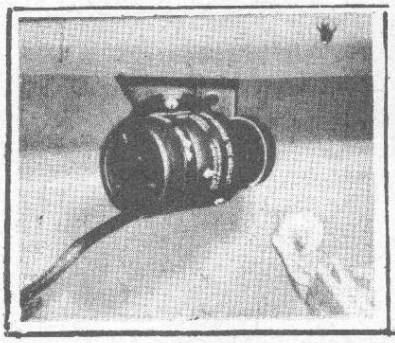
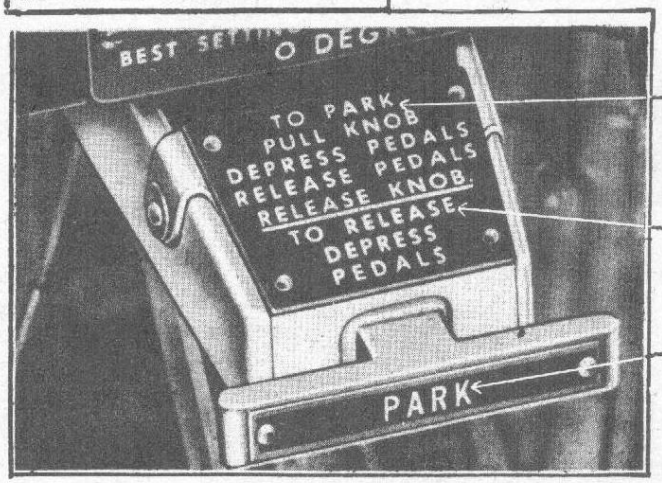


Рис. 23 - Лампочка освещения кабины.

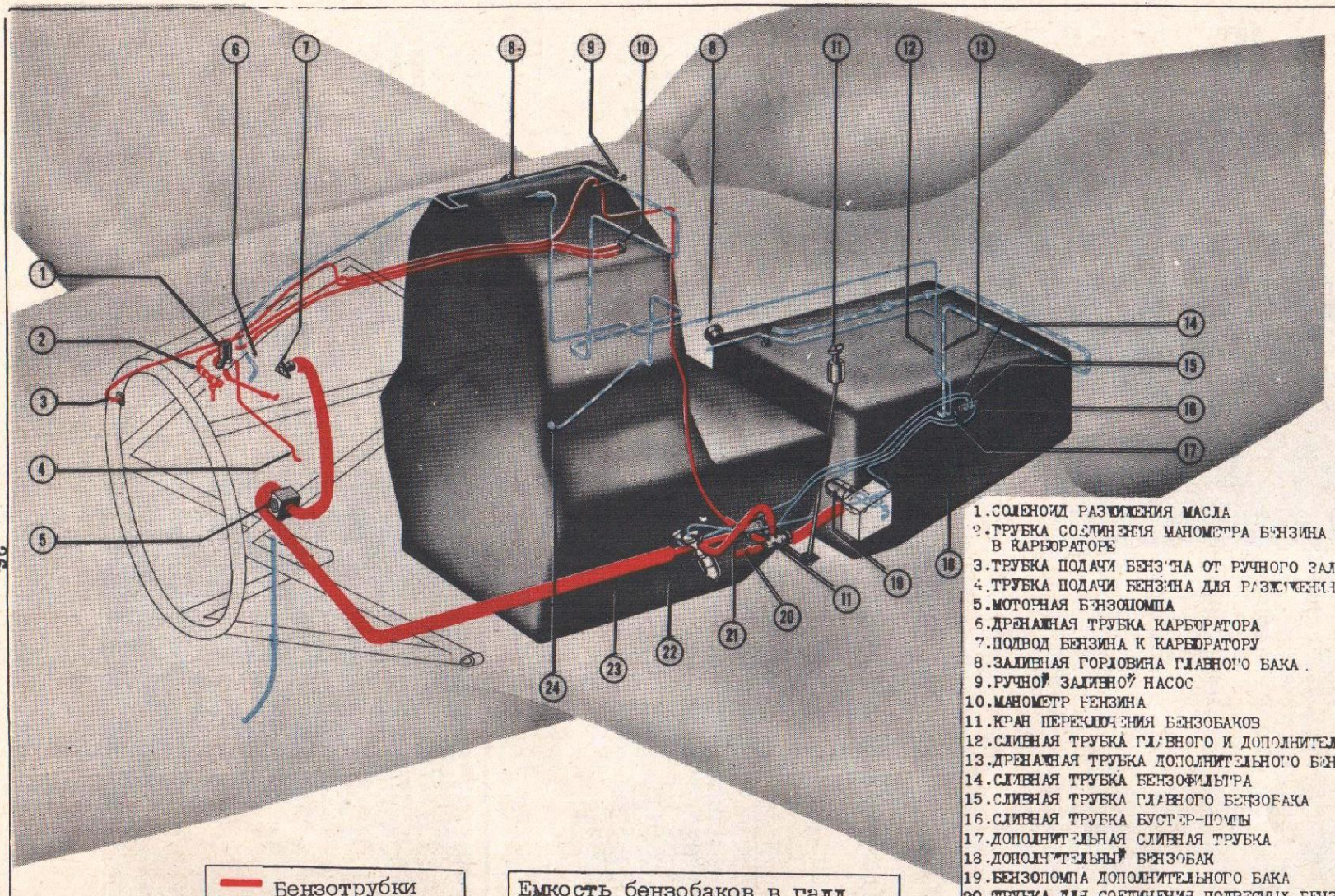


Для торможения: оттянуть ручку стояночного тормоза; нажать на педали; отпустить вначале педали и затем ручку стояночного тормоза.

Для снятия с тормоза - нажать на педали.

Ручка стояночного тормоза.

Рис. 24 - Ручка стояночного тормоза.



Емкость бензобаков в галл.	
Главн.бензобак	270 ам.галл.
Дополн.бензобак	100 ам.галл.

1. СОЛЕНОИД РАЗЖИЖЕНИЯ МАСЛА
2. ТРУБКА СОЕДИНЕНИЯ МАНОМЕТРА БЕНЗИНА С ДАВЛЕНИЕМ ВОЗДУХА В КАРБЮРАТОРЕ
3. ТРУБКА ПОДАЧИ БЕНЗИНА ОТ РУЧНОГО ЗАЛИВНОГО НАСОСА
4. ТРУБКА ПОДАЧИ БЕНЗИНА ДЛЯ РАЗЖИЖЕНИЯ МАСЛА
5. МОТОРНАЯ БЕНЗОПОМПА
6. ДРЕНАЖНАЯ ТРУБКА КАРБЮРАТОРА
7. ПОДВОД БЕНЗИНА К КАРБЮРАТОРУ
8. ЗАЛИВНАЯ ГОРЛОВИНА ГЛАВНОГО БАКА.
9. РУЧНОЙ ЗАЛИВНОЙ НАСОС
10. МАНОМЕТР БЕНЗИНА
11. КРАН ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ БЕНЗОБАКОВ
12. СЛИВНАЯ ТРУБКА ГЛАВНОГО И ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО БЕНЗОБАКОВ
13. ДРЕНАЖНАЯ ТРУБКА ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО БЕНЗОБАКА
14. СЛИВНАЯ ТРУБКА БЕНЗОФИЛЬТРА
15. СЛИВНАЯ ТРУБКА ГЛАВНОГО БЕНЗОБАКА
16. СЛИВНАЯ ТРУБКА БУСТЕР-ПОМПЫ
17. ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ СЛИВНАЯ ТРУБКА
18. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ БЕНЗОБАК
19. БЕНЗОПОМПА ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО БАКА
20. ТРУБКА ДЛЯ СОЕДИНЕНИЯ ПОДВЕСНЫХ БЕНЗОБАКОВ
21. ФИЛЬТР
22. БУСТЕР-ПОМПА ГЛАВНОГО БАКА
23. ГЛАВНЫЙ БЕНЗОБАК
24. ДРЕНАЖНАЯ ТРУБКА ГЛАВНОГО БАКА.

Рис. 25 – СХЕМА БЕНЗОСИСТЕМЫ САМОЛЕТА P-47D-27.

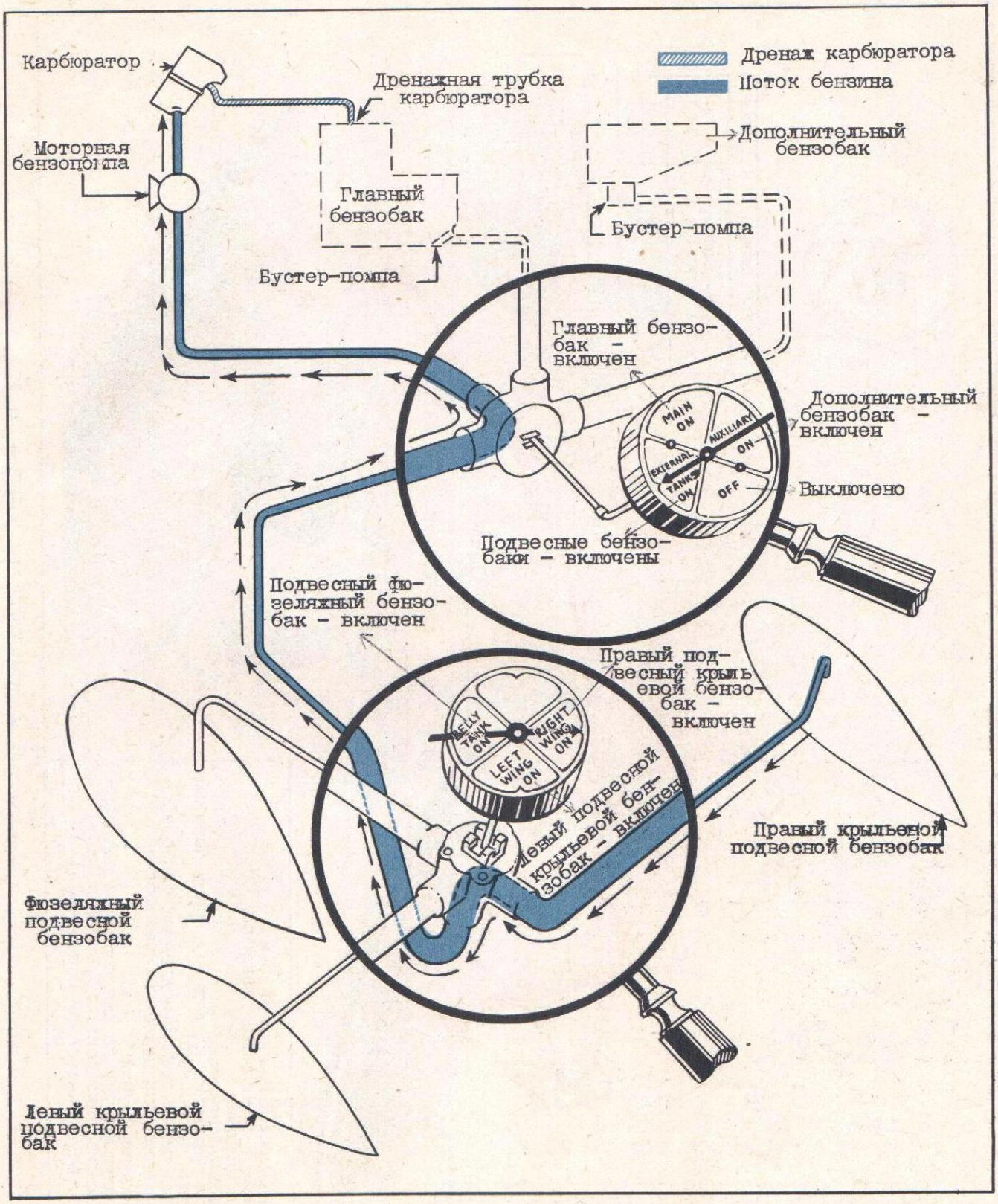


Рис. 26 - СХЕМА СОЕДИНЕНИЙ БЕНЗОБАКОВ.

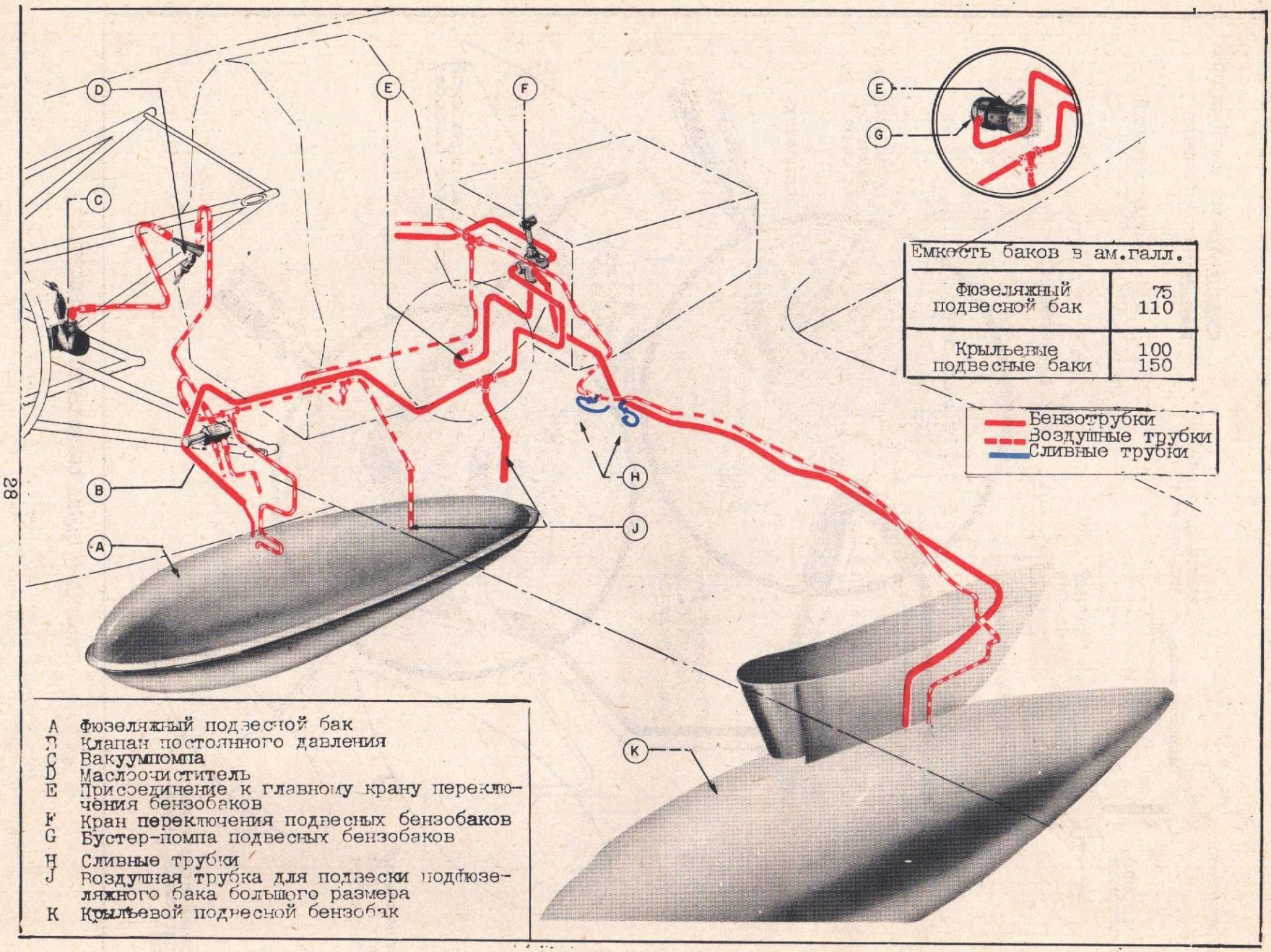
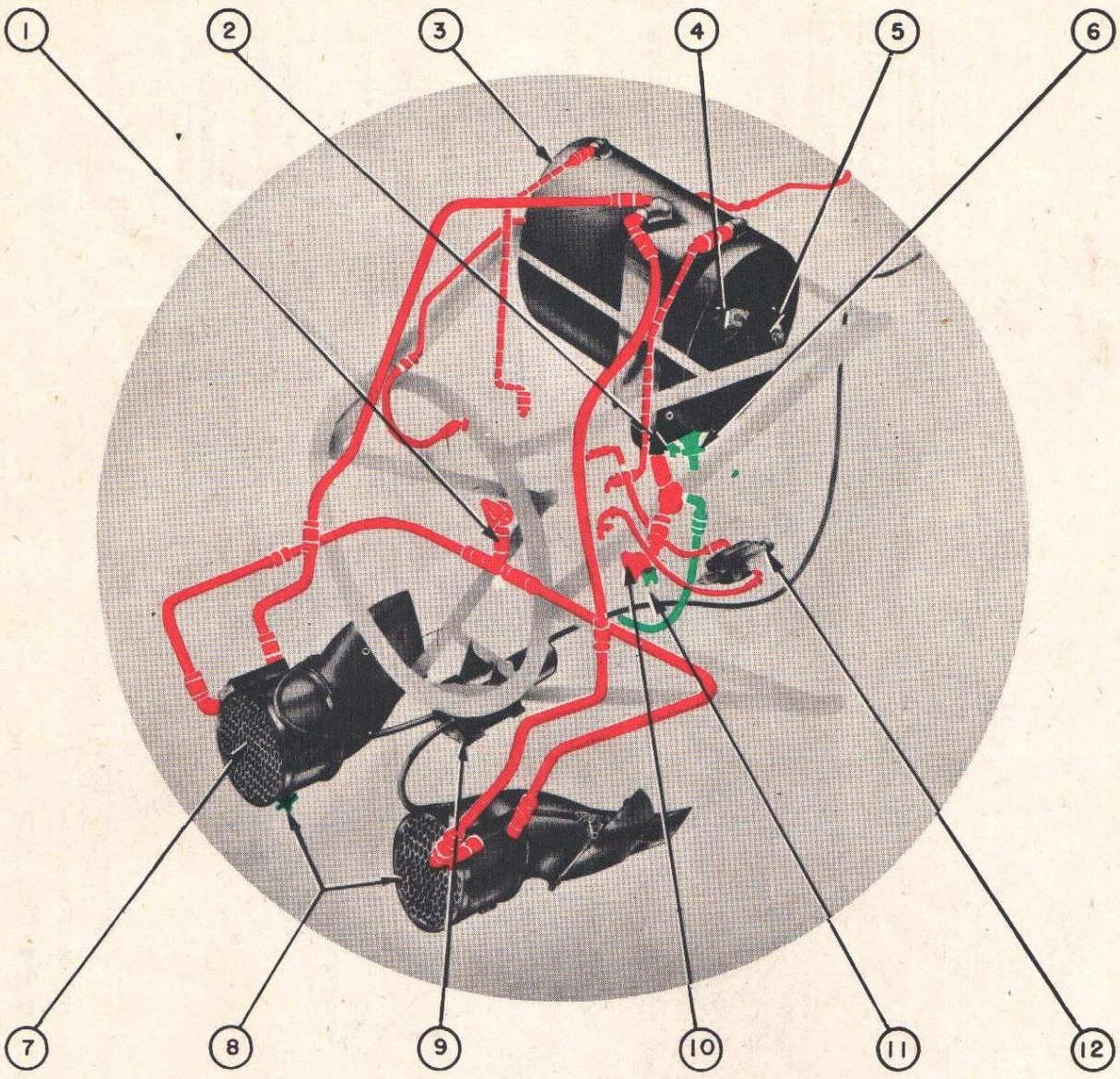


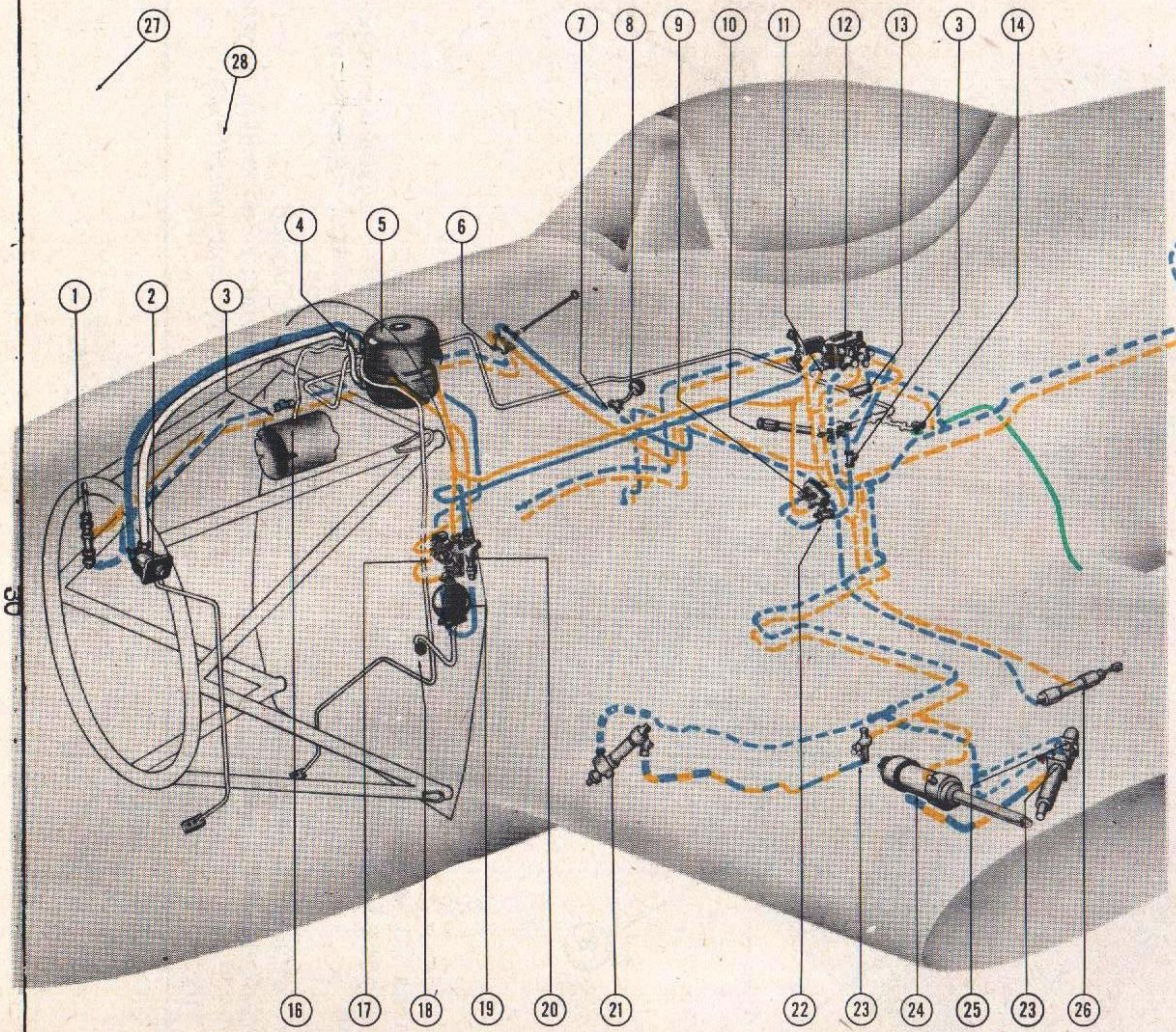
Рис. 27 – СХЕМА БЕНЗОПРОВОДКИ ПОДВЕСНЫХ БАКОВ.



