

УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИЕЙ ДАЛЬНЕГО ДЕЙСТВИЯ  
КРАСНОЙ АРМИИ



[aviarestorer.ru](http://aviarestorer.ru)  
[vk.com/aviarestorermonino](https://vk.com/aviarestorermonino)

Для служебного  
пользования

Энз. № 2578

# ИНСТРУКЦИЯ ЛЁТЧИКУ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ И ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЁТА В-25



---

Военное Издательство  
Народного Комиссариата Обороны  
Москва 1944

ПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИИ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ  
КРАСНОЙ АРМИИ

«УТВЕРЖДАЮ»

Зам. Командующего АДД  
маршал авиации

СКРИПКО

1 сентября 1944 г.

Для служебного  
пользования

ИНСТРУКЦИЯ  
ЛЁТЧИКУ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ  
И ЭКСПЛУАТАЦИИ  
САМОЛЁТА В-25



[aviarestor.ru](http://aviarestor.ru)  
[vk.com/aviarestoromonino](https://vk.com/aviarestoromonino)

Военное Издательство  
Народного Комиссариата Обороны  
Москва — 1944



Группа	Мотор	Вооружение	Турели	Запас горючего	Максимальная бомбовая нагрузка	Максимальный полётный вес	Изменения
I	R-2600-13	Один 7,62-мм пулемёт и четыре 12,7-мм пулемёта	A-5 A-4	1255 галл. размещено в четырёх мягких крыльевых баках и в одном дуралюминиевом баке бомбоотсека (385 галл.)	2000 кг	31 000 фунт.	Установлен антиобледенитель карбюратора и стекла кабины и также во всех последующих сериях
II	R-2600-13	То же	A-5 A-4	1553 галл. размещено в 10 мягких крыльевых баках и одном дуралюминиевом баке бомбоотсека (385 галл.)	2000 кг	31 000 фунт.	Установлен антиобледенитель карбюратора и стекла кабины и также во всех последующих сериях
III	R-2600-13	Шесть 12,7-мм пулемётов	A-10 A-9	То же	2000 кг	33 000 фунт.	Установлен в сто того-же авариинного выпуска шасси гидравлический и также во всех последующих сериях

Группа	Мотор	Вооружение	Турели	Запас горючего	Максимальная бомбовая нагрузка	Максимальный полётный вес	Изменения
IV	R-2600-29	Шесть 12,7-мм пулемётов	A-10 A-9	1510 галл. размещено в 10 мягких крыльевых баках, одном мягком баке бомбоотсека (215 галл.) и одном дуралюминиевом баке бомбоотсека (335 галл.)	3000 кг	36 500 фунт.	
V	R-2600-29	Двенадцать 12,7-мм пулемётов	A-10 A-9	1510 галл. размещено в 10 мягких крыльевых баках, одном мягком баке бомбоотсека (215 галл.) и одном дуралюминиевом баке бомбоотсека (335 галл.)	2000 кг	36 500 фунт.	

Самолёты группы V являются переходной моделью к серии В-25J, которая поступает в части.

Самолёты серии В-25J отличаются тем, что носовая установка состоит из двух 12,7-мм пулемётов, а не из трёх пулемётов, как на самолётах предыдущих серий.

В хвосте самолёта вместо одного пулемёта установлена турель Белл, снабжённая двумя 12,7-мм пулемётами.

Верхняя стрелковая башня перенесена в кабину навигатора.

## УКАЗАНИЯ ПО ВВОДУ ЛЁТЧИКОВ В БОЕВУЮ РАБОТУ

В процессе обучения не разрешается переводить лётчика от одного инструктора к другому. Инструктор, к которому прикреплены лётчики, должен проводить обучение с ними днём и ночью.

Сокращать обучающемуся лётчику программу самостоятельной тренировки запрещается.

Выпускать лётчика в самостоятельный полёт имеют право командиры (от командира эскадрильи и выше).

Инструктор, обучающий лётчика, закончив вызовку по тому или иному разделу лётной программы, представляет этого лётчика для контроля командиру эскадрильи, который, в зависимости от результата контрольного полёта по каждому разделу лётной программы (днём по приборам и ночью), принимает решение о самостоятельном выпуске лётчика.

Если командир эскадрильи сам вывозил лётчика, то разрешение на самостоятельный вылет даёт командир авиационного полка или его заместитель.

Лётчики, закончившие программу наземной и лётной подготовки с оценкой по каждому элементу не ниже «хорошо», должны выполнить контрольный боевой полёт.

Лётчик, выполнивший контрольный полёт на боевое задание с оценкой не ниже «хорошо», может быть допущен к самостоятельным боевым полётам в простых метеорологических условиях.

К полётам в сложных метеорологических условиях лётчик может быть допущен только после того, как он совершит 10 успешных самостоятельных боевых полётов в простых метеорологических условиях и контрольный полёт по приборам днём (под колпаком или в облаках) и в тёмную ночь, что (в случае хороших результатов) служит

основанием для допуска лётчика к самостоятельной боевой работе.