Сливные трубки
Дренажные трубки
Маслотрубки

1. Выход масла из мотора
2. Сливная трубка отстойника маслобака
3. Маслобак
4. Заливная горловина маслобака
5. Контрольный кран нормального уровня масла.
6. Сливная трубка маслобака
7. Маслорадиаторы
8. Сливные краники маслорадиаторов
9. Агрегат управления заслонками маслорадиатора
10. Вход масла в мотор
11. Сливной краник Y-образной трубки
12. Регулятор турбонагнетателя.

Рис. 28 - СХЕМА МАСЛОСИСТЕМЫ.



Емкость в ам.галл.	
Бак	1,9 ам.галл.
Бак и система	5,2 ам. галл.

1. Цилиндр привода юбок капота мотора.
2. Моторная гидропомпа
3. Ограничитель
4. Клапан давления гидробака
5. Бачек гидросистемы
6. Кран управления юбками капота мотора
7. Стабилизирующий клапан
8. Манометр
9. Перепускной клапан закрылков
10. Аварийная ручная гидропомпа
11. Ограничитель
12. Кран управления
13. Обратный клапан
14. Перекрывной кран
15. Цилиндр привода хвостового колеса
16. Линия подачи давления в бак
17. Регулятор давления
18. Клапан зарядки воздухом аккумулятора гидросистемы
19. Аккумулятор гидросистемы
20. Перепускной клапан
21. Цилиндр привода створок шасси
22. Перепускной клапан закрылков
23. Регулирующий клапан
24. Цилиндр привода шасси
25. Цилиндр нижнего замка шасси
26. Цилиндр привода закрылков

Рис. 29 – СХЕМА ГИДРОСИСТЕМЫ.

1. Заслонка
2. Главный заборник воздуха
3. Коллектор выхлопных газов
4. Вход воздуха в карбюратор
5. Воздушный фильтр
6. Выходной туннель воздушного радиатора
7. Рычаг управления воздушным фильтром
8. Коллекторы выхлопных газов
9. Турбонагнетатель
10. Выхлопное сопло турбонагнетателя
11. Турбина
12. Воздушный радиатор

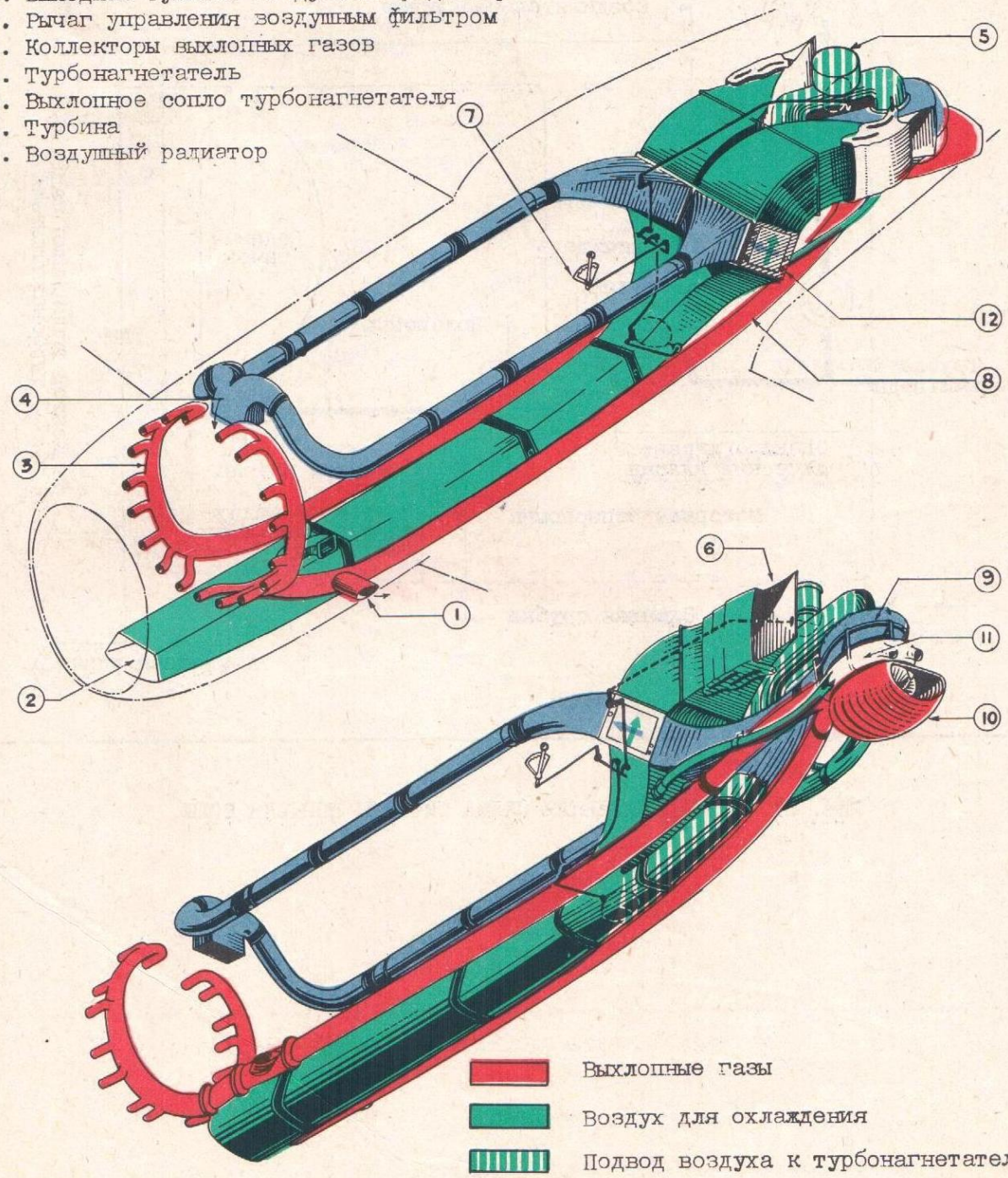


Рис. 30 - СХЕМА ВЫХЛОПНЫХ И ВСАСЫВАЮЩИХ КОЛЛЕКТОРОВ.

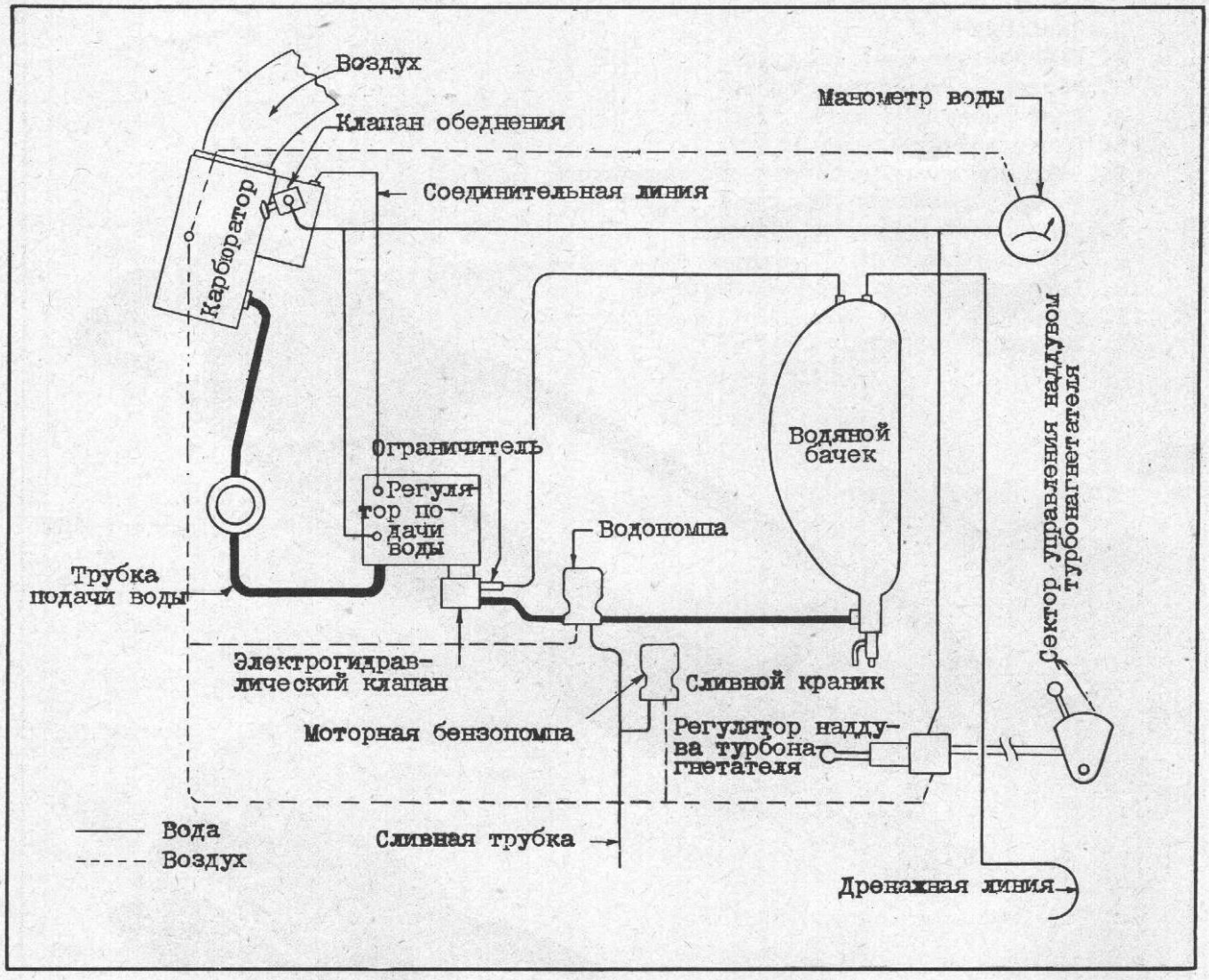


Рис. 31 - ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ ВПРЫСКА ВОДЫ.

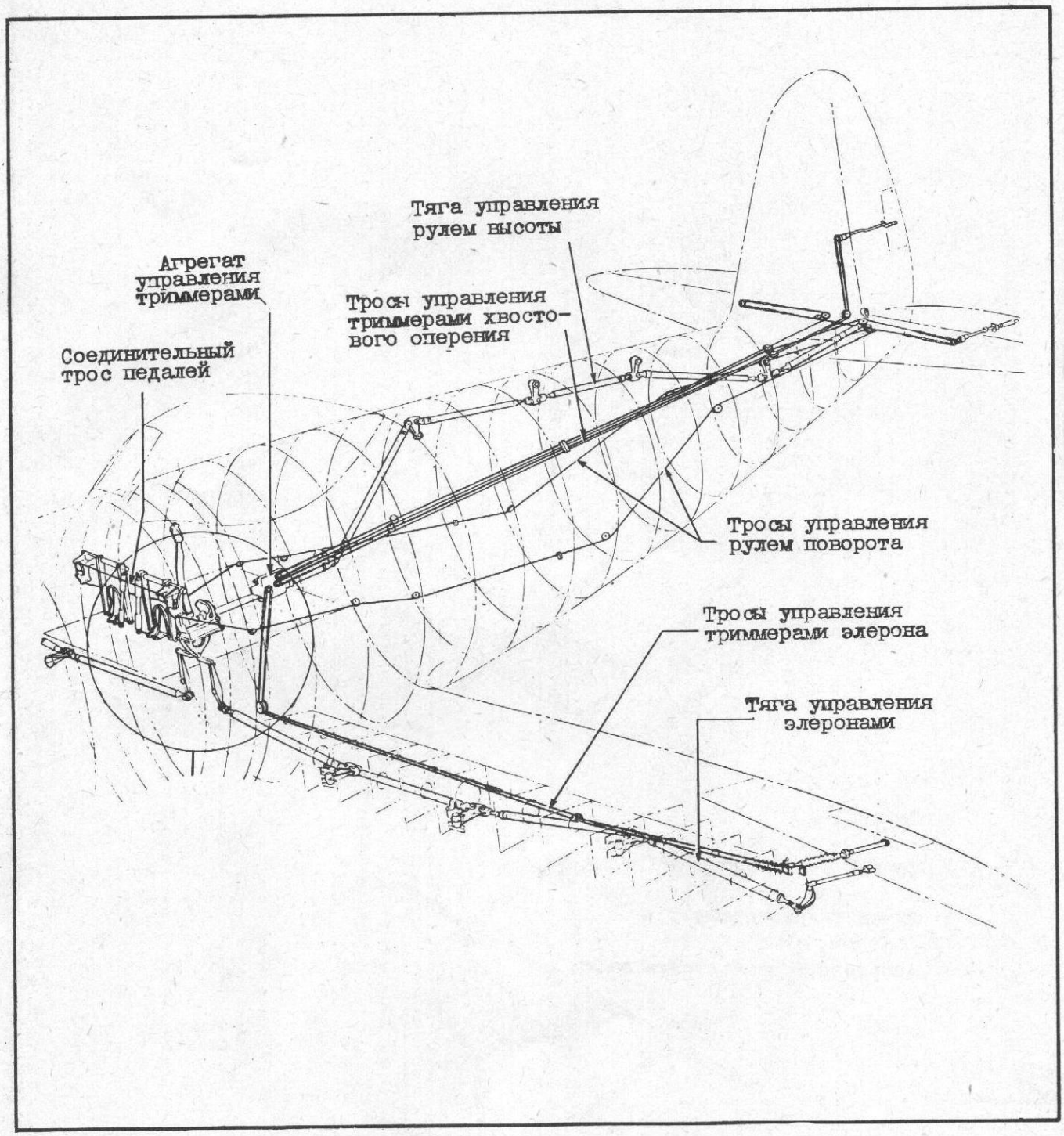
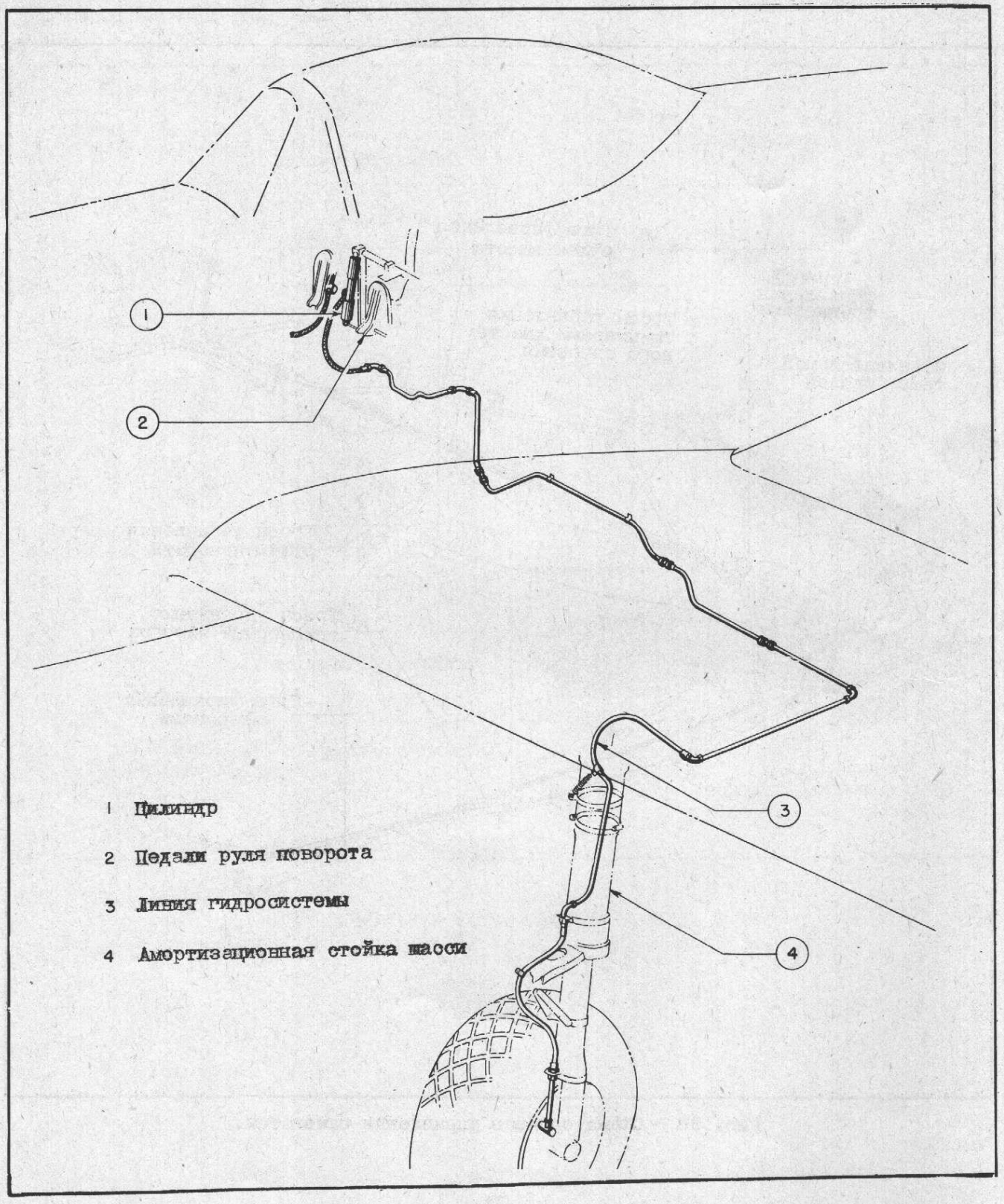


Рис. 33 - Схема органов управления самолетом.



1 Цилиндр

2 Педали руля поворота

3 Линия гидросистемы

4 Амортизационная стойка шасси

Рис. 34 – СХЕМА ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ.

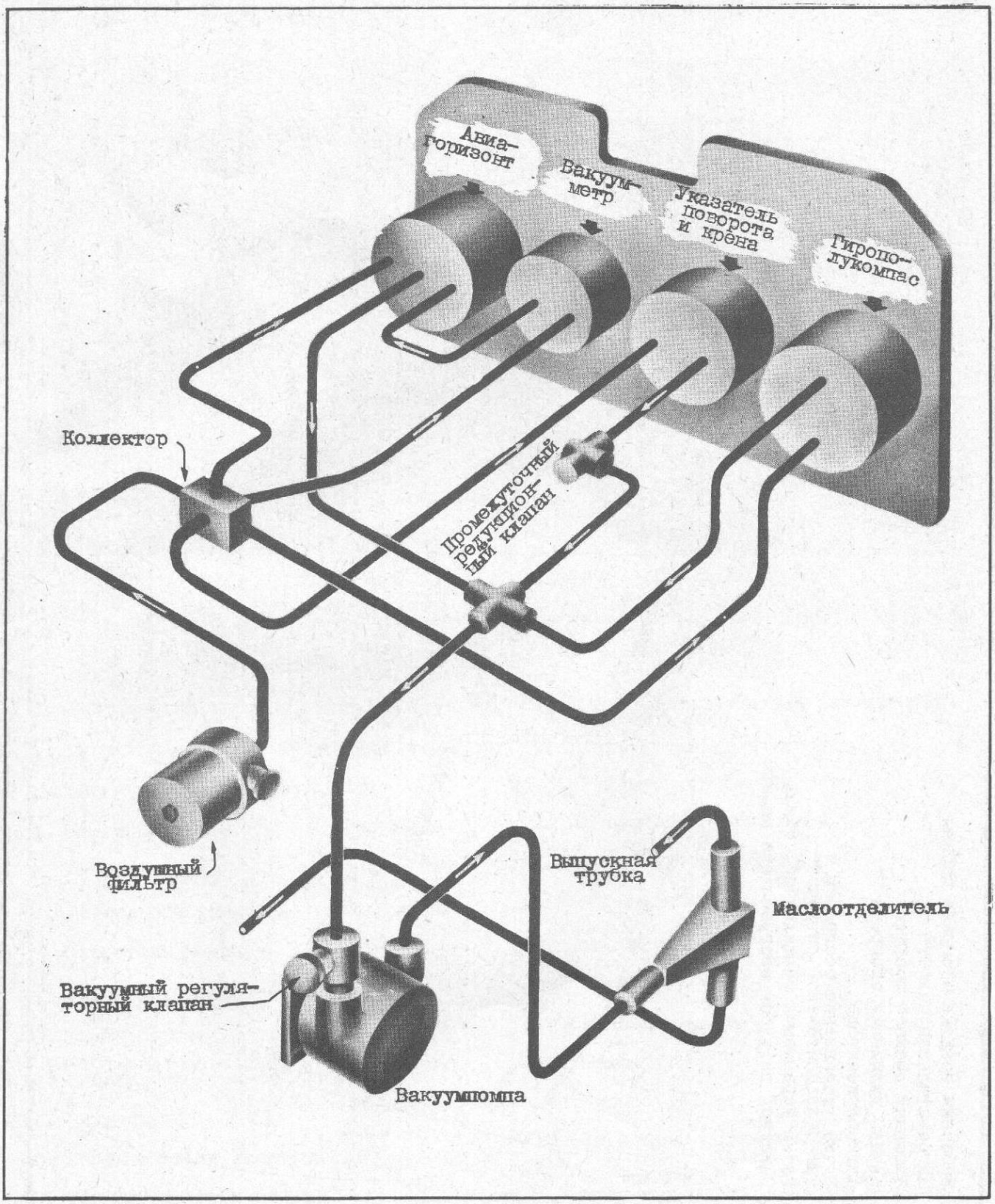


Рис. 35 - СХЕМА ВАКУУМСИСТЕМЫ.

1. Заборник воздуха обогрева кабины
2. Нагревательная полость
3. Заборник свежего воздуха
4. Клапан включения обогрева
5. Антиобледенитель
6. Ручка управления обогревом и антиобледенительной системой
7. Ручка управления вентиляцией кабины
8. Выходной патрубок обогревателя кабины

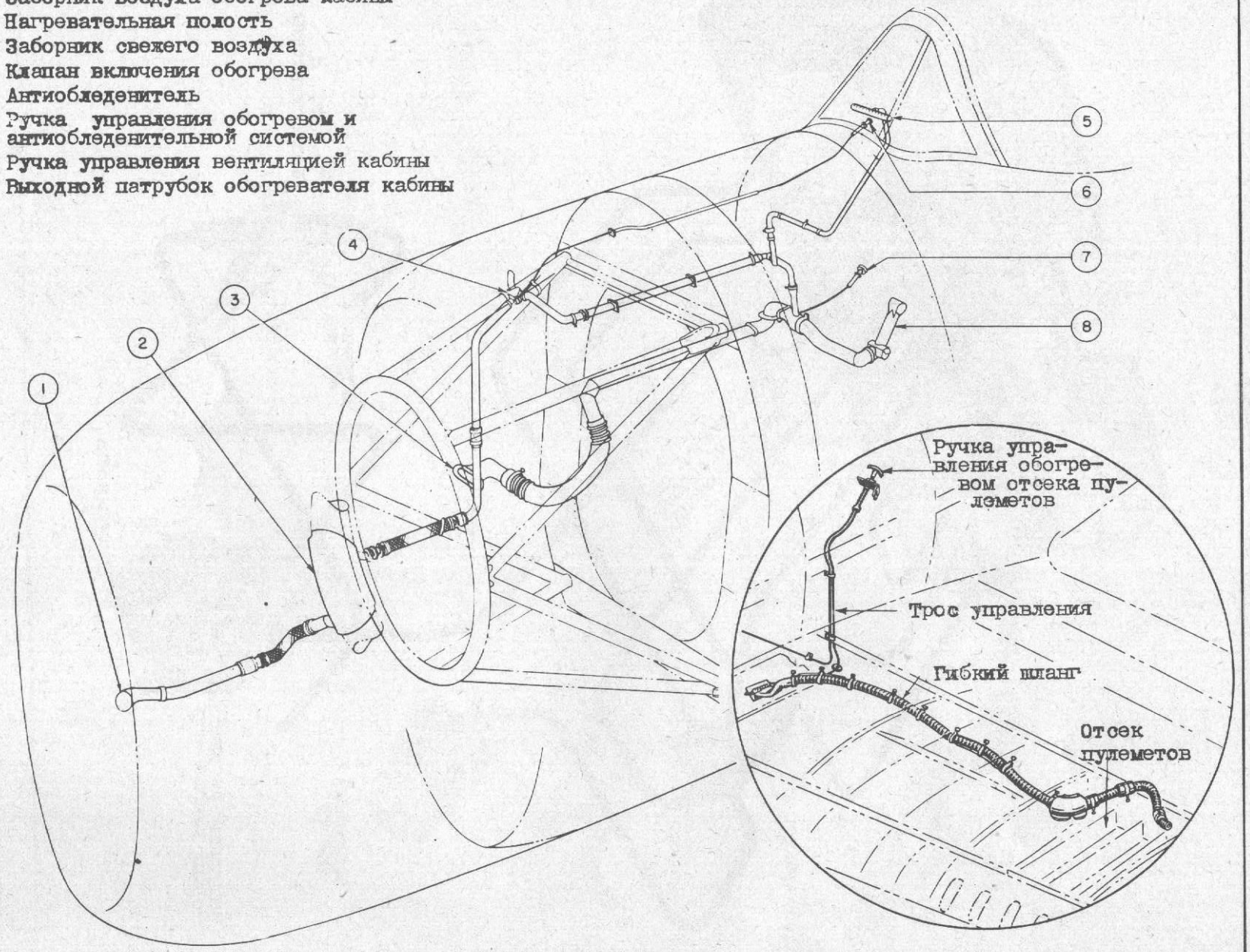
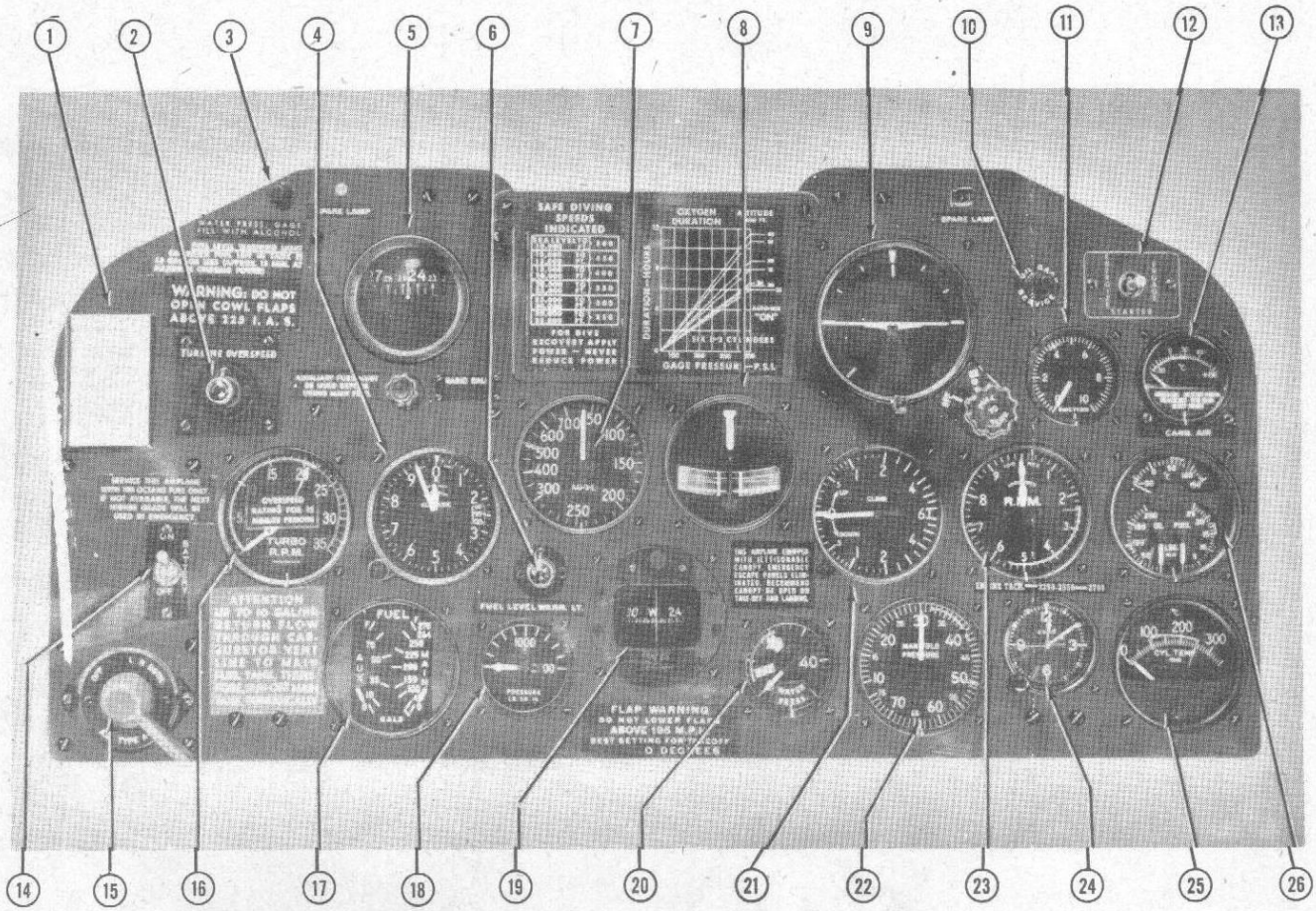
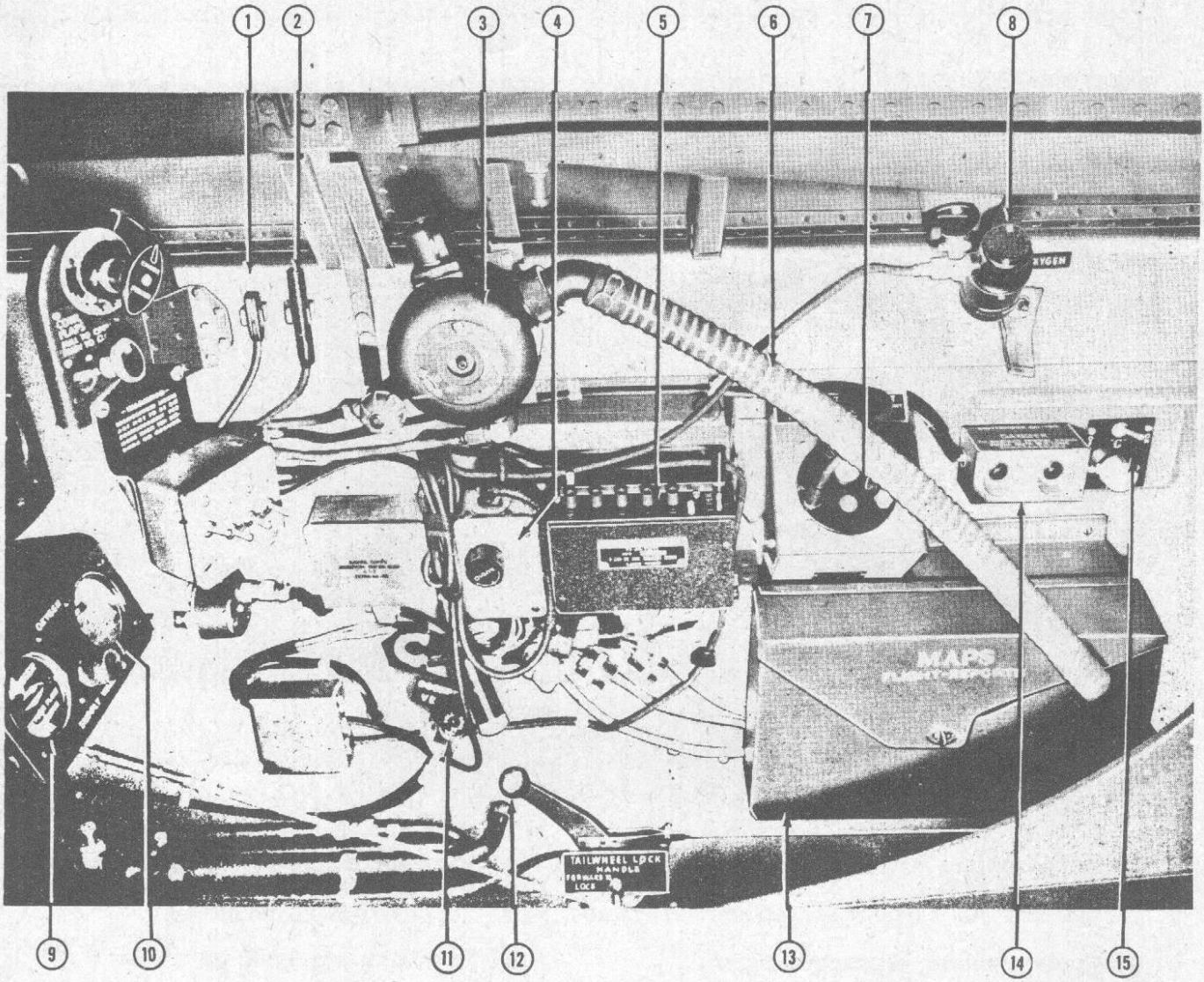


Рис. 36 – Система обогрева, вентиляции и антиобледенительная система кабины.



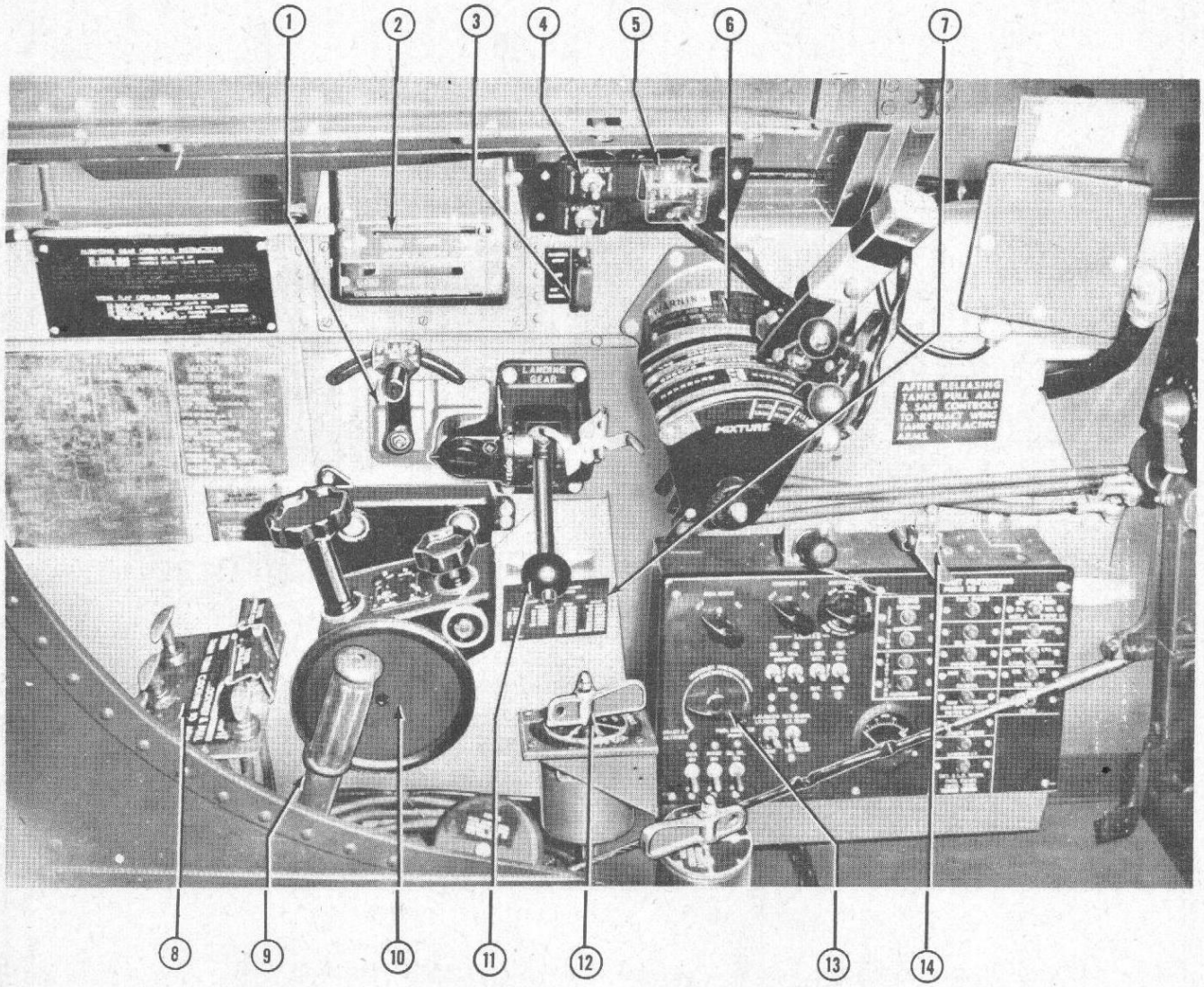
1. Поправочная таблица к высотомеру
2. Сигнальная лампочка турбонагнетателя
3. Краник линии манометра воды
4. Высотомер
5. Гирополукомпас
6. Сигнальная лампочка уровня горючего
7. Указатель скорости
8. Указатель поворота и крена
9. Авиагоризонт
10. Краник линии манометра масла
11. Вакуумметр
12. Переключатель стартера
13. Термометр карбюратора
14. Главный выключатель аккумуляторной батареи
15. Переключатель зажигания
16. Тахометр турбонагнетателя
17. Указатель бензиномера
18. Манометр гидросистемы
19. Магнитный компас
20. Манометр воды
21. Вариометр
22. Мановакуумметр
23. Тахометр
24. Часы
25. Термометр головок цилиндров
26. 3-стрелочный моторный индикатор: манометр масла, манометр бензина и термометр масла.

Рис. 37 - Приборная доска (для самолетов серии P-47D -28, включительно).



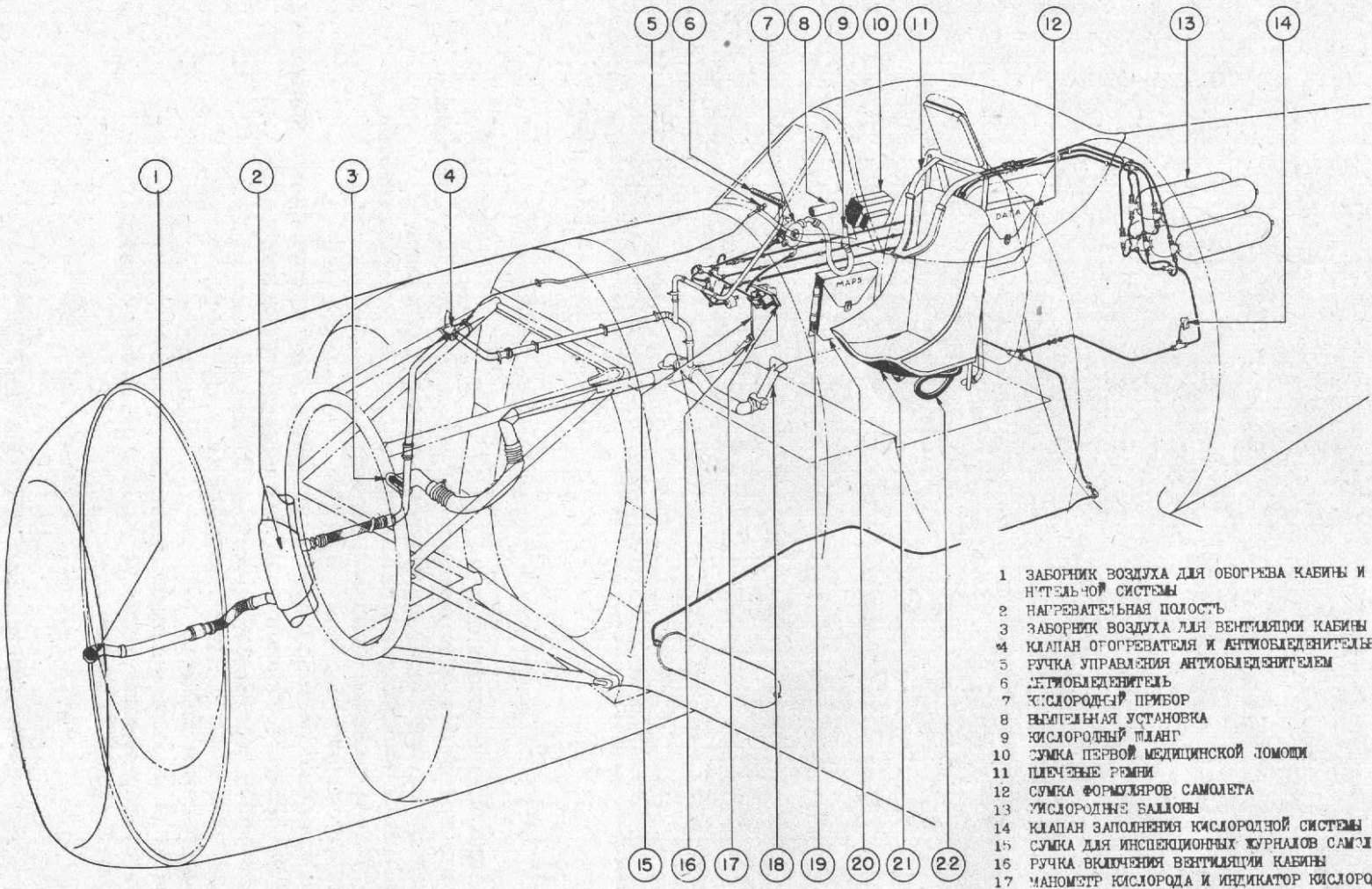
1. Штепсель присоединения ларингофона
2. Штепсель присоединения телефонов
3. Кислородный прибор
4. Регулятор громкости радиоприемника
5. Пульт управления радиостанцией
6. Кислородный шланг
7. Радиоприемник
8. Лампа освещения кабины
9. Указатель потока кислорода
10. Манометр кислорода
11. Ручка управления вентиляцией кабины
12. Рычаг стопорения хвостового колеса
13. Сумка для карт
14. Взрыватели специальной радиостанции
15. Выключатель специальной радиостанции

Рис. 39 - ПРАВАЯ СТОРОНА КАБИНЫ.