Выпускать лётчика в боевой полёт на самолёте, который лётчик сам не облётывал, запрещается.

Пополнять состав экипажа, назначенного в боевой полёт, кем-либо из лётного состава, ранее не летавшим в данном составе, запрещается. Исключением является контролёр.

## Глава I

### ОБЩИЕ ДАННЫЕ САМОЛЁТА

#### Лётно-тактические данные

Лётно-тактические данные самолёта В-25D (при полётном весе 32 300 англ. фунтов в двенадцатипулемётном варианте) по данным НИИ ВВС следующие:

Наименование	Данные
Максимальная горизонтальная скорость при работе моторов на номинальной мощности: n = 2400 об/мин; P <sub>к</sub> = 38 дюймов рт. ст. на 1-й скорости нагнетателя и n = 2400 об/мин; P <sub>к</sub> = 40 дюймов рт. ст. на 2-й скорости нагнетателя	250 миль/час 272 миль/час (на высоте 65 000 фут.) 277 миль/час (на высоте 15 100 фут.) 19 680 фут.
а) у земли б) на границе высотности при работе на 1-й скорости нагнетателя в) на границе высотности при работе на 2-й скорости нагнетателя	
Практический потолок	
Время набора 5000 м (16 400 фут.):	
а) при работе мотора на номинальной мощности	21,8 мин.
б) при работе мотора на 0,75% от номинала	36,5 мин.
Время набора практического потолка на номинальной мощности	35,6 мин.
Длина разбега при щитках, отклонённых на 23°	880 м

## Геометрические размеры

	Метрические	Английские
Размах крыльев . . . . .	20,59 м	67 фут. 6,7 дюйма
Площадь крыльев с элеронами . . . . .	56,15 м <sup>2</sup>	609,8 ф.т. <sup>2</sup>
Средняя аэродинамическая хорда . . . . .	2,95 м	9 фут. 8,25 дюйма
Угол установки крыльев . . . . .	3°30'	3°30'
Поперечное V центроплана . . . . .	4° 0'	4°40'
Поперечное V консолей . . . . .	0°22'	0°22'
Площадь элерон в . . . . .	2,97 м <sup>2</sup>	32,13 фут. <sup>2</sup>
Площадь щитков-закрывков . . . . .	7,4 »	75,8 фут. <sup>2</sup>
Длина самолёта . . . . .	16,12 м	53 дюйма
Площадь стабилизатора . . . . .	20,7 м <sup>2</sup>	223,4 фут. <sup>2</sup>
Площадь рулей высоты . . . . .	3,75 м <sup>2</sup>	40,4 фут. <sup>2</sup>
Размах стабилизатора . . . . .	6,75 м	266 дюйм.
Угол установки стабилизатора . . . . .	+ 2°	+ 2°
Площадь килей . . . . .	5,33 м <sup>2</sup>	57,4 фут. <sup>2</sup>
Площадь рулей поворота . . . . .	3,15 м <sup>2</sup>	33,6 фут. <sup>2</sup>
Высота самолёта в линии горизонтального полёта на колёсах 4,8 м		16 фут. 4,19 дюйма
Ширина колеи шасси . . . . .	5,84 м	232 дюйма
Размер колеса шасси . . . . .	1170×435 мм	47 дюйм.

## Весовые данные самолётов В-25

(в английских фунтах)

Модификация самолёта	Вес пустого самолёта	Неизменный вес	Начальный полётный вес	Максимальный безопасный полётный (перегр.) вес
В-25С	19 000	21 050	29 500	31 000
В-25D	20 300	22 500	33 000	33 000
В-25D (торпедоносец)	20 800	23 000	33 500	36 500
В-25D (переходной)	21 200	24 250	34 700	36 500
В-25J	21 400	24 600	35 000	35 500

Начальный полётный вес для самолётов В-25 подсчитан с полной заправкой горючим и бомбовой загрузкой от 3 300 до 4 400 фунт.

Неизменный вес самолёта составляется из следующих элементов: конструкция; аэронавигационное оборудование; радио и электрооборудование; вспомогательное оборудование; стрелковое и бомбардировочное вооружение; боекомплект патронов; экипаж с парашютами 5—6 чел.; масло в баках левой и правой мотогондол.

## Основные данные винта Гамильтон-Стандарт-Гидроматик

Тип винта гидравлический, автоматический, флюгерный.  
 Схема действия винта двусторонняя.  
 Число лопастей 3.  
 Диаметр винта 3,84 м (12 фут. 7 дюйм.).  
 Минимальный установочный угол 22°.  
 Диапазон поворота лопастей 68°.  
 Вес винта 206 кг.