1. Ручка управления закрылками
2. Указатель положения заслонок воздушного и масляного радиаторов
3. Выключатель пулеметов и выключатель фотокинопулемета
4. Переключатели управления заслонками масло- и водо-радиаторов
5. Переключатель привода фонаря кабины
6. Колонка управления мотором
7. Таблица поправок к указателю бензиномера /при трехточечном положении/
8. Панель управления сбрасыванием подвесных бензобаков и бомб
9. Гидравлическая ручная помпа
10. Штурвальчики управления триммерами
11. Рычаг управления шасси
12. Главный кран переключения бензобаков
13. Реостат бустер-помпы
14. Сигнальная лампочка шасси

Рис. 40 - ЛЕВАЯ СТОРОНА КАБИНЫ.



1 ЗАБОРНИК ВОЗДУХА ДЛЯ ОБОГРЕВА КАБИНЫ И ДЛЯ АНТИОБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ
2 НАГРЕВАТЕЛЬНАЯ ПОЛОСТЬ
3 ЗАБОРНИК ВОЗДУХА ДЛЯ ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ
4 КЛАПАН ОБОГРЕВАТЕЛЯ И АНТИОБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ
5 РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ АНТИОБЛЕДЕНИТЕЛЕМ
6 АНТИОБЛЕДЕНИТЕЛЬ
7 КИСЛОРОДНЫЙ ПРИБОР
8 ВЫМПЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА
9 КИСЛОРОДНЫЙ ШЛАНГ
10 СУМКА ПЕРВОЙ МЕДИЦИНСКОЙ ПОМОЩИ
11 ПЛЕЧЕВЫЕ РЕМНИ
12 СУМКА ФОРМУЛЯРОВ САМОЛЕТА
13 КИСЛОРОДНЫЕ БАЛЛОНЫ
14 КЛАПАН ЗАПОЛНЕНИЯ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ
15 СУМКА ДЛЯ ИНСПЕКЦИОННЫХ ЖУРНАЛОВ САМОЛЕТА
16 РУЧКА ВКЛЮЧЕНИЯ ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ
17 МАНОМЕТР КИСЛОРОДА И ИНДИКАТОР КИСЛОРОДНОГО ПОТОКА
18 ВЫХОДНОЙ ПАТРУБОК ОБОГРЕВАТЕЛЯ КАБИНЫ
19 КАРМАННЫЙ ФОНАРИК
20 СУМКА ДЛЯ КАРТ
21 СИДЕНИЕ ПИЛОТА
22 ПИССУАРНАЯ ТРУБКА

Рис. 41 – СХЕМА РАСПОЛОЖЕНИЯ ОБОРУДОВАНИЯ В ФЮЗЕЛЯЖЕ.

Р А З Д Е Л II.

ИНСТРУКЦИИ ПИЛОТУ ПО ЭКСПЛОАТАЦИИИ САМОЛЕТА

1. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.

а. ЗАПРЕЩЕННЫЕ ФИГУРЫ.

/1/ Внутренний штопор больше, чем пол витка

/2/ Внешняя петля

/3/ Свечка

/4/ Продолжительный перевернутый полет

/5/ Бочка

/6/ Медленная бочка при скорости выше 313 миль/час

/7/ С подвесными бензобаками запрещаются боевне фигуры, посадка и пикирование на больших скоро - стях.

/8/ Во избежание бофтинга хвостового оперения, запрещается выполнение крутых разворотов и превышение скорости 225 миль/час с открытыми юбками капота мотора.

б. ПРЕДЕЛЬНЫЕ СКОРОСТИ.

/1/ При пикировании на разных высотах, скорость не должна превышать нижеуказанных пределов:

От уровня моря до 10.000 фут. - 500 миль/час

От 10.000 футов до 15.000фут. - 450 миль/час

От 15.000 футов до 20.000фут. - 400 миль/час

От 20.000 фут до 25.000 фут. - 350миль/час

От 25.000 фут до 30.000 фут. - 300миль/час

От 30.000 фут до 35.000 фут. - 250миль/час

/2/ Не выполнять разворотов при скорости меньшей 130 миль/час.

/3/ Не выпускать шасси при скорости большей 200 миль/час.

/4/ Не выпускать закрылков при скорости большей 190 миль/час.

/5/ Не выпускать посадочную фару на скорости большей 200 миль/час.

/6/ При установленных подвесных бензобаках не превышать нижеуказанных скоростей:

При 75 ам.галл. фюзеляжном подвесном баке - 350 миль/час

При 110 ам.галл.фюзеляжном подвесном баке - 325 миль/час

При 165 ам.галл.крыльевых подвесных баках - 300 миль/час

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ

Не создавать перегрузки более 4 G при выходе из пикирования с установленными подвесными крыльевыми баками или бомбами.

2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ.

а. Проверить форму 1.

б. Проверить форму F , данные по нагрузке и центровке, согласно AN 01-1B-40.

в. Для входа в кабину вытянуть запорную ручку фонаря /рис.2/, расположенную с левой стороны фюзеляжа, под направляющими фонаря. Над зализом крыла расположена ступенька.

3. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ ПОСЛЕ ВХОДА В КАБИНУ.

а. ПОДГОТОВКА ПЕРЕД ВСЕМИ ПОЛЕТАМИ.

/1/ Расконтрить органы управления

/2/ Установить правильную высоту сидения, для чего освободить запорную рукоятку с его правой стороны.

/3/ Отрегулировать педали руля поворота так, чтобы обеспечить удобное управление при крайних отклоненных положениях. Рычаг для регулировки педалей /рис.17/ расположен с внешней стороны каждой педали.

/4/ Убедиться, что рычаг управления шасси находится в положении "DOWN " /ВНИЗ/.

/5/ Установить рычаг управления /рис.15/ закрылками в положение "UP" /ВВЕРХ/.

/6/ Проверить работу ручной гидравлической помпы. Манометр должен показывать увеличение давления.

/7/ Отрегулировать длину пояса, плечевых ремней и проверить их состояние. Проверить работу замка.

/8/ Проверить работу органов управления и триммеров

/9/ Освободить тормоза, нажав на верхнюю часть педалей. Освободить ручку стояночного тормоза.

/10/ Осмотреть состояние приборов. Установить высотомер /рис.37, пункт 4/ на истинное барометрическое давление. Проверить показание часов и завести их.

/11/ Убедиться, что выключатель пулеметов /рис.47/ поставлен на "OFF" /ВЫКЛЮЧЕН/.

/12/ Убедиться, что переключатель зажигания /фиг. 37, пункт 15/ поставлен на "OFF" /ВЫКЛЮЧЕН/.

/13/ Включить главный выключатель аккумуляторной батареи /рис.37, пункт 14/ и убедиться, что все автоматические выключатели включены.

ПРИМЕЧАНИЕ

Не пользоваться самолетной батареей при подключенном аэродромном аккумуляторе.

/14/ Проверить работу световой сигнализации /см. рис.5/.

/15/ Проверить по бензиномеру количество горючего в баках самолета /см.рис.37, пункт 17/. При подсчете принять во внимание таблицу поправок к бензиномеру при трехточечном положении самолета /рис.8/.

/16/ Проверить количество кислорода по показанию манометра /рис.45, пункт 6/.

/17/ Проверить работу заслонок масляного и воздушного радиаторов /рис.13/. Установить заслонки в нейтральное положение.

/18/ По окончании проверки выключить аккумуляторную батарею /если проверка производится от бортового аккумулятора/.

/19/ Установить рычаг управления шагом винта в переднее положение " Increase RPM " /Увеличение оборотов/.

/20/ Установить реостат бустер-помпы /на приборной доске, рис.5/ в положение " Start and Altitude" /Запуск и Высота/ - /полностью против движения часовой стрелки/.

/21/ Проверить работу подсвета прицела /см.рис.5/.

6. СПЕЦИАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА ПЕРЕД НОЧНЫМ ПОЛЕТОМ.

/1/ Включить бортовую аккумуляторную батарею, если не подключен аэродромный аккумулятор.

/2/ Включить освещение кабины /см.рис.5/.

/3/ Проверить работу аэронавигационных огней /см.рис. 10, пункт 3/.

/4/ Проверить работу посадочной фары /см.рис.5/.Убедиться, что после испытаний фара полностью убрана. Не включать посадочную фару больше, чем на 5 секунд.

4. УКАЗАНИЯ ПО ЭКСПЛОАТАЦИИ БЕНЗОСИСТЕМЫ.

а. Для питания горючим из главного или дополнитель - ного баков, необходимо установить селекторный кран в соответствующее положение. Для питания горючим из подвесных баков необходимо сначала поставить селекторный кран подвесной бензосистемы в соответствующее положение, затем поставить главный селекторный кран /рис.7/ в положение " EXTERNAL " /ВНЕШНИЙ/.

ПРИМЕЧАНИЕ

Устанавливать селекторные бензокраны всегда по щелчку в кране, проверяя постановку крана в надлежащее положение ручки крана рукой на ощупь.

б. Держать реостат бензо-бустер-помпы /рис.5, пункт 6/ в положении " START AND ALTITUDE " /ЗАПУСК И ВЫСОТА/ до тех пор, пока прибор давления бензина не покажет, что моторная помпа не дает достаточного давления.

в. Если в течение высотных полетов моторная бензопомпа откажет, надо повернуть ручку реостата бустерпомпы по часовой стрелке до отказа в положение " EMERGENCY " /АВАРИЙНОЕ/. Если это не дает нормального давления бензина, убирать сектор управления нагнетателем до положения, при ко-

тором будет достигнуто нормальное давление бензина.Если на больших высотах было необходимо применять бустер - помпу, включенную на положение " EMERGENCY " /АВАРИЙНОЕ/, то при спуске необходимо следить за давлением бензина и регулировать его, так как оно будет возрастать.

г. Если моторная бензопомпа откажет на взлете или на низких высотах, надо повернуть ручку реостата бустер-помпы до отказа по часовой стрелке в положение " EMERGENCY " /АВАРИЙНОЕ/, после чего можно давать мотору полную мощность. В этом случае,нет необходимости менять положение рычага управления нагнетателем.

д. Вследствие того, что прибор бензиномера отградуирован в крупных единицах, необходимо все время иметь аварийный запас бензина в 10-15 ам.галл.в дополнительном бензобаке.

е. Во время переключения внутренних баков надо уменьшить мощность мотора и включить бустерпомпу на " EMERGENCY " /АВАРИЙНОЕ/. Проявить осторожность при установке ручки крана по щелчку.

ж. Для питания горючим из внешних бензобаков необходимо первоначально поставить селекторный кран подвесных бензобаков в соответствующее положение, а затем переключить главный селекторный кран в положение " EXTERNAL " /ВНЕШНЕЕ/. Подвесные /наружные/ бензобаки не имеют бен -

зиномеров и выработка горючего из них должна быть подсчитана на основании "Таблицы летных данных", приведенной в Приложении I .

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Система подачи давления воздуха в подвесных бензобаках является общей и,поэтому,при сбрасывании одного бака прекращается подача давления в остальные баки.

з. Порядок включения бензобаков:

/1/ Взлет на главном бензобаке.

/2/ Следующими включаются подвесные.

/3/ Вырабатывать дополнительный бак до аварийного запаса в 10 ам.галл.

/4/ Посадка на главном баке.

ПРИМЕЧАНИЕ

Во время полета периодически включать главный бак для предотвращения его переполнения. Через дренажную линию карбюратора в главный бензобак подается , примерно,10 ам.галл.

и. Сигнальная лампочка уровня бензина, установленная

на приборной доске /рис.37, пункт 6/, загорается, когда в главном бензобаке остается около 40 ам.галл.

5. ЗАПУСК МОТОРА.

а. Сделать несколько оборотов винта с выключенными зажиганием и батареей.

б. При наличии аэродромного аккумулятора подключить его к специальной розетке, установленной на правом капоте мотора.

в. Поставить главный селекторный кран /рис.7/ в положение "MAIN" /ГЛАВНЫЙ/.

г. Подать сектор газа вперед на 1 дм./рис.6/.

д. Сектор управления турбонагнетателем /рис.6/ должен быть в крайнем заднем положении.

е. Установить сектор управления качеством смеси в положение " IDLE CUT-OFF" /ПОДАЧА БЕНЗИНА В МОТОР ПЕРЕКРЫТА/.

ж. Сектор управления шагом винта /рис.6, пункт 5/ поставить в положение " INCREASE RPM "/УВЕЛИЧЕНИЕ ОБОРОТОВ - ПЕРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ/.

з. Реостат бустер-помпы /рис.5, пункт 6/ поставить в крайне левое положение "START AND ALTITUDE " /ЗАПУСК И ВЫСОТА/.

и. На пыльном аэродроме включить воздушный фильтр /рис. 14/.

к. Залить мотор 2-4 раза в теплую погоду и 4-6 раз в холодную . В особенно холодную погоду может потребоваться открытие сектора газа на 1/4 и большее количество заливки. После заливки убедиться, что шприц включен /рис. 10, пункт 1/.

л. Включить главный выключатель батареи /рис.37,пункт 14/, если не подключен аэродромный аккумулятор.

м. Убедиться, что под винтом никого нет и повернуть выключатель зажигания /рис.37, пункт 15/ в положение "BOTH "/ОБА/.

н. Кратковременным включением убедиться в работе стартера /на сцепление/ /рис.37, пункт 12/.

о. Включить стартер на "ENERGIZE "/РАЗГОН/ не более, чем на 20 сек., после чего переключить его на "ENGAGE " /СЦЕПЛЕНИЕ/ не более, чем на 30 сек.

п. Если мотор не запускается, вторичное включение стартера производить лишь через одну минуту, во избежание перегрева электромотора.

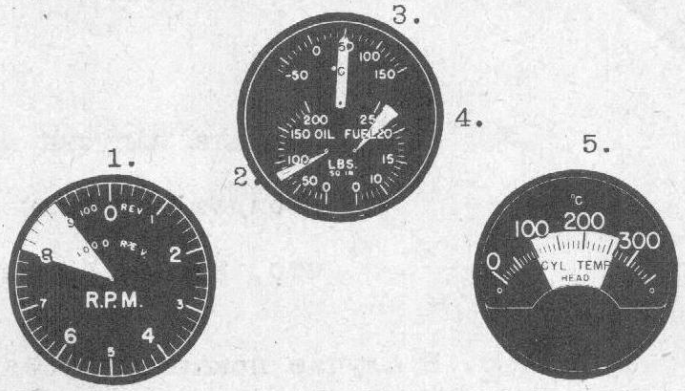
р.Как только мотор запустился, необходимо перевести сектор качества смеси в положение " AUTO-RICH " /АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОГАТАЯ/ и сектор установить на 900 об/мин.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Сектор качества смеси держать в положении " IDLE CUT-OFF " /МАЛЫЙ ГАЗ - ОСТАНОВ/ до

ПРОГРЕВ

1.Обороты: 800-900 об/мин.
2.Давление масла: 75-85 фун/кв.дм.
3.Температура масла: 50°С.
4.Давление бензина: 22-24 фун/кв.дм.
5.Температура головок цилиндров: 100-260°С.



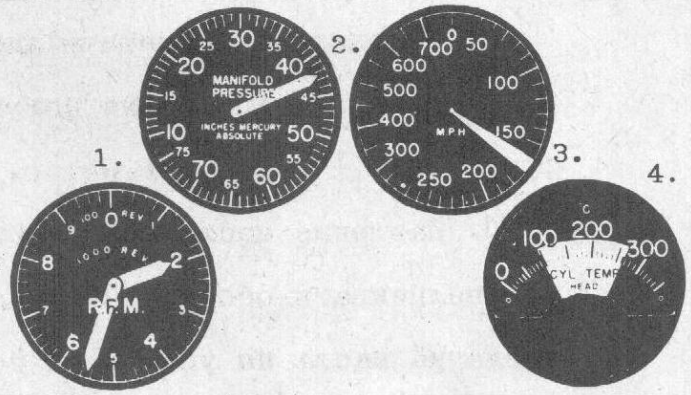
ВЗЛЕТ

1.Обороты: 2700 об/мин.
2.Давление масла: 70-95 фун/кв.дм.
3.Температура масла: 40-95°С.
4.Давление бензина: 22-24 фун/кв.дм.
5.Давление наддува: 52 дм.рт.ст.
6.Скорость по прибору:115-120 миль/час.



НАИВЫГОДНЕЙШИЙ НАБОР ВЫСОТЫ

1.Обороты: 2550 об/мин.
2.Давление наддува: 42,5 дм.рт.ст.
3.Скорость по прибору: 160-170 миль/час
4.Температура головок цилиндров: 100-260°С.



ПОСАДКА

1.Обороты: 2550 об/мин.
2.Скорость по прибору:115-130 миль/час
3.Температура головок цилиндров: 100-260°С.

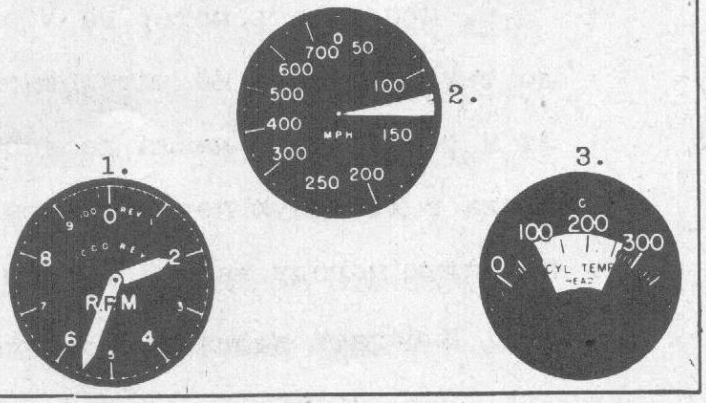


ТАБЛИЦА РЕКОМЕНДУЕМЫХ РЕЖИМОВ МОТОРА.

момента запуска мотора, иначе произойдет переполнение мотора горючим, что, в свою очередь, вызовет пожар.

с. В случае пожара в отсеке мотора необходимо:

/1/ Поставить сектор качества смеси в положение "IDLE CUT-OFF " /МАЛЫЙ ГАЗ-ОСТАНОВ/.

/2/ Выключить селекторный бензокран.

/3/ Поставить сектор газа в крайнее переднее положение.

6. ПРОГРЕВ МОТОРА И ПРОВЕРКА РАБОТЫ ОБОРУДОВАНИЯ.

а. Немедленно проверить давление масла. Если через 30 сек. после запуска не получено давление масла в 25 фун/кв.дм. - выключить мотор.

б. Давление масла может возрастать до 150-200 фун/кв.дм. Не увеличивать обороты мотора сверх 1000 об/мин., пока давление масла не упадет до нормального.

в. Прогревать мотор на оборотах от 800 до 1000 об/мин. до тех пор, пока не установится нормальное давление масла и температура масла не достигнет 40°С. Во время прогрева в холодную погоду закрыть жалюзи маслорадиаторов. В теплую погоду жалюзи должны быть в нейтральном положении. Избегать излишне-продолжительной работы мотора на

земле. При работе мотора на земле всегда держать открытыми юбки его капота, во избежание сгорания проводов зажигания.

7. ВЗЛЕТ ПО ТРЕВОГЕ.

Применить разжижение масла для получения должного давления его при умеренной мощности и взлете.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Подавать сектор газа вперед медленно, но равномерно. Резкая подача газа вызовет разворачивание самолета.

8. ПРОВЕРКА РАБОТЫ МОТОРА И АГРЕГАТОВ.

а. После прогрева мотора установить сектор управления шагом винта в положение "INCREASE RPM" /УВЕЛИЧЕНИЕ ОБОРОТОВ/ и произвести проверку работы магнето:

/1/ Для самолетов, оборудованных винтом Гамильтон-Стандарт:

/а/ Испытать каждое магнето при оборотах мотора в 2000 об/мин. и при давлении наддува 30 дм.рт.ст. Падение оборотов не должно превышать 100 об/мин.на каждом магнето.

/2/ Проверить работу мотора на полной мощности при 45 дм.рт.ст. Передвинуть сектор управления турбонагнета-

телем полностью вперед и проверить работу мотора при наддуве в 52 дм.рт.ст. Проверку работы мотора на полной мощности не следует производить перед каждым полетом. При пробе мотора, хвост должен быть опущен и колеса заторможены.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При работе мотора на большой мощности и при полностью включенном турбонагнетателе никогда не убирать сектор газа .

б. Проверить работу воздушного винта.

в. Проверить работу генератора по амперметру.

г. Проверить давление и температуру масла /см.таблицу, рис.42/.