## Ёмкости систем

### Ёмкость бензиновых баков

Наименование баков	Ёмкость каждого бака в галлонах	Количество баков на самолёте	Общая ёмкость	
			в литрах	в галлонах
Центропланый передний . . . . .	184	2	1390	368
Центропланый задний . . . . .	151	2	1140	302
Консольные левые (группа) . . . . .	152	1 группа	575	152
Консольные правые (группа) . . . . .	152	1 "	575	152
Дополнительные фюзеляжные . . . . .	215	1 "	820	215
Общая ёмкость . . . . .	—	—	4500 л	1189 галл.
<b>Ёмкость маслобаков</b>				
Левый мотогондольный . . . . .	—	1	142	37,5
Правый мотогондольный . . . . .	—	1	142	37,5
<b>Ёмкость гидросистемы</b>				
Общая ёмкость гидросистемы . . . . .	—	—	13,4 ам. галл. (50,8 л)	
Ёмкость бачка гидросистемы . . . . .	—	—	5,9 ам. галл. (22,4 л)	

### Центровочные данные самолёта

Предельно-эксплуатационные центровки

**Передняя.** При наличии экипажа 6 чел. на основных рабочих местах (штурман в передней кабине, хвостовой стрелок у бортового шворневого пулемёта 540 кг; горючего в основных баках 320 кг; масла 100 кг; стрелкового вооружения 391 кг; боеприпасов к передним пулемётам 316 кг; съёмного оборудования 205 кг (полётный вес 10 911 кг — 24 000 фунт.)

При выпущенном шасси 19,3% САХ.

При убранном шасси 21,7% САХ.

**Задняя.** При наличии экипажа 6 чел. на основных рабочих местах (штурман в кабине навигатора, радист на месте фотооператора) 540 кг; горючего 100% ёмкости всех баков 3205 кг; масла 200 кг; стрелкового вооружения 391 кг; бомб 500 кг; боеприпасов к задним пулемётам 253 кг; съёмного оборудования 205 кг (полётный вес 14 356 кг—31 600 фунт.).

При выпущенном шасси 31,8% САХ.

При убранном шасси 33,5% САХ.

## Глава II

### ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ И РЕЖИМЫ РАБОТЫ МОТОРОВ

#### Райт «Циклон» R-2600-13 и R-2600-29

На большинстве самолётов Норт-Америкен В-25 установлены моторы R-2600 моделей 13 и 29.

Начиная с ноября 1943 г. на самолётах Норт-Америкен (от № 43-3345) устанавливаются моторы Райт «Циклон» R-2600-29.

Технические данные этой модели такие же, как и мотора R-2600-13, за исключением некоторых конструктивных изменений. Условия эксплуатации и режимы для мотора R-2600-29 временно, до получения материалов из США, остаются такими же, как и для мотора R-2600-13.

#### Основные технические данные моторов Райт «Циклон» R-2600-13

##### Наименование данных<sup>1</sup>

Условное обозначение мотора	R-2600-13
Тип мотора	Двухрядная звезда воздушного охлаждения
Число цилиндров и их расположение	14 цилиндров, звездообразно расположенных в двух плоскостях (по 7 цилиндров)
Порядок нумерации цилиндров	За первый цилиндр принимается верхний цилиндр задней звезды. Нумерация цилиндров производится по ходу часовой стрелки, если смотреть на мотор сзади
Рабочий объём всех цилиндров (литраж мотора)	2603 дюйм <sup>3</sup> , или 42,7 л

Диаметр цилиндра	6,125 дюйма, или 155,6 мм
Ход поршня	6,312 дюйма, или 160,3 мм
Степень сжатия	6,9
Тип редуктора	Планетарный
Тип привода нагнетателя	Двухскоростной
Тип нагнетателя	Центробежный с механическим приводом

Перелаточное число к нагнетателю:	
первая скорость	7,06
вторая скорость	10,06
Направление вращения коленчатого вала и вала винта, если смотреть сзади мотора	По ходу часовой стрелки (правое)

#### Система питания мотора топливом

Октановое число топлива	100—95
Сорт топлива	Б-100
Тип карбюратора	Холлей 1685Н (бесплавковый)
Количество и тип бензиновых помп	Одна коловратная помпа Песко, Титан или Томпсон
Нормальное давление бензина фунт/дюйм <sup>2</sup> (кг/см <sup>2</sup> )	6—7 (0,42—0,49)

#### Система смазки мотора

Сорта масла:	
зимние	МЗС или импортное А-80
летние	МС1 или импортные американские А-100 и А-120
Тип маслопомп	Шестерёнчатая с нагнетающей и откачивающей ступенями

Нормальное давление масла фунт/дюйм <sup>2</sup> (кг/см <sup>2</sup> )	75—9) (5,27—6,32)
Минимальное давление масла на малых оборотах фунт/дюйм <sup>2</sup> (кг/см <sup>2</sup> )	25 (1,8)
Температура входящего масла в °С	
Нормальная . . . . .	50—70
максимально допустимая на 5 мин.	95

#### Температура головок цилиндров

Максимальная при взлётном режиме (не дольше 1 мин.) не выше (°С)	235
--	-----

<sup>1</sup> Сортность импортных масел определяют практически по вязкости. Вязкость по Энглеру при 100°С должна быть та на: для масла А-80 2,3—2,5; для А-100 2,7—3,0 и для А-120 3,2—3,5.