д. Проверить давление бензина.

е. Проверить давление воды: давление должно быть от 30 до 32 фун/кв.дм. при работе мотора на земле на оборотах 2000 об/мин.

ж. Убедиться в правильном показании манометра гидросистемы /рис.37, пункт 18/.

з. Проработать мотор на всех бензобаках, включая подвесные, если они установлены.

и. Проверить работу авиагоризонта. Авиагоризонт остается включенным все время, за исключением времени фигур-

ных полетов, при которых получается превышение рабочих пределов.

9. ИНСТРУКЦИЯ ПО РУЛЕЖКЕ.

Перед рулежкой отпереть хвостовое колесо. Вырулива - ние следует производить змейкой для обеспечения лучшего обзора впереди.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Во время рулежки соблюдать осторожность, чтобы не повредить винт. Не производить выруливания с опущенными закрылками.

10. ВЗЛЕТ.

а. ОКОНЧАТЕЛЬНАЯ ПРОВЕРКА.

/1/ Установить триммера во взлетное положение. Если дополнительный бензобак полностью залит, установить триммер руля высоты на 1/4 дм. вперед от белой пометки.

/2/ Сектор качества смеси - в положении "AUTO-RICH" /АВТОМАТИЧЕСКАЯ-БОГАТАЯ/.

/3/ Сектор управления шагом винта - в переднем положении "INCREASE RPM " /УВЕЛИЧЕНИЕ ОБОРОТОВ/.

/4/ Селекторный кран - в положении "MAIN TANK " /ГЛАВНЫЙ БАК/.

ОГРАНИЧЕНИЯ РЕЖИМОВ МОТОРА ПРИ ПОЛЬЗОВАНИИ БЕНЗИНОМ СОРТА 91.

МОДЕЛИ САМОЛЕТОВ: RP-47B; RP-47C; P-47D и P-47G	ТИП МОТОРА: R-2800 серии "B"

Горючее: сорт 91 ; спецификация AN-F-26

Условия работы	Максим. давление наддува /дм.рт.ст./	Максим. обороты /об/мин/	Мощность л.с.	Положение сектора качества смеси	Нагнетатель	Высота /футов/	Максим. продолжительность /мин./
Взлетная	42	2700	1620 до 1750	авт.-богатая	Турбонагнетатель	От уровня моря до 3500	5
	42	2700	1660 до 1700	авт.-богатая		От 3500 до 8000	
Номинальная мощность	39,5	2550 мин.	1500	авт.-богатая		На уровне моря	Неограничено
	36	2550 мин.	1500	авт.-богатая		11500 и выше	" "
Максим. крейсерская	36	2230 мин.	1200	авт.-богатая		На уровне моря	" "
	28	2230 мин.	1200	авт.-богатая		18000 и выше	" "
Крейсерская	34,0	2230	1080	авт.-бедная		На уровне моря	" "
	29	2230	1080	авт.-бедная		13500 и выше	" "

Замечания: Только в аварийных случаях можно применять во время взлета давление наддува в 45 дм.рт.ст. в течение 1 1/2 мин.

/5/ Закрылки - подняты. /Ручка управления закрылками должна быть оставлена в положении " UP" /ВВЕРХ/.

/6/ Юбки капота мотора - открыты.

/7/ Фонарь кабины - открыт.

/8/ При оборотах мотора в 1400 об/мин. проверить работу генератора и радиостанции.

6. ТЕХНИКА ВЗЛЕТА.

/1/ Развернуться вдоль взлетной полосы, медленно продвигаться вперед и запереть хвостовое колесо.

/2/ Наполовину опущенные закрылки облегчат взлет при короткой взлетной дорожке. Если закрылки выпущены, следует быстрее отрывать колеса и набрать максимально возможную скорость до начала набора высоты. До набора высоты, минимум в 500 футов, закрылки должны оставаться выпущенными, а затем их медленно убирать для предотвращения потери высоты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Перед взлетом, хвостовое колесо должно быть всегда заперто. При отпертом колесе может произойти разворот самолета.

/3/ Удерживая самолет на тормозах, подать вперед сектор газа и сектор управления турбонагнетателем до по-

лучения давления наддува в 30 дм.рт.ст. Затем освобо - дить тормоза и подать сектор газа вперед для взлета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При высокой температуре окружающего воздуха /35°С.или выше/, взлет следует производить без турбонагнетателя /рассоединив управление/ во избежание излишнего увеличения темпера - туры воздуха в карбюраторе и падения мощности. В этом случае, турбонагнетатель следует включить при достижении соответствующей высоты и минимальной температуры воздуха карбюратора.

/4/ После взлета отодвинуть предохранительную защелку /рис.15/ и поставить ручку управления выпуском и уборкой шасси в положение "UP" /ВВЕРХ/. Ручка управления должна быть в положении "UP" до момента полной уборки шасси. Рекомендуется всегда полностью заканчивать уборку или выпуск шасси, за исключением аварийных слу - чаев.

11. ОТКАЗ МОТОРА НА ВЗЛЕТЕ.

а. Увеличить скорость самолета за счет увеличения угла планирования.

б. Повернуть реостат бустер-помпы полностью по часовой стрелке - положение "EMERGENCY" /АВАРИЙНОЕ/.

в. Если мотор не восстанавливает мощности, приготовиться к посадке прямо перед собой. В случае необходимости, произвести посадку с убранным шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не пытаться развернуть самолет обратно на взлетную дорожку.

г. Выпустить закрылки.

д. Поставить селекторный бензокран в положение "OFF" /ВЫКЛЮЧЕНО/ и сектор качества смеси на "IDLE CUT-OFF" /МАЛЫЙ ГАЗ - ОСТАНОВ/.

е. Выключить зажигание и батарею.

ж. Открыть фонарь кабины.

з. После посадки самолета, возможно быстрее выйти из самолета и удалиться от него.

12. НАБОР ВЫСОТЫ.

а. 150-165 миль/час является наивыгоднейшей скоростью при наборе высоты. При продолжительном наборе высоты или при жаркой погоде следует выдерживать еще большую скорость для обеспечения достаточного охлаждения мотора. Скорость следует увеличивать в соответствии с нормальной температурой головок цилиндров.

б. Юбки капота мотора должны быть открыты. Если температура головок цилиндров превышает 260°С. следует увели - чить скорость. Температура масла не должна превышать 95°С. и температура воздуха в карбюраторе - 35°С.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Внимательно следить за температурой воздуха в карбюраторе, так как она быстро повышается при включенном воздушном фильтре.

в. При наборе достаточной высоты выключить воздушный фильтр.

13. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

а. Режимы мотора должны устанавливаться в соответствии с таблицами, приведенными в разделе III .

б. Для снижения мощности задержать взаимно-соединенные секторы газа и турбонагнетателя. Установить требуемые обороты при помощи сектора винта и затем установить желательное давление наддува.

в. Для увеличения мощности подать сектор газа вперед;при этом соединенный сектор винта также передвинется вперед.

г. На высоте свыше расчетной необходимо рассоединить управление мотора и произвести самостоятельную регулировку

сектора газа и сектора турбонагнетателя, во избежание излишнего увеличения скорости турбонагнетателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Никогда не превышать максимально допустимых оборотов турбонагнетателя, отмеченных красной линией на тахометре.

д. В большинстве случаев установка необходимой мощности на больших высотах производится посредством регулировки только одного сектора турбонагнетателя. Однако, при этом необходимо соблюдать осторожность, чтобы избежать возможного появления двух неблагоприятных условий для работы, а именно:

/1/ ПАДЕНИЕ МОЩНОСТИ ТУРБОНАГНЕТАТЕЛЯ.- В том случае, когда сектор управления турбонагнетателем находится в крайнем переднем положении и уменьшение мощности мотора производится сектором газа или уменьшением оборотов, произойдет уменьшение давления выхлопных газов. Вследствие уменьшения мощности турбонагнетателя, уменьшится давление наддува, что повлечет за собой дальнейшее падение давления выхлопных газов. Конечным результатом будет полная потеря мощности турбонагнетателя. Для выхода из данного положения необходимо увеличить скорость самолета /опустив нос/, подать вперед сектор газа и увеличить обороты мотора. Следствием этого

будет увеличение давления выхлопных газов и восстановление мощности турбонагнетателя. Восстановление мощности турбонагнетателя на большой высоте требует около 30 сек.

/2/ ПУЛЬСАЦИИ. - В другом случае, при крайнем переднем положении сектора турбонагнетателя и при снижении мощности мотора сектором газа или оборотами мотора, может произойти так называемое "подпирание" турбонагнетателя. При этом давление выхлопных газов достаточно для обеспечения мощности турбонагнетателя, но его производительность превышает потребление мотора, чем вызывается обратное " подпирание" воздуха на всасывании и пульсация давления воздуха во всасывающих патрубках. Так как бензопомпа соединена с воздухом в карбюраторе, произойдет пульсация давления бензина, нарушение качества смеси и, как следствие, неравномерная работа мотора. Неравномерность работы мотора может быть устранена посредством уменьшения оборотов турбонагнетателя, подачи вперед сектора газа или увеличения числа оборотов мотора.

е. Все модели самолетов устойчивы во время посадки. Подвесные баки ухудшают путевую устойчивость. При заполненных подвесных бензобаках запрещается выполнение разных разворотов, фигур высшего пилотажа или пикирования на большой скорости.

г. Триммеры очень эффективны и, поэтому, пользоваться ими следует осторожно.

/1/ Выпуск шасси не изменяет устойчивости самолета.

/2/ Во время пикирования самолет имеет тенденцию к правому развороту при увеличении скорости.

з. Для экономического крейсерского режима установить давление наддува в 32 дм.рт.ст.и уменьшить обороты согласно избранной дальности полета. См. таблицы режимов мотора, приведенные в Приложении I.

14. ПОТЕРЯ СКОРОСТИ.

а. При нейтральном положении рулей управления, самолет не имеет тенденции к переходу в штопор, однако, левое крыло теряет подъемную силу быстрее; самолет переходит в пикирование, после чего управляемость восстанавливается.

б. Самолет имеет следующие минимальные скорости:

/1/ При поднятых закрылках и шасси - 115 миль/час

/2/ При опущенных закрылках и шасси -100 миль/час

в. При потере скорости на развороте, самолет имеет тенденцию к сваливанию на левое крыло.

15. ШТОПОР.

а. Самолет P-47 имеет нормальные характеристики штопора без подвесных бензобаков, при весе около 12 500 фунтов и при центре тяжести в 28% от САХ., за исключением верти -

кального колебания передней части фюзеляжа. Самолет произвольно не входит в штопор; вход в штопор должен быть произведен посредством рулей поворота и высоты. Для получения установившегося штопора необходимо рули поворота и высоты держать все время полностью отклоненными. Выход из штопора производится в следующей последовательности:

/1/ Дать полностью противоположную ногу.

/2/ Руль высоты поставить в нейтральное положение.

/3/ Полностью отклонить элероны в противоположную сторону штопора.

б. Все движения органов управления должны быть плавными, но быстрыми. Вышеописанная рекомендация по выходу из штопора должна обеспечить выход через пол витка. Если самолет не вышел из штопора, оставить органы управления в вышеуказанном положении и дать сектор газа вперед, минимум на половину хода. Не пытаться изменить положение органов управления до тех пор, пока самолет не сделает, по крайней мере, трех витков без изменения характера штопора. При входе в штопор теряется, приблизительно, 1000 футов, при выходе - 1000 футов и 1000 фут. на один виток при убранных шасси и закрылках и закрытом фонаре. При выпущенном шасси и поднятых закрылках теряется, приблизительно, 3000 футов на один виток. Практически разрешается выполнять не больше, чем пол витка.

16. ФИГУРЫ ВЫСШЕГО ПИЛОТАЖА.

На самолете разрешается выполнение всех нормальных фигур высшего пилотажа. Не разрешается выполнение перевернутой петли или перевернутого полета. Не выполнять медленной бочки при скорости свыше 313 миль/час.

17. ПИКИРОВАНИЕ.

а. Благодаря явлению сжимаемости воздуха, при пикировании на больших высотах, самолет имеет тенденцию к увеличению угла пикирования. Поэтому, не производить ввод в пикирование при триммерах руля высоты, установленных на утяжеление носа больше, чем это требовалось при горизонтальном полете на большой скорости. Установку триммеров производить так, чтобы при пикировании самолет имел тенденцию к выходу из пикирования, и для удержания его в этом положении пилоту приходилось бы прилагать некоторое усилие.

б. При применении незначительного отклонения триммера руля высоты для облегчения выхода из пикирования при значительной скорости, необходимо соблюдать осторожность во избежание слишком резкого выхода из пикирования, для чего поддерживать ручку в переднем положении.

в. Для облегчения выхода из пикирования следует увеличить мощность мотора. Уменьшение мощности мотора увеличивает угол пикирования.

г. Предельные скорости пикирования приведены на приборной доске /см.параг.1.б./1//.

д. Никогда не пикировать с открытыми юбками капота мотора.

18. НОЧНОЙ ПОЛЕТ.

а. См. расположение выключателей в разделе I , пар.15.

б. Не выпускать посадочную фару раньше нужного времени и на скорости большей 200 миль/час.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не выпускать шасси на скорости, превышающей 200 миль/час.

19. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА.

а. ЗАХОД НА ПОСАДКУ.

/1/ Проверить, имеется ли достаточно горючего для посадки.

/2/ Уменьшить скорость до 140-150 миль/час.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не делать разворотов на скорости меньшей 130 миль/час.

/3/ Рычаг качества смеси: в положении " AUTO RICH" /АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОГАТАЯ/.

/4/ Обороты мотора: 2550 об/мин.

/5/ Сектора управления мотором: рассоединены.

/6/ Юбки капота мотора: закрыты.

/7/ При скорости самолета в 200 миль/час, установить ручку управления шасси в положение "DOWN " /ВНИЗ/. Сигнальная лампочка шасси погаснет, когда шасси встанет на замок. Во всех случаях, кроме аварийных, полностью завершать выпуск шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

После взлета необходимо немедленно
убрать посадочную фару.

/8/ Опустить закрылки при скорости с 190 миль/час. После установления нужного угла отклонения закрылков установить ручку управления в нейтральное положение.

/9/ Нормальная скорость планирования:

/а/ С работающим мотором: 115-120 миль/час.

/б/ С остановленным мотором: 120-130 миль/час.

б. ПОСАДКА.

/1/ При запертом хвостовом колесе, самолет Р-47 не имеет тенденции к развороту после посадки.

/2/ При посадке, необходимо иметь ввиду, что самолет тяжел и имеет большую дистанцию пробега.

в. ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ.

При боковом ветре производить нормальную посадку , удерживая самолет строго на посадочной полосе.

г. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ.

/1/ Дать полную мощность мотору.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Остерегаться разворота при резком увеличении мощности.

/2/ "Оторвать" самолет как можно быстрее.

/3/ Открыть юбки капота мотора.

/4/ На высоте 500 футов поднять закрылки.

/5/ Не производить слишком резкого набора высоты во избежание потери скорости.

20. ОСТАНОВКА МОТОРА.

а. Установить самолет на стояночный тормоз.

б. В предвидении последующего запуска в холодную погоду,произвести разжижение масла, для чего:

/1/ Установить обороты в 1000-1200 об/мин.

/2/ Сохранять температуру масла ниже 50°С. и давление масла свыше 15 фунтов кв/дм.

/3/ Включить выключатель разжижения /рис.5, пункт 9/ на период в зависимости от температуры окружающего воздуха:

От 4° до 12° С. - 3 мин.

От 12°до 29° С. - 8 мин.

ПРИМЕЧАНИЕ

Увеличение периода разжижения при температуре ниже -29°С. является излишним для данного типа самолетов. Для запуска необходимо применить еще подогрев,в дополнение к разжижению.

/4/ В течение последних двух минут разжижения сделать минимум 14 полных переключений сектором управления турбонагнетателем.

/5/ Во время разжижения полностью убрать сектор управления шагом винта и затем увеличить обороты до 1800 об/мин. Повторить этот процесс не менее 4-х раз.

в. При 1000 об/мин.установить сектор качества смеси в положение "IDLE CUT-OFF" /МАЛЫЙ ГАЗ - ОСТАНОВ/, оставляя выключатель разжижения включенным до полной остановки мотора.

г. После прекращения вращения винта,выключить зажигание.

21. ОСМОТР КАБИНЫ ПЕРЕД ВЫХОДОМ.

а. Селекторный кран бензосистемы должен быть выключен /рис.7/.

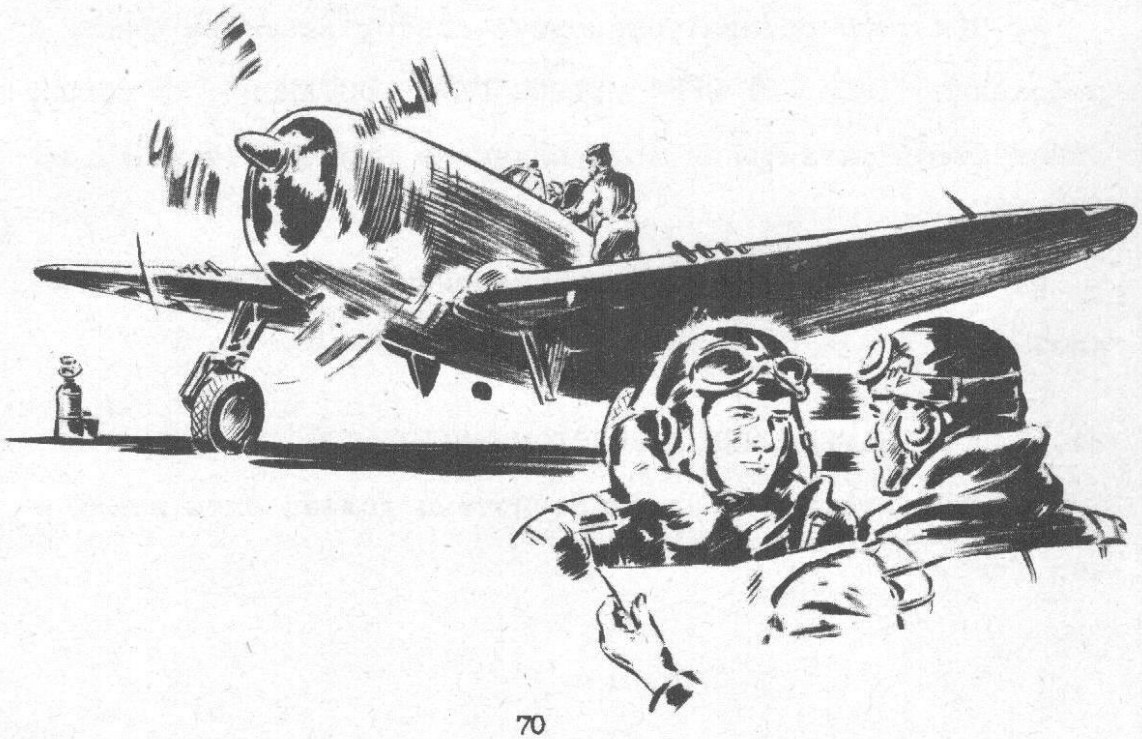
б. Все выключатели электросистемы должны быть выключены.

в. При ветре, запирать органы управления, во избежание их повреждения.

22. ШВАРТОВКА САМОЛЕТА.

а. В нижней поверхности каждого крыла, с наружной стороны стойки шасси, расположены специальные лючки /маркированные " TIE-DOWN "/ для доступа к швартовочным кольцам. Швартовка хвоста может быть произведена веревкой, продетой через подвесную трубку хвостовой части фюзеляжа или через хомут хвостового колеса.

б. В случае отсутствия стационарного оборудования на аэродроме, для швартовки самолета может быть использована бортовая швартовочная сумка.



Р А З Д Е Л III.

РЕЖИМЫ ПОЛЕТА.

1. РЕЖИМЫ РАБОТЫ МОТОРА.

а. Необходимо внимательно изучить режимы работы мотора. Обратить внимание на ограничения при употреблении топлива сорта 91.

б. В таблице приведены следующие определения мощности:

/1/ ВЗЛЕТНАЯ - максимальная мощность, применяемая для взлета в течение ограниченного времени.

/2/ ВОЕННО-КРИТИЧЕСКАЯ - максимально допустимая мощность, установленная на основании спецификации, лимитированная по времени - не более 5 мин.

/3/ ВОЕННАЯ - максимальная мощность, рекомендованная для применения в течение 5-15 мин.

/4/ НОМИНАЛЬНАЯ - максимальная мощность для неограниченного времени, применяемая при горизонтальном полете или при наборе высоты.

2. ТАБЛИЦА ПОПРАВОК К УКАЗАТЕЛЮ СКОРОСТИ.

Скорость по прибору /миль/час/	Исправленная скорость /миль/час/
310	322.5
290	300.5
260	268.5
230	237.5
200	206.5
170	175.0

ТАБЛИЦА РЕЖИМОВ РАБОТЫ МОТОРА

ТИП САМОЛЕТА: P-47D-25 и P-47D-35

ВИНТ: ГАМИЛЬТОН СТАНДАРТ

ТИП МОТОРА: Д-2800 СЕРИИ "В"

ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ	ДАВЛЕНИЕ БЕНЗИНА	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА	ТЕМП. МАСЛА
ИЗБРАННЫЕ	25	80 ф/дм 2	60-75 С
МАКСИМУМ	26	110 ф/дм 2	100 С

ТЕМП. ЦИЛИНДРОВ	РАСХОД МАСЛА (1)
232 С	15
260°С	32

МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЕ ОБОРОТЫ ПРИ ПИКИРОВАНИИ: 3060 ОБ/МИН.
МАКСИМАЛЬНЫЕ КРЕЙСЕРСКИЕ ОБОРОТЫ: 2070 ОБ/МИН.
МАКСИМАЛЬНЫЕ ОБОРОТЫ ТУРБОНАГНЕТАТЕЛЯ: 22.000 ОБ/МИН.
СОРТ МАСЛА: 1120 /ЛЕТНИЙ/ 1100 /ЗИМНИЙ/
СОРТ БЕНЗИНА: 100/130.