Максимальная на номинальном режиме не выше (°C) 218°  
 Максимальная на высшем крейсерском режиме не выше (°C) 205°  
 Минимальная не ниже 120°

### Габариты мотора

Диаметр мотора дюйм (мм) 55 (1397)  
 Общая длина мотора без генератора и стартера, дюйм (мм) 63,1 (1603)  
 Сухой вес мотора, фунт. (кг) 1978 (890)

### Режимы работы мотора Райт «Циклон» R-2600-13

(топливо с октановым числом 100)

Режимы работы	Мощность, л. с.	Об/мин.	Давление наддува, дюйм рт. ст.	Высота, футы	Положение регулятора смеси	Скорость нагнетателя	Максимальная температура головки цилиндров	Ограничения
Взлёт	1700	2600	44,0	На уровне земли	Полное обогащение	Первая	235	Не более 1 мин.
Максимальная мощность для набора высоты и горизонтального полёта	1500	2400	38	на 6 700		Первая	218	Не более 30 мин.
	1350	2400	39	„ 13 000		Вторая	218	
Максимальный крейсерский режим высоты и горизонтального полёта	1125	2100	31,0	„ 13 000	Полное обогащение	Первая	205	
	1025	2100	32,5	„ 15 500		Вторая	205	
Рекомендуемый повышенный крейсерский режим для горизонтального полёта	1005	2100	28,5	„ 11 700	Крейсерское	Первая	205	
	905	2100	29,8	„ 17 600		Вторая	205	

Режимы работы	Мощность, л. с.	Об/мин.	Давление наддува, дюйм рт. ст.	Высота, футы	Положение регулятора смеси	Скорость нагнетателя	Максимальная температура головки цилиндров	Ограничения	
Рекомендуемый горизонтальный крейсерский режим	900	2025	27	на 12 900	Обе	Первая	205		
	810	2025	27,5	„ 18 600		Вторая	205		
Крейсерские режимы максимальной дальности с полётным весом 30 000 фунт.		1600	29,8	у земли на 5 000	Обе	Первая		Не выше 205 и не ниже 120 м	
		1780	27,2						10 000
		1900	24,8						15 000
Режим пикирования		Не выше 2880			Целое обогащение				

### Глава III

### ОБЩИЕ ДАННЫЕ ВООРУЖЕНИЯ САМОЛЁТОВ В-25

#### Общие данные стрелково-бомбардировочного вооружения самолётов В-25 различных моделей

Таблица 1

Модель	Стрелковое вооружение				Бомбардировочное вооружение		
	количество пулеметов	калибр, мм	количество патронов на каждый пулемет	место или тип турели, где установлено оружие	максимальная внутренняя загрузка, кг	максимальная внешняя загрузка, кг	суммарная максимальная загрузка, кг
В-25С	1	7,62	600	Подвижной пулемёт штурмана	2 000	—	2 000
	2	12,7	400	Верхняя башня Бендикс			
	2	12,7	400	Нижняя башня Бендикс			



Модель самолёта	Стрелковое вооружение				Бомбардировочное вооружение		
	количество пулеметов	калибр, мм	количество патронов на каждый пулемет	место или тип турели, где установлено оружие	максимальная внутренняя рефрени в пушке, кг	максимальная внутренняя нагрузка, кг	суммарная максимальная нагрузка, кг
B-25D и B-25D (торпед.)	1	12,7	300	Неподвижный пулемёт лётчика в кабине штурмана	2 000	1 000	3 000
	1		300	Подвижной пулемёт штурмана			
	2		400	Верхняя башня Бендикс			
	2		400	Нижняя башня Бендикс			
B-25D (перех.)	2	12,7	400	Неподвижные пулемёты лётчика в кабине штурмана	2 000	—	2 000
	1		300	Подвижной пулемёт штурмана			
	4		400	Бортовые фюзеляжные неподвижные пулемёты лётчика			
	2		400	Верхняя башня Бендикс			
	2		250	Бортовые подвижные пулемёты			
1	400	Кормовая, шворневая установка					
B-25J	4	12,7	400	Бортовые фюзеляжные неподвижные пулемёты лётчика	2 000	—	2 000
	1		400	Неподвижный пулемёт лётчика в кабине штурмана			
	1		300	Подвижный пулемёт штурмана			
	2		400	Верхняя башня Бендикс			
	2		250	Бортовые подвижные пулемёты			
	2		600	Кормовая башня Белл			

Примечание. Наряду с самолётами типа B-25D имеются также и самолёты типа B-25D (торп.) торпедоносцы. Стрелковое вооружение самолётов B-25D (торп.) такое же, как и у самолётов B-25D. Отличие бомбардировочного вооружения B-25D (торп.) от B-25D заключается в том что первый тип имеет четыре наружных бомбодержателя, допускающих после переделки их подвеску четырёх бомб ФАБ-250 или восьми ФАБ-100, т. е. максимальная нагрузка у самолёта B-25D (торп.) составляет 3000 кг (6600 фунт.).

Внутренние и наружные бомбодержатели самолёта B-25 допускают подвеску следующих основных вариантов отечественных авиабомб (см. табл. 2).

Таблица 2

Основные варианты бомбовой нагрузки самолёта B-25

№ по торп.	Тип и калибр авиабомб	Количество	Общий вес, кг	Примечание
<b>На внутренние держатели</b>				
<b>а) Без дополнительного бензобака</b>				
1	ФАБ-100	8	800	Четыре верхние бомбы должны быть ФАБ-250 ЦК
2	ФАБ-250	4	2000	
	ФАБ-250 ЦК	4		
3	ФАБ-500	2	2000	
	ФАБ-250 ЦК	4		
4	ФАБ-500	1	2000	Четыре верхние бомбы ФАБ-250 должны быть цельнокорпусные
	ФАБ-250	6		
5	РРАБ-3	1	1410—1650	Две верхние бомбы ФАБ-250 должны быть цельнокорпусные. Общий вес зависит от калибра бомб, снаряжаемых в РРАБ
	ФАБ-250	4		
	ФАБ-100	2		
6	САБ-100—55	10	550	В каждой связке по три бомбы
7	САБ-50—15	8 связок	360	
<b>б) С дополнительным бензобаком</b>				
8	ФАБ-250	4	1000	
9	ФАБ-500	2	1000	

№ по пор.	Тип и калибр авиабомб	Количество	Общий вес, кг	Примечание
10	ФАБ-500	2	1500—1200	Только с американским дополнительным бензобаком
	ФАБ-250 ЦК или ФАБ-100	2		
11	РРАБ-3	1	710—900	
	ФАБ-250	2		
<b>На наружные держатели</b>				
12	ФАБ-100	8	800	
13	ФАБ-250	4	1000	

Примечание. Во всех вариантах отечественные бомбы ФАБ-500 или ФАБ-250 могут быть заменены соответствующими калибрами трофейных немецких бомб.

### Бомбардировочное вооружение

Бомбардировочное вооружение самолётов В-25 состоит из систем внутренней и наружной подвески и механизмов управления сбрасывания бомб.

Система управления сбрасывания бомб механическая и электрическая (для самолётов модели В-25J только электрическая).

Механическая система управления бомбардировочным вооружением обеспечивает открывание и закрывание створок бомболока, постановку на предохранитель, снятие с предохранителя и аварийное сбрасывание.

Электрическая система бомбардировочного вооружения обеспечивает: сигнализацию открытия створок бомболока на приборной доске пилота и щитке управления штурмана, возможность серийного и одиночного сбрасывания с различными интервалами, сигнализацию моментов сбрасывания бомб на приборной доске пилота и щитке управления штурмана и, наконец, сигнализацию контроля сбрасывания бомб на щитке штурмана.

Основное управление сбрасыванием бомб электрическое, которое может дублироваться механическим от штурмана и от лётчика.

Основные агрегаты управления бомбардировочным вооружением самолёта расположены в кабине штурмана, производящего непосредственно все операции по сбрасыванию бомб.

Для обеспечения возможности сбрасывания бомб при выходе штурмана из строя в кабине пилотов на самолётах типа В-25С в верхней части приборной доски находится

ручка аварийного сбрасывания бомб, окрашенная в красный цвет и снабжённая надписью «Emergency bomb release» (аварийное сбрасывание бомб). Для предотвращения случайного сбрасывания ручка снабжена проволочным откидным предохранителем. Открывание створок бомболока и сбрасывание бомб из кабины пилотов на самолётах типа В-25С производится одним движением. Закрываются створки бомболоков из кабины пилотов при помощи специальной ручки, расположенной между штурвалами пилотов.

На самолётах В-25D и В-25D (дерех.) лётчик может производить аварийное сбрасывание бомб таким же образом, как и на самолёте В-25С, т.е. с предварительным открыванием створок бомболока, не связывая их открывание с сбрасыванием бомб. Для этой цели в кабине лётчиков, помимо ручки аварийного сбрасывания бомб, расположенной на приборной доске, имеется также ручка управления створками бомболоков, связанная с гидросистемой управления бомболоков. Ручка управления бомболоками расположена справа от рычагов управления моторами между правым и левым штурвалами.

На всех типах самолётов В-25 для контроля открывания створок бомболока имеется красная сигнальная лампочка, загорающаяся при открывании створок. Лампочка расположена на приборной доске лётчиков.

В момент сбрасывания бомб от электросбрасывателя из кабины штурмана на приборной доске лётчиков для всех типов самолётов загорается жёлтая сигнальная лампа числа сброшенных бомб. Число вспышек её соответствует числу сброшенных бомб.

На самолётах В-25J механическая система аварийного сбрасывания бомб как для штурмана, так и для лётчика отсутствует.

Управление створками бомболоков также электрифицировано.

Все агрегаты управления бомбардировочным вооружением, как то: тумблер открытия и закрытия створок бомболоков, тумблер проверки сигнализации подвешенных бомб, тумблер сбрасывания бомб на «актив» и «пассив» и тумблер аварийного сбрасывания из кабины лётчика расположены на специальном щитке управления бомбардировочным вооружением (рис. 1). Щиток управления бомбардировочным вооружением расположен на левом борту кабины лётчика.