ВОЕННО-КРИТИЧЕСКАЯ МОЩНОСТЬ	ВОЕННАЯ МОЩНОСТЬ	УСЛОВИЯ РАБОТЫ	НОМИНАЛЬНАЯ МОЩНОСТЬ	МАКСИМАЛЬНАЯ КРЕЙСЕРСКАЯ МОЩНОСТЬ
5 МИН. 260°С	15 МИН. 260°С	ПРЕДЕЛ ВРЕМЕНИ МАКС.ТЕМП. ЦИЛИНДРА	НЕОГРАНИЧЕННО 232°С	НЕОГРАНИЧЕННО 232°С
АВТ. БОГАТАЯ 2700	АВТ. БОГАТАЯ 2700	КАЧЕСТВО СМЕСИ ОБОРОТЫ	АВТ. БОГАТАЯ 2550	АВТ. БЕДНАЯ 2325

ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА	НАГНЕТАТЕЛЬ	РАСХОД ГОРЮЧЕГО ГАЛЛ/МИН.	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА	НАГНЕТАТЕЛЬ	РАСХОД ГОРЮЧЕГО ГАЛЛ/МИН.	ТЕМП. °С	ВЫСОТА	ТЕМП. °F	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА	НАГНЕТАТЕЛЬ	РАСХОД ГОРЮЧЕГО ГАЛЛ/ЧАС	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА	НАГНЕТАТЕЛЬ	РАСХОД ГОРЮЧЕГО ГАЛЛ/ЧАС
						-55.0	40,000 ФТ.	-67.0	42		220	*35		*174
						-55.0	38,000 ФТ.	-67.0	42		220	*35		*171
						-55.0	36,000 ФТ.	-67.0	42		220	*35		*169
			52		452	-52.4	34,000 ФТ.	-62.3	42		220	35		166
			52		452	-48.4	32,000 ФТ.	-55.1	42		220	35		163
			52		452	-44.4	30,000 ФТ.	-48.0	42		220	35		160
64		416	52		452	-40.5	28,000 ФТ.	-40.9	42		220	35		157
64		416	52		457	-36.5	26,000 ФТ.	-33.7	42		220	35		154
			52		463	-32.5	24,000 ФТ.	-26.5	42		220	35		151
64		416	52		465	-28.6	22,000 ФТ.	-19.4	42		220	35		149
64		416	52		465	-24.6	20,000 ФТ.	-12.3	42		220	35		147
64		416	52		467	-20.7	18,000 ФТ.	- 5.2	42		220	35		145
64		416	52		467	-16.7	16,000 ФТ.	2.0	42		220	35		144
64		416	52		467	-12.7	14,000 ФТ.	9.1	42		220	35		144
64		416	52		467	- 8.8	12,000 ФТ.	16.2	42		220	35		143
64		416	52		467	- 4.8	10,000 ФТ.	23.4	42		220	35		143
64		416	52		467	- 0.8	8,000 ФТ.	30.5	42		220	35		143
64		416	52		467	3.1	6,000 ФТ.	37.5	42		220	35		143
64		416	52		467	7.1	4,000 ФТ.	44.7	42		220	35		143
64		416	52		467	11.0	2,000 ФТ.	51.8	42		220	35		143
64		416	52		467	15.0	УРОВЕНЬ МОРЯ	59.0	42		220	35		143

СМ. ОСОБОЕ ПРИМЕЧАНИЕ

ОБЩИЕ ЗАМЕЧАНИЯ

/1/ МАКСИМАЛЬНЫЙ РАСХОД МАСЛА /АМ.КВАРТ/ЧАС/
/2/ ПРИБЛИЗИТЕЛЬНЫЙ РАСХОД БЕНЗИНА /АМ.ГАЛЛ./МИН/
/3/ ПРИБЛИЗИТЕЛЬНЫЙ РАСХОД БЕНЗИНА /АМ.ГАЛЛ./ЧАС/
Ф.(Р.Т.)-ОЗНАЧАЕТ ПОЛНОСТЬЮ ОТКРЫТЫЙ ДРОССЕЛЬ.
ПРИМЕЧАНИЕ: - ЦИФРЫ, ОТМЕЧЕННЫЕ ЗВЕЗДОЧКАМИ, ЯВЛЯЮТСЯ РАСЧЕТНЫМ И МОГУТ БЫТЬ ИЗМЕНЕНЫ ПОСЛЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ.

РЕЖИМЫ ВЗЛЕТА: ОБОРОТЫ: 2700 ОБ/МИН. ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА: 52 ДМ.РТ.СТ.
ЛЮКИ КАПОТА МОТОРА: ОТКРЫТЫ. ШТОРКИ ВОЗДУШНОГО РАДИАТОРА: ОТКРЫТЫ.

ОСОБЫЕ ПРИМЕЧАНИЯ.

ОБОРОТЫ ТУРБОНАГНЕТАТЕЛЯ ОГРАНИЧЕНЫ 20,000 ОБ/МИН. РАБОТА ПРИ 22,000 ОБ/МИН. РАЗРЕШАЕТСЯ В ПРЕДЕЛАХ 15 МИН. НАИВЫСШАЯ ВЫСОТА ОГРАНИЧИВАЕТСЯ ОБОРОТАМИ ТУРБОНАГНЕТАТЕЛЯ. ПРИ МАЛЫХ ОБОРОТАХ МОТОРА НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ ПРИ ЗНАЧИТЕЛЬНОМ ДАВЛЕНИИ НАДДУВА МОЖЕТ НАБЛЮДАТЬСЯ ПУЛЬСАЦИЯ ВОЗДУХА ВО ВСАСЫВАЮЩЕМ КОЛЛЕКТОРЕ.

РИС. 42 - ТАБЛИЦА РЕЖИМОВ РАБОТЫ МОТОРА.

Р А З Д Е Л IV.

ИНСТРУКЦИИ ПО ЭКСПЛОАТАЦИИ В АВАРИЙНЫХ УСЛОВИЯХ

1. ВЫНУЖДЕННЫЙ ВЗЛЕТ.

а. Применить разжижение масла для получения соответствующего давления его и, как только мотор будет иметь должную приемистость, произвести выруливание и взлет.

б. При гидравлическом винте три раза изменить шаг винта /изменяя обороты на 400 об/мин./ для ускорения поступления разжиженного масла в цилиндр винта.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Сектор газа подавать вперед медленно, но равномерно. Резкая подача газа может привести к развороту самолета.

2. ОТКАЗ МОТОРА НА ВЗЛЕТЕ.

а. Уменьшить угол атаки.

б. Произвести посадку прямо перед собой. Если времени недостаточно и пригодной площадки нет, произвести посадку с убранным шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не пытаться развернуться обратно на аэродром.

3. ОТКАЗ МОТОРА В ПОЛЕТЕ.

а. Уменьшить угол планирования.

б. Выключить зажигание.

в. При наличии подвесных бензобаков, немедленно их сбросить.

г. Поставить селекторный кран бензопомпы в положение "OFF" /ВЫКЛЮЧЕНО/.

д. Опустить закрылки.

е. Выключить главный выключатель зажигания.

ж. При наличии посадочной площадки, произвести нормальную посадку. При отсутствии подходящей площадки, произвести посадку с убранным шасси.

4. ПРЫЖОК С ПАРАШЮТОМ.

Вытянуть ручку сбрасывания фонаря /рис.8/, расположенную в передней его части /см.рис.43/.

5. УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ.

В случае отказа моторной гидропомпы, закрылки могут быть опущены при помощи аварийной ручной гидропомпы /рис. 29, пункт 10/, расположенной с левой стороны сидения пилота.

6. УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ.

а. В случае отказа моторной гидропомпы:

/1/ Для уборки шасси: установить рычаг управления шасси в положение "UP"/ВВЕРХ/ и работать ручной помпой

до тех пор, пока шасси не встанет на замок и сигнальная лампочка не потухнет.

/2/ Для выпуска шасси: установить рычаг управления шасси в положение "DOWN" /ВНИЗ/. При этом откроется верхний замок, шасси выпадет и встанет на нижний замок под влиянием собственного веса. Если произошел неполный выпуск шасси, следует употребить ручную помпу. Если и этого окажется недостаточным - покачивать самолет из стороны в сторону для облегчения выпуска.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Всегда производить полный выпуск или уборку шасси перед переключением ручки управления в другое положение.

б. В случае отказа гидросистемы: установить рычаг управления шасси в положение "DOWN" /ВНИЗ/; если шасси опустится не полностью - покачивать самолет из стороны в сторону.

7. ПОЖАР.

а. ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА.- На самолете Р-47 не установлено противопожарное оборудование. В случае пожара - покинуть самолет.

б. НА ЗЕМЛЕ.- При запуске самолета необходимо, чтобы

моторист стоял с портативным огнетушителем. Если пожар не удалось моментально ликвидировать, - перекрыть бензокран, выключить зажигание и оставить самолет.

8. ПОСАДКА НА ВОДУ.

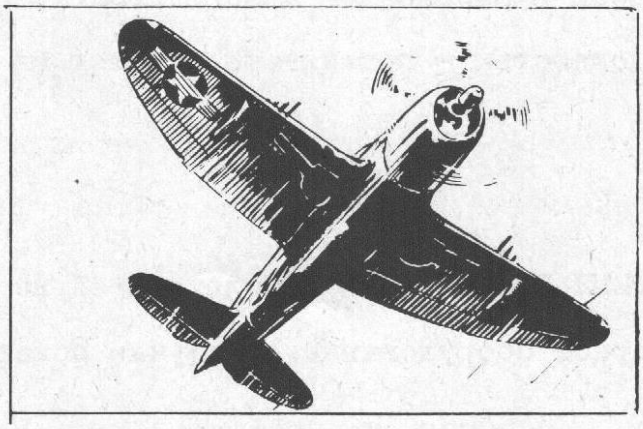
а. В случае вынужденной посадки на воду необходимо:

/1/ Убедиться, что пояс и плечевые ремни застегнуты.

/2/ Выпустить закрылки.

/3/ Сбросить фонарь.

/4/ Произвести нормальное планирование на воду. Выдерживать самолет до потери скорости. Произвести посадку с опущенным хвостом.



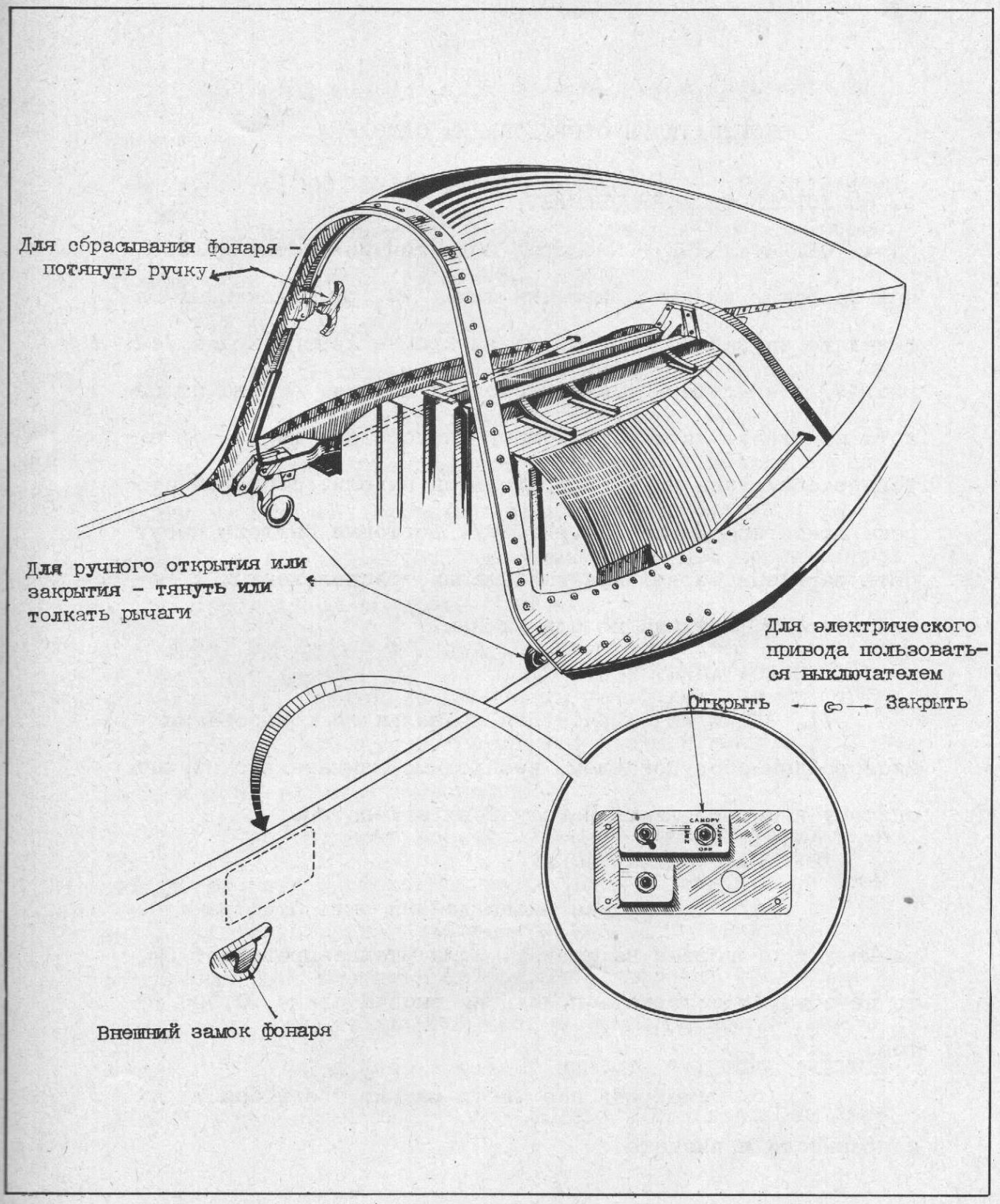


Рис. 43 – УПРАВЛЕНИЕ СПЛОШНЫМ КАПЛЕОБРАЗНЫМ ФОНАРЕМ.

Р А З Д Е Л V.

ЭКСПЛОАТАЦИЯ ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА.

1. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.

а. ОБЩИЕ ДАННЫЕ.- Кислород подается из шести кислородных баллонов низкого давления типа D-2, расположенных в фюзеляже за кабиной и в передней кромке левого крыла. /см. рис.45/. Регулятор подачи кислорода помещен справа от пилота на стенке кабины. Манометр кислорода и индикатор потока расположены на вспомогательной панели, с правой стороны приборной доски /см.рис.39/. Бортовые баллоны могут быть заряжены через зарядный клапан, расположенный с левой стороны фюзеляжа позади кабины.

б. ЭКСПЛОАТАЦИЯ.

/1/ ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.- Для правильного пользования кислородным оборудованием, необходимо внимательно изучить систему и хорошо знать работу всех агрегатов.

/2/ КИСЛОРОДНАЯ МАСКА.

/а/ Кислородная маска должна быть подобрана по размеру и проверена на утечку. Если утечка превышает 5%, то не следует совершать полеты на высоте свыше 30,000 футов.

/б/ Осмотреть все части маски; убедиться в их исправности и чистоте.

/в/ Примерить маску в самолете и проверить на отсутствие утечки.

/3/ РАЗ'ЕМ КИСЛОРОДНОГО ШЛАНГА.- Проверить плотность соединения в раз'еме. Потребное усилие для рассоединения должно быть не менее 10 фунтов.

/4/ КИСЛОРОДНЫЙ ШЛАНГ.

/а/ Проверить состояние кислородного шланга, убедиться в отсутствии перетираний, отверстий и перегибов.

/б/ Кислородный шланг крепится к одежде специальным держателем. Проверить удобство расположения держателя и убедиться в том, что шланг не будет перегибаться и перекручиваться во время полета.

/5/ РЕГУЛЯТОР И ИНДИКАТОР ПОТОКА.

/а/ Проверить плотность присоединения кислородных трубок к регулятору. Осмотреть верхнюю диафрагму и убедиться в отсутствии повреждений.

/б/ Открыть аварийный кран подачи кислорода и убедиться, что кислород подается полной струей; при этом не должно быть значительного уменьшения показания манометра. Закрыть плотно кран аварийной подачи, убедиться в отсутствии утечки.Оставить кран в закрытом положении.

/в/Установить рычаг "AUTO-MIX "/АВТОМАТИЧЕСКОЙ СМЕСИ/ в положение "OFF " /ВЫКЛЮЧЕНО/. При этом, во вре-

мя вдыхания, диафрагма должна опуститься и должно пода - ваться около 100% кислорода, что отмечается индикатором потока. Установить рычаг в положение "ON" /ВКЛЮЧЕНО/. При этом, во время вдыхания, должен поступать почти чистый воздух и индикатор потока должен отмечать незначительные показания или почти никаких. Оставить рычаг во включенном положении.

/г/ Проверить давление в системе, которое должно быть не менее 400 фун/кв.дм.

/6/ В ПОЛЕТЕ.

/а/ Если в силу температурных условий существует возможность образования льда, через определенные ин - тервалы времени очищать маску от льда.

/б/ Убедиться, что шланг к кислородной маске нигде не перегнут и не скручен.

/в/ Убедиться, что маска не потеряла герметичности.

/г/ В случае нарушения нормального поступления кислорода, немедленно включить аварийную подачу кислорода.

/д/ Производить частую проверку показания манометра кислорода.

/е/ Часто проверять показания указателя потока кислорода.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Особую осторожность следует проявлять при полетах на высоте свыше 30,000 футов.

/7/ ПОСЛЕ ПОЛЕТА.

/а/ Оставляя самолет, необходимо удостовериться, что все кислородное оборудование в полной исправности; в противном случае, необходимо принять меры к немедленному исправлению.

/б/ Если давление в системе меньше 100 фун/кв.дм., должна включаться сигнальная лампочка. Если в конце полета давление близко к 100 фун/кв.дм., то следует проверить работу световой сигнализации, открыв кран аварийной подачи кислорода. После проверки закрыть кран аварийной подачи.

/в/ Вымыть маску и тщательно просушить. Хранить ее в чистом помещении.

в. ЗАРЯДКА СИСТЕМЫ.

Бортовые кислородные баллоны могут быть заряжены через зарядный клапан, расположенный на левой стороне фюзеляжа на уровне кабины. Нормальное давление бортовой системы равно 400 фун/кв.дм.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для предотвращения возможности взрыва необходимо соблюдать особую осторожность, чтобы при зарядке не попало масло или бензин.

2. РАДИООБОРУДОВАНИЕ.

Самолеты оборудованы радиостанцией SCR -274N и радиокомпасом MN-26. Связная радиостанция установлена в багажном отделении самолета. Радиостанция имеет дистанционное управление из кабины пилота. Щиток управления расположен с правой стороны кабины. /Подробное описание радиостанции см.в "Инструкции по эксплоатации радиостанции типа SCR-274N/.

3. ВООРУЖЕНИЕ.

а. ПРИЦЕЛ.- Самолет оборудован прицелом Марк VIII .Интенсивность подсвечивания прицела устанавливается реостатом /рис.5/, расположенным на коробке выключателей, с левой стороны кабины, под сектором управления мотором. Перекрестие делается видным только при правильном расположении глаз пилота /приблизительно, два дюйма от прибора/.

б. ПУЛЕМЕТЫ.- На самолета установлено восемь пулеметов 50 калибра, по четыре пулемета в каждом крыле. В расчетную нагрузку включаются только 6 пулеметов с боезапасами. Два пулемета с боезапасами являются переменной

нагрузкой . Самолеты не оборудованы счетчиками патронов. Максимальный боекомплект на каждый пулемет составляет 425 патронов. Рекомендованный боекомплект составляет 267 патронов при шести установленных пулеметах и 200 патронов при восьми пулеметах. Зарядка пулеметов производится от руки на земле. Желательный боекомплект устанавливается для каждого полета, в зависимости от требуемой продолжительности огня. 300 патронов дают, приблизительно ,20 сек.продолжительности огня.

в. ПОЛЬЗОВАНИЕ ПУЛЕМЕТАМИ.- После того, как пулеметы заряжены на земле, они готовы для немедленного действия, если включен предохранительный выключатель /рис.47/,расположенный на главной коробке переключателей с левой стороны кабины. При нажатии на спусковой крючек на ручке управления производится стрельба из всех пулеметов одновременно. При отказе одного или нескольких пулеметов, остальные будут продолжать нормальную работу. Предохранительный выключатель пулеметов должен быть выключен /OFF/ перед посадкой.

г. ПРИСТРЕЛКА ПУЛЕМЕТОВ.

Пулеметы могут быть установлены параллельно друг другу в горизонтальной плоскости или на схождение на расстоянии 250 ярдов. На заводе пулеметы устанавливаются на ди-

станцию схождения в 250 или 350 ярдов. Перед вылетом необходимо знать, как установлены пулеметы и на какую дистанцию они пристреляны.

4. ФОТОКИНОПУЛЕМЕТ.