## Стрелковое вооружение

**Самолёт В-25D.** Неподвижный пулемёт, управляемый лётчиком, установлен в кабине штурмана с правой стороны. Управление огнём электрическое, кнопочное. Кнопка расположена на левой стороне штурвала левого пилота. Перезарядка пулемёта механическая, тросовая, из кабины лётчика, при помощи специальной ручки, расположенной между сиденьями пилотов.

Прицел лётчика коллиматорный типа N-3A.

**Самолёт В-25D (перех.) и В-25J.** Неподвижные пулемёты лётчика (два для В-25D (перех.) или один для В-25J) расположены в кабине штурмана с правой стороны. Кроме этого, устанавливается по два пулемёта в отдельных обтекателях с правой и левой сторон фюзеляжа за кабиной лётчиков. Управление огнём из всех пулемётов электрическое, кнопочное. Кнопка расположена на левой стороне штурвала левого пилота. Возможность ведения огня из отдельных групп пулемётов лётчика обеспечивается соответствующими тумблерами. Перезарядка всех пулемётов лётчиков механическая, тросовая при помощи специальных ручек.

Прицел лётчика коллиматорный типа N-3A или N-3B с регулируемой рефлекторной головкой типа А-1 или А-2.

### Порядок работы лётчика с бомбардировочным вооружением в воздухе

При невозможности сбросить бомбы из кабины штурмана лётчик должен произвести следующие операции:

**На самолёте В-25С.** 1. Откинуть предохранитель аварийной ручки сбрасывания бомб.

2. Потянуть ручку аварийного сбрасывания бомб на себя доотказа.

3. Закрыть створки бомболюка, передвинув ручку управления створками бомболюка на себя.

**На самолётах В-25D и В-25D (перех.).** Сбрасывание бомб можно произвести или в порядке, предусмотренном для самолёта В-25С, или же в следующем порядке:

1. Открыть створки бомболюка, для чего ручку управления створками бомболюка подать на себя.

2. Проверить по красной сигнальной лампе, полностью ли открылись створки бомболюка.

3. Сбросить бомбы, для чего, откинув предохранитель, потянуть ручку аварийного сбрасывания бомб на себя доотказа.

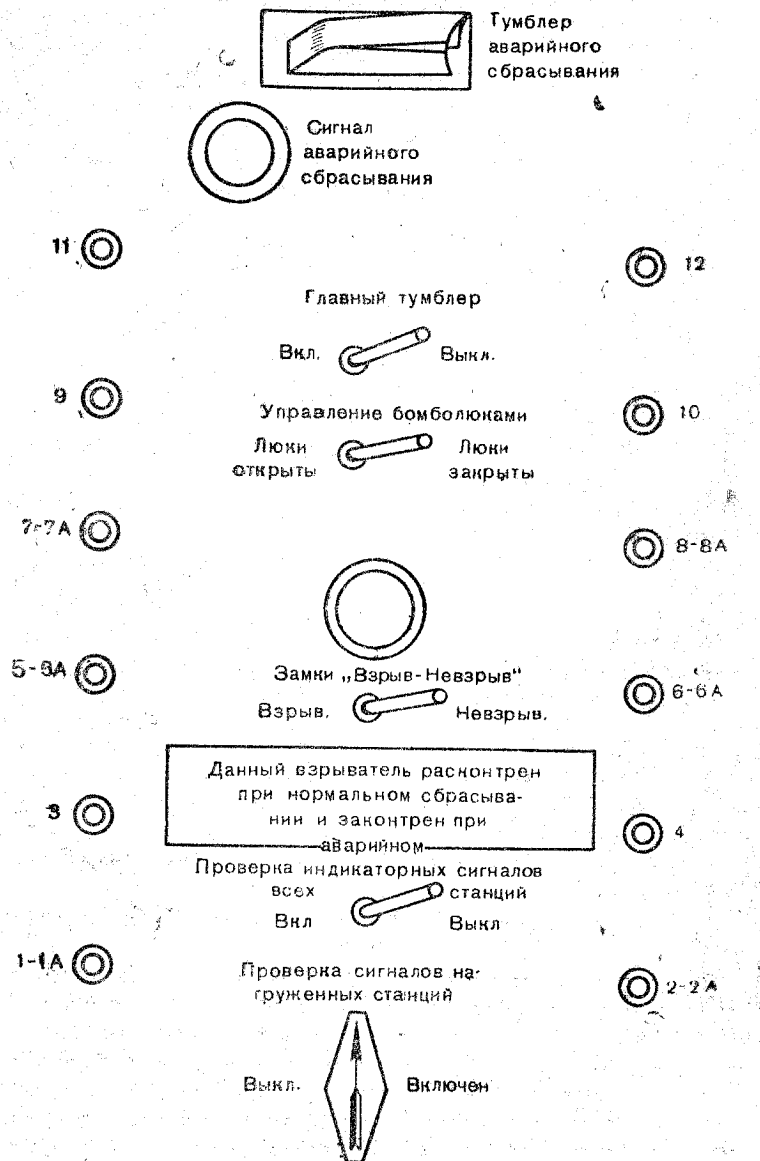


Рис. 1. Щиток управления бомбардировочным вооружением в кабине лётчика на самолёте В-25

4. Закрывать створки бомболока, для чего ручку управления створками бомболока подать от себя.

**На самолёте В-25J.** 1. Включить главный тумблер.

2. Открыть створки бомболока.

3. Включить тумблер управления замками «актив-пассив», поставив его в положение «Актив» или «Пассив» в зависимости от сбрасывания бомбы на взрыв или невзрыв. При постановке тумблера в положение «Актив» контрольная сигнальная лампа, расположенная над тумблером, загорится, а при положении на «Пассив» нет.

4. Откинуть предохранительный колпачок тумблера аварийного сбрасывания.

5. Поставить тумблер аварийного сбрасывания бомб в положение «Сброс бомб». В этом случае контрольная сигнальная лампочка, расположенная под тумблером аварийного сбрасывания бомб, должна гореть. Сигнальная лампа имеет колпачок с красным стеклом.

6. Проверить, сброшены ли бомбы со всех замков. Для этой цели рукоятку проверки сигнализации нагруженных замков поставить в положение «Включено». При сброшенных бомбах контрольные сигнальные лампочки, расположенные по обе стороны щитка управления и занумерованные цифрами, показывающими номер замка, не должны гореть.

7. Закрывать бомболоки.

8. Выключить главный тумблер.

#### **Порядок работы лётчика с стрелковым вооружением в воздухе**

1. Включить подсвет коллиматорного прицела.

2. Отрегулировать реостатом яркость накала лампочки подсвета сетки прицела.

3. При стрельбе по воздушным целям поставить рефлектор головки А-1 или А-2 по шкале в положение «Нуль».

4. Включить тумблер на кнопку управления огнём пулемётов.

5. Нажать на кнопку управления огнём пулемётов.

6. В случае задержки в каком-либо пулемёте перезарядить его, оттянув ручку перезарядки энергично на себя, и отпустить её.

#### **Предполётная проверка подготовки вооружения**

**Кабина лётчика.** При проверке оборудования, находящегося в кабине лётчика, категорически воспрещается нажимать на боевую кнопку управления огнём пулемётов, тро-

гать ручку аварийного сбрасывания бомб, включать тумблер аварийного сбрасывания бомб для самолёта В-25J или производить какие-либо манипуляции с ними.

Проверку производить в следующем порядке.

Удостовериться, что выключатели неподвижных пулемётов находятся в положении «OFF» (выключено).

Осмотреть внешнее состояние стрелкового коллиматорного прицела и проверить:

а) надёжность установки корпуса прицела в кронштейне, прицел не должен иметь качки;

б) целостность объектива и защитного стекла;

в) целостность и надёжность крепления отражателя (рефлектора) прицела.

Проверить работу выключателя подсвета прицела.

Проверить работу реостата лампочки подсвета прицела на всём его диапазоне. Реостат должен плавно изменять накал лампочки, так чтобы сетка прицела, видимая через рефлектор прицела, изменяла свою подсветку от максимума до минимума без всяких скачков и затемнённого фона.

На самолёте В-25J:

Проверить, чтобы тумблер аварийного сбрасывания бомб был выключен и надёжно прикрывался предохранительным колпачком.

Включив главный тумблер, проверить, на каких замках висят бомбы и исправна ли проводка сигнализации подвешенных бомб.

#### **Глава IV**

### **ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ**

#### **Предполётный осмотр самолёта**

Перед полётом лётчик, приняв доклад борттехника о готовности самолёта, даёт команду экипажу произвести осмотр.

#### **Наружный осмотр**

Убедиться в отсутствии наружных повреждений обшивки крыла, фюзеляжа, оперения и лопастей винта.

Осмотреть обшивку элеронов, руля высоты, рулей поворота, триммеров и убедиться в её исправности.

Проверить, закрыты ли замки моторных капотов и лючки, снят ли чехол с трубки Пито.

Убедиться, нормально ли давление в пневматиках колес и амортизационных стойках шасси.

При полётном весе 32 000—33 000 англ. фунт.:

а) обжатие пневматиков не должно превышать 5 дюйм. (127 мм);

б) осадка передней амортизационной стойки должна быть не больше  $5\frac{3}{16}$  дюйма (132 мм);

в) осадка главных амортизационных стоек шасси — не более  $2\frac{7}{8}$  дюйма (73 мм).

Величину осадки главных амортизационных стоек замерять от нижней опорной поверхности поршня до нижнего обреза цилиндра стойки.

Проверить наличие горючего и масла в соответствии с полученным заданием.

Проверить, закрыты ли бомболуки.

### Осмотр в кабине лётчиков

При посадке в самолёт проверить в кабине навигатора, открыты ли краны бензобаков, и, включив аккумулятор, проверить работу помпы для перекачки горючего, включая её на 2—3 сек.

При исправном действии помпы на щитке загорается зелёная лампочка.

Проверить зарядку воздушного баллона аварийной тормозной системы. Давление должно быть 550—600 фунт/дюйм<sup>2</sup>.