Фотокинопулемет установлен в ребре атаки крыла и работает совместно с пулеметами. Включение фотокинопулемета осуществляется переключателем, установленным в кабине /рис. 47/. В зависимости от положения переключателя, фотокинопулемет может работать один или совместно с пулеметами.

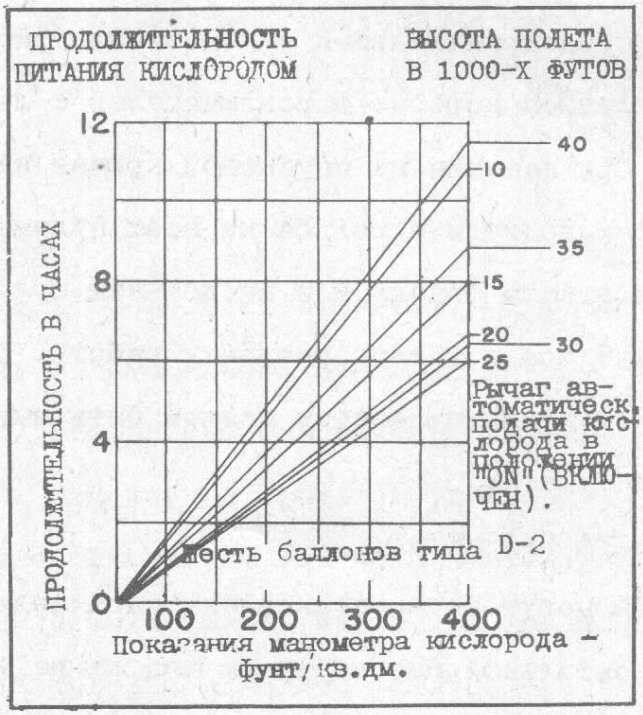
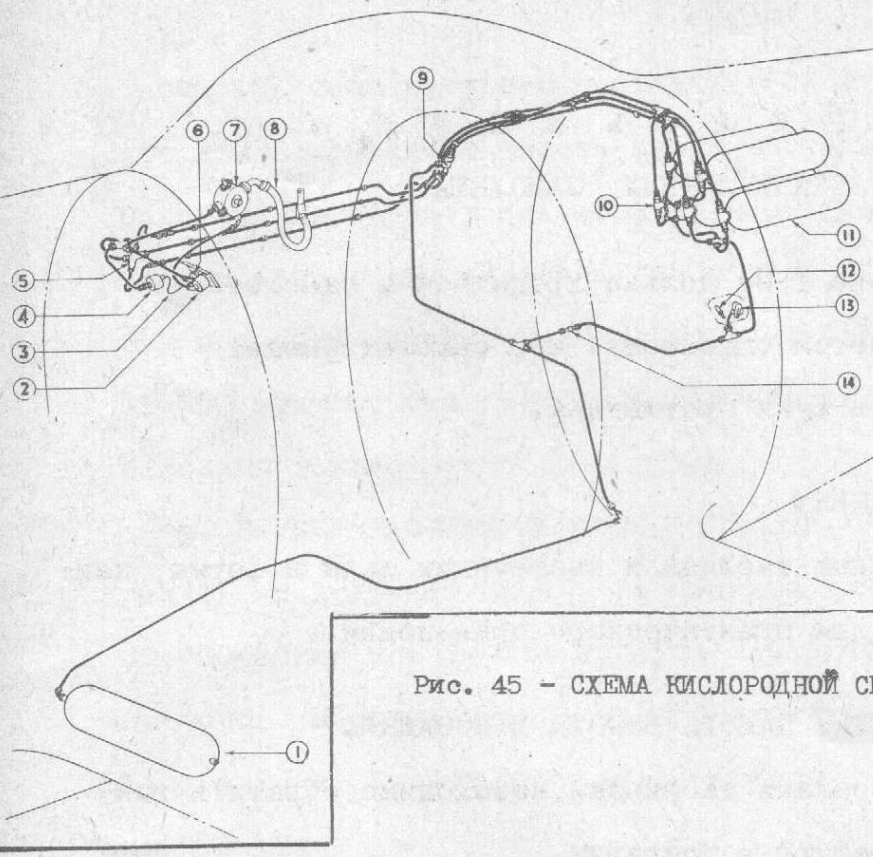


Рис. 44 - ГРАФИК ДЛЯ РАСЧЕТА ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПИТАНИЯ КИСЛОРОДОМ.



1. Кислородный крыльевой баллон
2. Указатель потока
3. Проводник сигнальной лампочки
4. Сигнализатор давления
5. Тройной клапан
6. Манометр
7. Кислородный прибор
8. Кислородный шланг
9. Двойной клапан
10. Обратный клапан
11. Фюзеляжные кислородные баллоны
12. Переходник
13. Зарядный клапан
14. Обратный клапан

Рис. 45 - СХЕМА КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ.

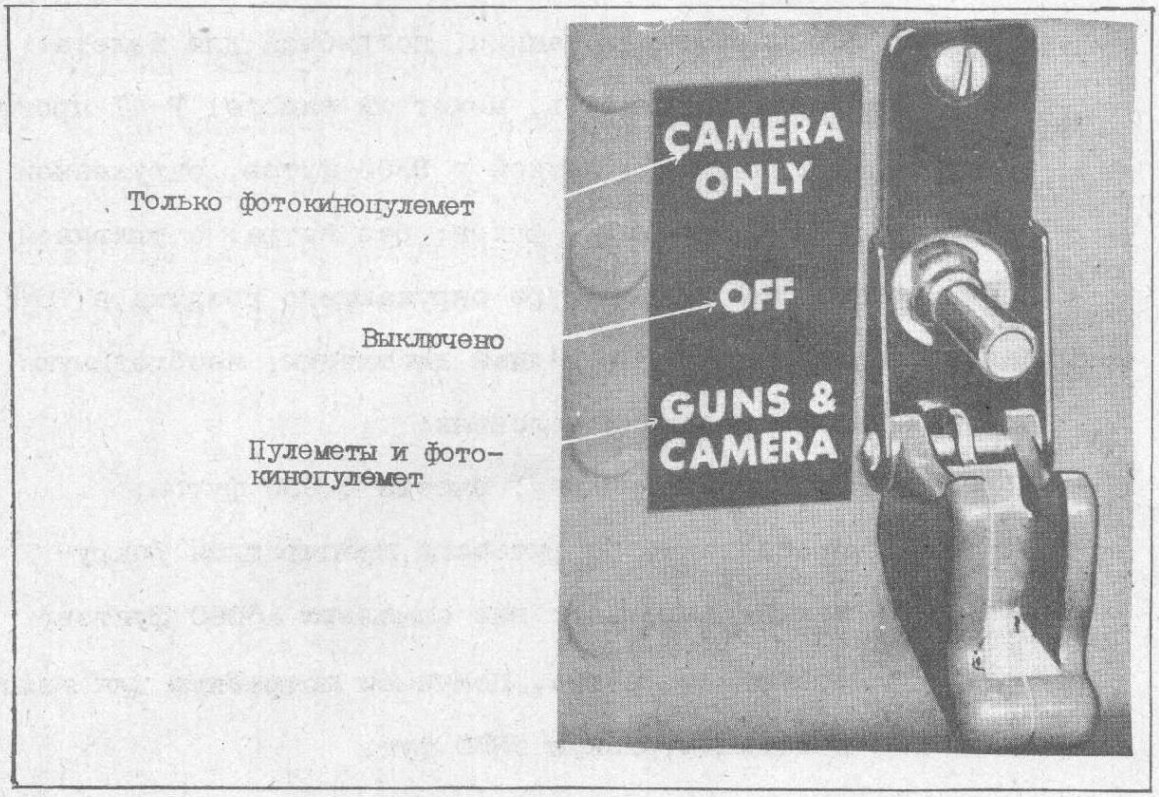


Рис. 47 - ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ПУЛЕМЕТОВ.

П Р И Л О Ж Е Н И Е I.

ТАБЛИЦЫ ЛЕТНЫХ ДАННЫХ САМОЛЕТА.

Приложение I не должно храниться в самолете, если имеется опасность, что самолет может попасть в руки противника.

1. ОБЩИЕ ЗАМЕЧАНИЯ.

Нижеприведенные таблицы и инструкции даны в форме, наиболее удобной для практического применения.

2. ТАБЛИЦЫ ВЗЛЕТА, НАБОРА ВЫСОТЫ И ПОСАДКИ.

а. При пользовании таблицами, необходимо обратить внимание на температурные поправки.

б. Пример расчета дистанции, потребной для взлета:

Требуется подсчитать, может ли самолет P-47 произвести взлет с площадки длиной в 3500 футов, окруженной деревьями; на уровне 2500 футов; без ветра; с травяной поверхности, при температуре окружающего воздуха в 75°F? Пользуясь таблицей, определяем дистанцию, необходимую для взлета при заданных условиях:

Травяной аэродром; высота 3,000 футов; преодоление 50 футового препятствия /окружающие деревья/; вес самолета 16000 фунтов; отсутствие ветра. Получаем потребную для взлета дистанцию, равную 5370 фут.

Внося 10% температурную поправку /537 футов/, получаем, что для безопасного взлета нужна дистанция в 5907 футов. Подобный же подсчет для веса в 14200 фунтов даст потребную дистанцию для взлета в 4000 футов. Таким образом, данная площадка не пригодна для взлета. Однако, при весе в 11,300 фунтов, без подвесных бензобаков, для посадки необходимы только около 3190 футов.

в. ПРИМЕР РАСЧЕТА СКОРОПОД'ЕМНОСТИ. - Требуется определить минимальное время, нобходимое для набора высоты в 20,000 футов при боевой нагрузке из 8 пулеметов и 2136 патронов. Максимальный вес, приблизительно, 14200 фунтов. Получаем, что время для набора высоты в 20,000 футов равно 9.5 мин.

3. ТАБЛИЦА ЛЕТНЫХ ДАННЫХ САМОЛЕТА.

а. Таблицей I., рис.49, следует пользоваться только тогда, когда самолет не имеет подвесных бензобаков. Для всех остальных случаев загрузки самолета следует пользоваться Таблицей II., рис.49.

AAFMC-527
4-1-44

ТИП САМОЛЕТА:

P-47D-25 до P-47D-35

ТАБЛИЦА ВЗЛЕТА, НАБОРА ВЫСОТЫ И ПОСАДКИ.

ДИСТАНЦИЯ ВЗЛЕТА (ФУТОВ).

ТИП МОТОРА

R - 2800 СЕРИИ "B"

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС ФУНТЫ	ВСТРЕЧНЫЙ ВЕТЕР		ТВЕРДАЯ ДОРОЖКА						ТРАВЯНАЯ ДОРОЖКА						МЯГКАЯ ДОРОЖКА					
			НА УРОВНЕ МОРЯ		3000 ФУТ.		6000 ФУТОВ		НА УРОВНЕ МОРЯ		3000 ФУТОВ		6000 ФУТОВ		НА УРОВНЕ МОРЯ		3000 ФУТОВ		5000 ФУТОВ	
	МИЛЬ/ЧАС.	УЗЛОВ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.	РАЗБЕГ	ПРЕОДОЛЕНИЕ 50 ФУТ.
18000	0	0	5000	6600	5450	7250	6000	8000	5150	6800	5650	7500	6200	8250	5740	7350	6270	8120	6880	8870
	20	17	3760	4950	4100	5500	4500	6000	3880	5000	4250	5500	4650	6100	4320	5500	4720	6000	5200	6750
	40	35	2980	4000	3250	4350	3580	5000	3080	4100	3360	4500	3700	5120	3560	4500	3750	4880	4100	5500
16000	0	0	3480	4800	3700	5350	4000	5750	3490	4900	3800	5370	4170	6000	3870	5370	4230	5870	4630	6370
	20	17	2530	3530	2780	3875	3040	4250	2600	3620	2870	4000	3110	4370	2900	4000	3180	4570	3490	4750
	40	35	2005	2900	2200	3250	2400	3500	2070	3000	2280	3250	2490	3620	2310	3250	2520	3500	2760	3880
14200	0	0	2150	3500	2350	3775	2570	4120	2220	3550	2420	3880	2660	4120	2470	3750	2700	4120	2950	4500
	20	17	1615	2500	1770	2750	1940	3000	1670	2560	1820	2870	2000	3120	1820	2750	2040	3000	2220	3380
	40	35	1290	2000	1400	2250	1540	2500	1320	2120	1450	2250	1580	2500	1470	2250	1610	2500	1760	2750

ПРИМЕЧАНИЕ. УВЕЛИЧИВАТЬ ДИСТАНЦИЮ ВНЕСЕНИЕМ ПОПРАВКИ НА ТЕМПЕРАТУРУ:
Для 75°F - на 10%; для 100°F - на 20%; для 125°F - на 30%; для 150°F - на 40%.

ВЫПРИВЕДЕННЫЕ ЦИФРЫ СОКРАЩАЮТСЯ НА 2% ПРИ ВЗЛЕТЕ НА 2700 ОБ/МИН.; ПРИ 52 ДМ.РТ.СТ. И ОТКЛОНЕННЫХ НА 20° ЗАКРЫЛКАХ.

НАБОР ВЫСОТЫ

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС ФУНТЫ	НА УРОВНЕ МОРЯ				НА 5000 ФУТАХ.					НА 10000 ФУТОВ					НА 15000 ФУТОВ					НА 20000 ФУТОВ					НА 25000 ФУТОВ				
	НАИВЫГОДН. СКОРОСТЬ		ВЕРТИКАЛЬН. СКОРОСТЬ ФУТ/МИН.	РАСХОД ГОРЮЧЕГО (ГАЛЛ.)	НАИВЫГОДН. СКОРОСТЬ		ВЕРТИКАЛЬН. СКОРОСТЬ ФУТ/МИН.	ОТ УРОВНЯ МОРЯ		НАИВЫГОДН. СКОРОСТЬ		ВЕРТИКАЛЬН. СКОРОСТЬ ФУТ/МИН.	ОТ УРОВНЯ МОРЯ		НАИВЫГОДН. СКОРОСТЬ		ВЕРТИКАЛЬН. СКОРОСТЬ ФУТ/МИН.	ОТ УРОВНЯ МОРЯ		НАИВЫГОДН. СКОРОСТЬ		ВЕРТИКАЛЬН. СКОРОСТЬ ФУТ/МИН.	ОТ УРОВНЯ МОРЯ		НАИВЫГОДН. СКОРОСТЬ		ВЕРТИКАЛЬН. СКОРОСТЬ ФУТ/МИН.	ОТ УРОВНЯ МОРЯ	
	МИЛЬ/ЧАС	УЗЛОВ			МИЛЬ/ЧАС	УЗЛОВ		ВРЕМЯ МИН.	РАСХОД ГОРЮЧ. (ГАЛЛ.)	МИЛЬ/ЧАС	УЗЛОВ		ВРЕМЯ МИН.	РАСХОД ГОРЮЧ. (ГАЛЛ.)	МИЛЬ/ЧАС	УЗЛОВ		ВРЕМЯ МИН.	РАСХОД ГОРЮЧ. (ГАЛЛ.)	МИЛЬ/ЧАС	УЗЛОВ	СКОРОСТЬ ФУТ/МИН.	ВРЕМЯ МИН.	РАСХОД ГОРЮЧ. (ГАЛЛ.)	МИЛЬ/ЧАС	УЗЛОВ		ВРЕМЯ МИН.	РАСХОД ГОРЮЧ. (ГАЛЛ.)
18000	165	—	1330	30	165	—	1720	2.83	49	165	—	1590	5.87	68	160	—	1180	9.12	88	155	—	1475	12.51	110	150	—	1390	16.02	137
16000	165	—	2100	30	165	—	1960	2.47	47	165	—	1820	5.13	63	160	—	1700	7.97	81	155	—	1675	10.93	100	150	—	1580	14.03	124
14200	165	—	2410	30	165	—	2250	2.15	45	165	—	2090	4.46	59	160	—	1950	6.93	74	155	—	1925	9.52	91	150	—	1820	12.19	112

РЕЖИМЫ РАБОТЫ МОТОРА СМ. РИС.42, ЧАСТЬ III.

РАСХОД ГОРЮЧЕГО ПРИВЕДЕН В АМ.ГАЛЛ.С УЧЕТОМ ПРОГРЕВА И ВЗЛЕТА.

ДИСТАНЦИЯ ПОСАДКИ (ФУТОВ)

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС ФУНТЫ	НАИЛУЧШАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ				ТВЕРДАЯ ДОРОЖКА						ТРАВЯНАЯ ДОРОЖКА						МЯГКАЯ ДОРОЖКА					
	ВЫКЛЮЧЕН. МОТОР		С РАБОТАЮЩИМ МОТОРОМ		НА УРОВНЕ МОРЯ		НА 3000 ФУТ.		НА 6000 ФУТ.		НА УРОВНЕ МОРЯ		НА 3000 ФУТ.		НА 6000 ФУТ.		НА УРОВНЕ МОРЯ		НА 3000 ФУТ.		НА 6000 ФУТ.	
	МИЛЬ/ЧАС	УЗЛОВ	МИЛЬ/ЧАС	УЗЛОВ	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.	ПРОБЕГ	ПРЕОДОЛ. 50 ФУТ.
14,200	130		120		2120	3250	2370	3560	2620	3800	2440	3500	2750	3960	2930	4120	4750	5880	5250	6430	5750	6940
11,300	125		115		1625	2520	1870	2940	2120	3180	1810	2810	2220	3190	2370	3440	3750	4750	4120	5180	4500	5550

ПРИЛОЖЕНИЕ I НЕ ДОЛЖНО НАХОДИТЬСЯ НА САМОЛЕТЕ ВО ВРЕМЯ ВОЕННЫХ ЗАДАНИЙ ИЛИ В СЛУЧАЯХ, КОГДА ИМЕЕТСЯ ОПАСЕНИЯ, ЧТО ОНО МОЖЕТ ПОПАСТЬ В РУКИ НЕПРИЯТЕЛЯ.

РИС. 48 - ТАБЛИЦА ВЗЛЕТА.НАБОРА ВЫСОТЫ И ПОСАДКИ.

AN 01-65BC-1A

Тип самолета P-47D -28 RE D -25

Мотор R-2800-B

ТАБЛИЦА ЛЕТНЫХ ДАННЫХ

ВЕСОВЫЕ ПРЕДЕЛЫ: ОТ 14.200 ДО 12.000 ФУНТ.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ НАГРУЗКА – НЕТ

ОГРАНИЧЕНИЯ	ОБОРОТЫ	ДАВЛ. наддува дм. РТ. СТ.	НАГНЕТАТЕЛЬ	Положение сект. кач. смеси	Продолж. мин.	Темп. цилиндров	РАСХОД ГАЛЛ/ЧАС
ВОЕННО-КРИТИЧЕСКАЯ	2700	64		АВТОМАТ. БОГАТАЯ	5 МИН.	260	255
ВОЕННАЯ МОЩНОСТЬ	2700	52		АВТОМАТ. БОГАТАЯ	15 МИН.	260	280

Для уточнения режимов см. рис.42 "Таблица режимов работы мотора" раздел III.

ПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦЕЙ: (1)

ВЫБРАТЬ В КОЛОНКЕ ГОРЮЧЕГО ЦИФРУ, РАВНУЮ ЗАПАСУ ГОРЮЧЕГО, И ЗАТЕМ, ДВИГАЯСЬ ГОРИЗОНТАЛЬНО ВПРАВО ИЛИ ВЛЕВО, НАЙТИ ЦИФРУ, СООТВЕТСТВУЮЩУЮ ЖЕЛАТЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА. В НИЖНЕЙ ЧАСТИ ТАБЛИЦЫ (ПОД НАЙДЕННОЙ ЦИФРОЙ ДАЛЬНОСТИ) ОПРЕДЕЛЯЕМ ОБОРОТЫ, ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА И ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА КАЧЕСТВА СМЕСИ ДЛЯ ТОЙ ИЛИ ИНОЙ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА.

ПРИМЕЧАНИЕ. КОЛОНКА I ДАНА ДЛЯ АВАРИЙНОГО КРЕЙСЕРСКОГО СКОРОСТНОГО РЕЖИМА.
В КОЛОНКАХ II, III, IV и V СООТВЕТСТВЕННО УВЕЛИЧИВАЕТСЯ ДАЛЬНОСТЬ, ЗА СЧЕТ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА.

КОЛОНКА I.

ДАЛЬНОСТЬ – МИЛЬ

СУХОПУТН.	МОРСК.	ЗАПАС ГОРЮЧЕГО АМ/ГАЛЛ.
—	—	370
380	330	350
325	280	300
270	235	250
215	185	200
165	140	150
110	95	100
80	70	75
55	45	50
30	25	25

КОЛОНКА II.

ДАЛЬНОСТЬ – МИЛЬ

СУХОПУТН.	МОРСК.
—	
565	480
485	415
400	345
315	275
235	210
160	140
120	105
80	70
40	35

КОЛОНКА III.

ДАЛЬНОСТЬ – МИЛЬ

СУХОПУТН.	МОРСК.
750	655
645	560
535	465
430	370
320	280
215	185
160	140
105	95
55	45

КОЛОНКА IV.

ДАЛЬНОСТЬ – МИЛЬ

СУХОПУТН. (1)	МОРСК.	ЗАПАС ГОРЮЧЕГО АМ/ГАЛЛ.
890	770	350
765	660	300
635	550	250
510	440	200
380	330	150
255	220	100
190	165	75
125	110	50
65	55	25

КОЛОНКА V.

ДАЛЬНОСТЬ – МИЛЬ

СУХОПУТН.	МОРСК.
—	—
895	780
775	670
650	560
515	445
385	335
255	220
195	170
125	110
65	55

НОМИНАЛЬНАЯ МОЩНОСТЬ

(1,67 СУХ. (1,45 МОРСК.) МИЛЬ/ГАЛЛ.

ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА дм. РТ. СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость УЗЛОВ	ВЫСОТА (ФУТОВ)
2550	42	АВТОМАТ. БОГАТАЯ	222	376	327	40000
						35000
						30000
2550	42		222	361	314	25000
2550	42		222	345	300	20000
2550	42		222	329	286	15000
2550	42		222	313	272	10000
2550	42		222	298	259	5000
2550	42		222	281	244	УР.МОРЯ

(1,67 СУХ. (1,45 МОРСК.) МИЛЬ/ГАЛЛ.

ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА дм. РТ. СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость УЗЛОВ
2400	37.9	АВТОМАТ. БОГАТАЯ	212	355	308
2410	38.0		208	348	302
2400	37.6		198	330	287
2390	37.3		186	311	270
2370	37.0		176	294	255
2350	36.7		165	276	240
2325	36.0		159	265	230

(2,26 СУХ. (1,96 МОРСК.) МИЛЬ/ГАЛЛ.

ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА дм. РТ. СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость УЗЛОВ
2290	35.0	АВТОМАТ. БЕДНАЯ	146	329	286
2290	35.0		143	324	281
2280	34.4		140	316	275
2270	34.3		132	298	259
2250	34.2		125	283	246
2220	33.9		119	270	235
2200	33.0		115	260	226

(2,68 СУХ. (2,32 МОРСК.) МИЛЬ/ГАЛЛ.

ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА дм. РТ. СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость УЗЛОВ	ВЫСОТА (ФУТОВ)
—	—	—	—	—	—	40000
						35000
						30000
—	—	—	—	—	—	25000
2130	31.8	АВТОМАТ. БЕДНАЯ	113	302	262	20000
2120	31.8		105	282	245	15000
2110	31.8		99	266	231	10000
2100	31.4		94	253	220	5000
2075	31.0		91	242	210	УР.МОРЯ

МАКСИМАЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА дм. РТ. СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. Истин. скорость УЗЛОВ
—	—	—	—	—	—
1900	30	АВТОМАТ. БЕДНАЯ	95	288	250
1900	30		88	266	231
1900	30		82	246	214
1900	30		76	228	198
1900	30		71	213	185

ПРИМЕЧАНИЕ. (1) ПРИ РАСЧЕТЕ НЕОБХОДИМО УЧЕСТЬ РАСХОД ГОРЮЧЕГО НА ПРОГРЕВ, ВЗЛЕТ И НАБОР ВЫСОТЫ (СМ.РИС.48). ТАКЖЕ УЧЕСТЬ РАСХОД НА НЕТЕР И БОЕВОЙ ЗАПАС.

ПРИМЕР РАСЧЕТА.

ПРИ ВЕСЕ В 14.000 ФУНТ. ПРИ ЗАПАСЕ ГОРЮЧЕГО В 250 ГАЛЛ. (ПОСЛЕ УЧЕТА ЗАПАСА) ДЛЯ ПОЛЕТА НА ДИСТАНЦИЮ В 600 МИЛЬ НА ВЫСОТЕ 15.000 ФУТОВ, СЛЕДУЕТ ВЫДЕРЖИВАТЬ СЛЕДУЮЩИЕ РЕЖИМЫ:
ОБОРОТЫ : 2120 ОБ/МИН.
ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА: 31,8 ДМ.РТ.СТ.
ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА КАЧЕСТВА СМЕСИ: АВТОМАТИЧЕСКАЯ БЕДНАЯ.

ПРИЛОЖЕНИЕ I НЕ ДОЛЖНО НАХОДИТЬСЯ НА САМОЛЕТЕ ВО ВРЕМЯ БОЕВЫХ ЗАДАНИЙ ИЛИ В СЛУЧАЯХ, КОГДА ИМЕЕТСЯ ОПАСЕНИЯ, ЧТО ОНО МОЖЕТ ПОПАСТЬ В РУКИ НЕПРИЯТЕЛЯ.

КРАСНЫЕ ЦИФРЫ ДАНЫ НА ОСНОВАНИИ РАСЧЕТОВ И МОГУТ БЫТЬ ИЗМЕНЕНЫ ПОСЛЕ ИСПЫТАНИЙ.

РИС. 49 – ТАБЛИЦА I РЕЖИМОВ ПОЛЕТА.

ТИП САМОЛЕТА

P47D-25 ПО P47D-35

МОТОР R-2800-B

ТАБЛИЦА ЛЕТНЫХ ДАННЫХ

ВЕСОВЫЕ ПРЕДЕЛЫ: ОТ 16.200 ДО 12.000 ФУНТ.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ НАГРУЗКА

2 - 165 АМ.ГАЛЛ. КРЫЛЬЕВЫХ БЕНЗОБАКОВ

ОГРАНИЧЕНИЯ	ОБОРОТЫ	ДАВЛ. НАДДУВА ДМ. РТ.СТ.	НАГНЕТАТЕЛЬ	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРОДОЛЖ. МИН.	ТЕМП. ЦИЛИНДРОВ	РАСХОД ГАЛЛ/ЧАС	ДЛЯ УТОЧНЕНИЯ РЕЖИМОВ СМ.РИС.48 "ТАБЛИЦА РЕЖИМОВ РАБОТЫ МОТОРА" РАЗДЕЛ III.
ВОЕННО-КРИТИЧЕСКАЯ	2700	64		АВТОМАТ. БОГАТАЯ	5 МИН.	260 C	255	
ВОЕННАЯ МОЩНОСТЬ	2700	52		АВТОМАТ. БОГАТАЯ	15 МИН.	260 C	280	

ПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦЕЙ:

ВЫБРАТЬ В КОЛОНКЕ ГОРЮЧЕГО ЦИФРУ, РАВНУЮ ЗАПАСУ ГОРЮЧЕГО, И ЗАТЕМ, ДВИГАЯСЬ ГОРИЗОНТАЛЬНО ВПРАВО ИЛИ ВЛЕВО, НАЙТИ ЦИФРУ, СООТВЕТСТВУЮЩУЮ ЖЕЛАТЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА. В НИЖНЕЙ ЧАСТИ ТАБЛИЦЫ (ПОД НАЙДЕННОЙ ЦИФРОЙ ДАЛЬНОСТИ) ОПРЕДЕЛЯЕМ ОБОРОТЫ, ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА И ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА КАЧЕСТВА СМЕСИ ДЛЯ ТОЙ ИЛИ ИНОЙ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА. (1)

ПРИМЕЧАНИЕ. КОЛОНКА I ДАНА ДЛЯ АВАРИЙНОГО КРЕЙСЕРСКОГО СКОРОСТНОГО РЕЖИМА.
В КОЛОНКАХ II, III, IV И V СООТВЕТСТВЕННО УВЕЛИЧИВАЕТСЯ ДАЛЬНОСТЬ, ЗА СЧЕТ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА.

КОЛОНКА I. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ СУХОПУТН.	КОЛОНКА I. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ МОРСК.	ЗАПАС ГОРЮЧЕГО АМ/ГАЛЛ.	КОЛОНКА II. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ СУХОПУТН.	КОЛОНКА II. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ МОРСК.	КОЛОНКА III. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ СУХОПУТН.	КОЛОНКА III. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ МОРСК.	КОЛОНКА IV. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ СУХОПУТН.	КОЛОНКА IV. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ МОРСК.	ЗАПАС ГОРЮЧЕГО АМ/ГАЛЛ.	КОЛОНКА V. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ СУХОПУТН.	КОЛОНКА V. ДАЛЬНОСТЬ - МИЛЬ МОРСК.
		700							700		
675	585	650	990	860	1160	1000	1360	1180	650	1460	1270
620	540	600	910	780	1065	925	1255	1090	600	1350	1175
575	495	550	835	725	970	845	1150	1000	550	1235	1075
520	450	500	760	660	890	775	1040	905	500	1120	975
465	405	450	685	595	800	695	940	820	450	1000	870
415	365	400	610	530	710	620	835	725	400	895	780
310	270	300	455	395	535	465	625	545	300	670	585
210	180	200	305	265	355	310	420	365	200	450	390
105	90	100	150	130	175	150	210	180	100	225	195
80	70	75	115	100	130	115	155	135	75	170	150
25	20	25	40	35	45	40	50	45	25	55	50

НОМИНАЛЬНАЯ МОЩНОСТЬ						ВЫСОТА (ФУТОВ)	(1,60 СУХ. (1,39 МОРСК.) МИН/ГАЛЛ.						(1,87 СУХ. (1,625 МОРСК.) МИН/ГАЛЛ.						(2,20 СУХ. (1,91 МОРСК.) МИН/ГАЛЛ.						МАКСИМАЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ					
ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА ДМ. РТ.СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. ИСТИН. СКОРОСТЬ МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. ИСТИН. СКОРОСТЬ УЗЛОВ		ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА ДМ. РТ.СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. ИСТИН. СКОРОСТЬ МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. ИСТИН. СКОРОСТЬ УЗЛОВ	ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА ДМ. РТ.СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. ИСТИН. СКОРОСТЬ МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. ИСТИН. СКОРОСТЬ УЗЛОВ	ВЫСОТА (ФУТОВ)	ОБОРОТЫ	ДАВЛЕНИЕ НАДДУВА ДМ. РТ.СТ.	ПОЛОЖЕНИЕ СЕКТОРА СМЕСИ	ПРИБЛИЗИТ. АМ. ГАЛЛ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. ИСТИН. СКОРОСТЬ МИЛЬ/ЧАС	ПРИБЛИЗИТ. ИСТИН. СКОРОСТЬ УЗЛОВ
2550	42	АВТОМАТ. БОГАТАЯ	222	351	305	25000	2325	36.0	АВТОМАТ. БОГАТАЯ	171	273	237	2200	33.0	АВТОМАТ. БЕДНАЯ	125	234	203	2080	31.2	АВТОМАТ. БЕДНАЯ	98	216	188	25000	2000	30.0	АВТОМАТ. БЕДНАЯ	88	207	180
2550	42		222	335	291	20000	2350	36.5		182	291	253	2210	33.2		135	252	219	2100	31.5		101	221	192	20000	2030	30.3		89	210	182
2550	42		222	319	277	15000	2360	36.0		171	274	238	2230	33.8		150	280	243	2120	31.9		105	232	201	15000	2080	31.1		93	220	191
2550	42		222	303	263	10000	2360	36.0		162	259	225	2250	34.0		142	266	231	2140	32.0		102	224	195	10000	2100	31.2		100	235	204
2550	42		222	288	250	5000	2350	36.0		158	252	219	2260	34.1		128	239	207	2150	32.2		102	225	196	5000	2130	32.0		94	221	192
2550	42		223	271	235	УР.МОРЯ	2325	36.0		152	244	212	2270	34.3		125	233	202	2200	33.0		101	223	194	УР.МОРЯ	2150	32.1		93	218	189

ПРИМЕЧАНИЕ. (1) ПРИ РАСЧЕТЕ НЕОБХОДИМО УЧЕСТЬ РАСХОД ГОРЮЧЕГО НА ПРОГРЕВ, ВЗЛЕТ И НАБОР ВЫСОТЫ (СМ.РИС.48). ТАКЖЕ УЧЕСТЬ РАСХОД НА ВЕТЕР И БОЕВОЙ ЗАПАС.

ПРИЛОЖЕНИЕ I НЕ ДОЛЖНО НАХОДИТЬСЯ НА САМОЛЕТЕ ВО ВРЕМЯ БОЕВЫХ ЗАДАНИЙ ИЛИ В СЛУЧАЯХ, КОГДА ИМЕЮТСЯ ОПАСЕНИЯ, ЧТО ОНО МОЖЕТ ПОПАСТЬ В РУКИ НЕПРИЯТЕЛЯ.

КРАСНЫЕ ЦИФРЫ ДАНЫ НА ОСНОВАНИИ РАСЧЕТОВ И МОГУТ БЫТЬ ИЗМЕНЕНЫ ПОСЛЕ ИСПЫТАНИЙ.

РИС. 49 - ТАБЛИЦА II РЕЖИМОВ ПОЛЕТА.

AN 01-65BC-1A

ПЕРЕВОД АМЕРИКАНСКИХ ЕДИНИЦ МЕР И ВЕСОВ В МЕТРИЧЕСКУЮ СИСТЕМУ.

ЧИСЛО ЕДИНИЦ ДЛЯ ПЕРЕВОДА	МЕРЫ ДЛИНЫ				МЕРЫ ПЛОЩАДИ				МЕРЫ ОБ'ЕМА			МЕРЫ ЕМКОСТИ				МЕРЫ ВЕСА				ВЕС НА ПЛОЩАДЬ		ДЛИНА НА ВЕС		ЧИСЛО ЕДИНИЦ ДЛЯ ПЕРЕВОДА
	ДЮЙМЫ в МИЛЛИМЕТРЫ	ФУТЫ в МЕТРЫ	ЯРДЫ в МЕТРЫ	МИЛИ в КИЛОМЕТРЫ	КВАДРАТНЫЕ ДЮЙМЫ в КВАДРАТНЫЕ САНТИМЕТРЫ	КВАДРАТНЫЕ ФУТЫ в КВАДРАТНЫЕ МЕТРЫ	КВАДРАТНЫЕ ЯРДЫ в КВАДРАТНЫЕ МЕТРЫ	АКРЫ в ГЕКТАРЫ	КУБИЧЕСКИЕ ДЮЙМЫ в КУБИЧЕСКИЕ САНТИМЕТРЫ	КУБИЧЕСКИЕ ФУТЫ в КУБИЧЕСКИЕ МЕТРЫ	КУБИЧЕСКИЕ ЯРДЫ в КУБИЧЕСКИЕ МЕТРЫ	УНЦИИ (ЖИДКИЕ) в КУБИЧЕСКИЕ САНТИМЕТРЫ	ПИНТЫ (ЖИДКИЕ) в ЛИТРЫ	КВАРТЫ (ЖИДКИЕ) в ЛИТРЫ	АМЕРИКАНСКИЕ ГАЛЛОНЫ в ЛИТРЫ	ГРАНЫ в ГРАММЫ	УНЦИИ (ТОРГОВЫЕ) в ГРАММЫ	ФУНТЫ (ТОРГОВЫЕ) в КИЛОГРАММЫ	ТОННЫ (2000 ФУНТ) в МЕТРИЧЕСКИЕ ТОННЫ	ФУНТЫ НА КВАДРАТНЫЙ ДЮЙМ в КИЛОГРАММЫ НА КВАДРАТНЫЙ САНТИМЕТР	ФУНТЫ НА КВАДРАТНЫЙ ФУТ в КИЛОГРАММЫ НА КВАДРАТНЫЙ МЕТР	ДЮЙМО-ФУНТЫ в КИЛОГРАММ-МЕТРЫ	ФУТО-ФУНТЫ в КИЛОГРАММ-МЕТРЫ	
	IN в MM	FT в M	YDS в M	MI в KM	SQ IN в CM^2	SQ FT в M^2	SQ YDS в M^2	ACRES в ГЕКТАРЫ	CU IN в CM^3	CU FT в M^3	CU YDS в M^3	FL OZ в CM^3	LIQ PTS в Л	LIQ QTS в Л	U.S.GAL в Л	GRAINS в ГМ	OZ в ГМ	LBS в КГ	SH TN в МЕТР. Т	LBS/SQ IN в КГ/CM^2	LBS/SQ FT в КГ/M^2	IN-LBS в КГ-М	FT-LBS в КГ-М	
1	25,40	0,305	0,914	1,609	6,452	0,093	0,836	0,405	16,39	0,028	0,765	29,57	0,473	0,946	3,785	0,065	28,35	0.454	0,907	0,070	4,883	0,012	0,138	1
2	50.80	0,610	1,829	3,219	12,90	0.186	1,672	0,809	32,77	0.057	1,529	59,15	0,946	1,893	7,571	0.130	56,70	0,907	1,814	0,141	9.765	0,023	0,276	2
3	76,20	0,914	2,743	4.828	19,36	0,279	2,508	1,214	49,16	0,085	2,294	88,72	1,420	2,839	11,36	0,194	85,05	1,361	2,722	0,211	14,65	0,035	0.415	3
4	101,6	1,219	3,658	6,437	25,81	0,372	3.345	1.619	65,55	0,113	3,058	118,3	1,893	3.785	15.14	0.259	113.4	1.814	3,629	0,281	19.53	0,046	0,553	4
5	127,0	1,524	4,572	8,047	32,26	0,465	4.181	2,023	81,93	0,142	3,823	147.9	2,366	4.732	18,93	0.324	141.7	2,268	4.536	0,352	24.41	0,058	0.691	5
6	152,4	1,829	5,486	9,656	38,71	0,557	5.017	2,428	98,32	0,170	4.587	177.4	2,839	5,678	22,71	0,389	170.1	2,722	5,443	0,422	29,30	0,069	0,829	6
7	177,8	2,134	6,401	11,27	45.16	0,650	5,853	2,833	114.7	0,198	5,352	207,0	3.312	6,624	26,50	0,454	198,4	3.175	6,350	0,492	34.18	0,081	0,967	7
8	203,2	2,438	7,315	12,88	51,61	0.743	6,689	3,238	131,1	0,227	6,117	236,6	3,785	7,571	30,28	0,518	226,8	3,629	7,257	0,563	39,06	0,092	1,106	8
9	228,6	2,743	8,230	14,48	58,07	0,836	7.525	3,642	147,5	0,255	6,881	266,2	4,259	8,517	34.07	0,583	255,1	4,082	8,165	0,633	43.94	0,104	1,244	9
10	254,0	3.048	9,144	16,09	64,52	0,929	8,361	4.047	163.9	0,283	7,646	295,7	4,732	9.463	37,85	0,648	283,5	4,536	9,072	0,703	48,83	0,115	1,382	10

ПЕРЕВОД ДЮЙМОВ С ДОЛЯМИ В МИЛЛИМЕТРЫ

ДЕСЯТИЧНЫЕ ДРОБИ ДЮЙМА	ПРОСТЫЕ ДРОБИ ДЮЙМА	ЭКВИВАЛЕНТ В МИЛЛИМЕТРАХ
0,0156	1/64	0,397
,0313	1/32	0,794
,0469	3/64	1,191
,0625	1/16	1,588
,0781	5/64	1,984
,0938	3/32	2,381
,1094	7/64	2,778
,1250	1/8	3,175
,1406	9/64	3,572
,1563	5/32	3,969
,1719	11/64	4,366
,1875	3/16	4,763
,2031	13/64	5,159
,2188	7/32	5,556
,2344	15/64	5,953
,250	1/4	6,35
,2656	17/64	6,747
,2813	9/32	7,144
,2969	19/64	7,541
,3125	5/16	7,938
,3281	21/64	8,334
,3438	11/32	8,731
,3594	23/64	9,128
,375	3/8	9,525
,3906	25/64	9,922
,4063	13/32	10,319
,4219	27/64	10,716
,4375	7/16	11,113
,4531	29/64	11,509
,4688	15/32	11,906
,4844	31/64	12,303
,50	1/2	12,7
,5156	33/64	13,097
,5312	17/32	13,494
,5469	35/64	13,891
,5625	9/16	14,288
,5781	37/64	14,684
,5938	19/32	15,081
,6094	39/64	15,478
,625	5/8	15,875
,6406	41/64	16,272
,6563	21/32	16,669
,6719	43/64	17,066
,6875	11/16	17,463
,7031	45/64	17,859
,7188	23/32	18,256
,7344	47/64	18,653
,75	3/4	19,05
,7656	49/64	19,447
,7813	25/32	19,844
,7969	51/64	20,241
,8125	13/16	20,638
,8281	53/64	21,034
,8438	27/32	21,431
,8594	55/64	21,828
,875	7/8	22,225
,8906	57/64	22,622
,9063	29/32	23,019
,9219	59/64	23,416
,9375	15/16	23,813
,9531	61/64	24,209
,9688	31/32	24,606
,9844	63/64	25,003
1,0	1	25,4

ГРАДУСЫ ФАРЕНГЕЙТА	-40	-30	-20	-10	0	10	20	30	32	40	50	60	70	80	90	98,6	100	150	200	212	300	350	400	500	1000	5/9(F-32)=C
ГРАДУСЫ ЦЕЛЬСИЯ	-40	-34,44	-28,89	-23,33	-17,78	-12,22	-6,67	-1,11	0	4,44	10	15,56	21,11	26,67	32,22	37,0	37,78	65,56	93,33	100	148,9	176,7	204,4	260,0	537,8	9/5C+32=F

РАЗН. ДАННЫЕ: 1 ВОЗДУШНАЯ МИЛЯ = 1 АМЕР. МОРСКАЯ МИЛЯ = 1853,248 МЕТРА. БРИТАНСКИЙ ГАЛЛОН: 4,5454 ЛИТРА. МЕЖДУНАРОДНАЯ МОРСКАЯ МИЛЯ = 1852 МЕТРА. АМЕР. ДЛИННАЯ ТОННА = 1,016 МЕТР. ТОННЫ. RUSSIAN

ПРИМЕРЫ: 3 1/8 ДЮЙМА В МИЛЛИМЕТРЫ: (3) 76,2 + (1/8) 3,175 = 79,375 ММ. 45.5 МИЛИ В КИЛОМЕТРЫ: (40) 64,37 + (5) 8,047 + (0,5) 0,8047 = 73,222 КМ.