Сев на сиденье, надеть парашют.

Открыть замок, запирающий управление самолётом.

Проверить чистоту и прозрачность фонаря кабины лётчика.

Отрегулировать сиденье.

Проверить отклонение рулей и элеронов. Обратить внимание на люфты в шарнирах.

Проверить триммеры, особенно флетнер руля поворота (поставлены ли они в нейтральное положение).

Проверить исправность сигнализации шасси и щитков.

Проверить наличие пломбировки на ручке аварийного пневмотормозения.

Опробовать тормозы.

Проверить работу бензиномеров.

Проверить, стоит ли винт на малом шаге.

Проверить работу СПУ.

Настроить и проверить работу радиостанции пилота.

Проверить наличие на борту ракетниц и ракет.

Перед ночным полётом проверить работу электроосвещения и подсвет, а также работу посадочных фар.

Проверить настройку и исправность радиокомпыаса.

### Проверка и подготовка моторов

Затормозить колёса стояночным тормозом. Для этого нажать доотказа тормозные педали и вытянуть ручку стопора доотказа на себя, после чего, не отпуская ручки, отпустить педали и затем ручку стопора.

Убедившись, что зажигание выключено, подать команду «Провернуть винт от руки на 4—5 оборотов». Если для этого требуются большие усилия, то вывернуть передние свечи нижних цилиндров, чтобы слить скопившееся в них масло или бензин.

**Предупреждение.** Проворачивать от руки винт горячего мотора при температуре головок 60° и выше запрещается.

Поставить рычаги нормального газа в положение, соответствующее 700—800 об/мин (от себя на 12—13 мм), а рычаги регуляторов оборотов винтов — в положение, соответствующее малому шагу (до упора вперёд). Рычаги управления качеством смеси поставить в положение «Выключено» (полностью на себя).

Рычаги управления скоростями нагнетателя должны находиться в положении первой скорости (доотказа вверх) и застопорены.

Закрыть заслонки маслорадиаторов (рычаги полностью на себя) и юбки капотов (рычаги поставить полностью на себя, а после закрытия юбок вернуть их в нейтральное положение).

Поставить рычаг управления заслонками всасывающих патрубков карбюраторов в положение «Нормальная установка» (до упора вперёд).

Включить тумблер бустер-помпы. Давление бензина должно быть равно 6—7 фунт/дюйм<sup>2</sup> (0,42—0,5 кг/см<sup>2</sup>).

### Запуск моторов

Запуск можно начинать либо с правого, либо с левого мотора. Раскрутку электроинерционных стартеров можно производить тремя способами:

- от аккумулятора (как правило, от аэродромного);
- бортовой ручкой;
- от аккумулятора и бортовой ручкой одновременно.

Запуск моторов производить в следующем порядке:

1. Подать команду «От винта», одновременно вытянув руку в сторону запускаемого мотора.

2. Получив ответ «Есть от винта» (голосом или знаком руки), включить общий аварийный выключатель и переключатель магнето запускаемого мотора.

3. При запуске холодного мотора начинать раскрутку с помощью ручки, а затем подключить электросеть.

При раскрутке электроинерционного стартера бортовой ручкой её необходимо вращать 40—50 сек. до предельного числа оборотов и затем включить тумблер сцепления. Дальнейший порядок тот же, что и в предыдущем случае.

Примечание. Запуск мотора электроинерционным стартером только от бортового аккумулятора производить в исключительных случаях и только при условии, если моторы прогреты.

4. При раскрутке от аккумулятора включить тумблер раскрутки стартера запускаемого мотора, нажав на тумблер средним пальцем руки на 25—30 сек.

5. После раскрутки включить безымянным пальцем тумблер сцепления стартера и тумблер заливки, одновременно отпустив тумблер раскрутки. С включением тумблера сцепления начинает поворачиваться винт. Тумблер заливки держать включённым при холодном моторе 3—5 сек. При горячем моторе тумблер заливки, как правило, не включать.

6. При появлении вспышек перевести рычаг управления качеством смеси в положение, соответствующее полному обогащению (доотказа от себя).

7. После запуска установить рычагами газа 700—800 об/мин и проверить давление масла на малых оборотах. Если в течение 10 сек. давление масла не достигнет 40 фунт/дюйм<sup>2</sup> (2,8 кг/см<sup>2</sup>), необходимо остановить мотор и выяснить причину.

8. Выключить бустер-помпу. При этом давление должно быть 6—7 фунт/дюйм<sup>2</sup>.

9. После запуска мотора и проверки давления масла установить 1000—1200 об/мин и приступить к запуску второго мотора в том же порядке.

### Прогрев моторов

Прогрев моторов во избежание замасливания свечей проводить на 1100—1200 об/мин и малом шаге винтов.

Моторы считаются прогретыми при следующих показаниях приборов:

а) температура входящего масла не ниже 60°, а в случае применения разжиженного масла — не ниже 40°;

б) давление масла не ниже 50 фунт/дюйм<sup>2</sup> (3,5 кг/см<sup>2</sup>);

в) температура головок цилиндров не ниже 120°.

### Проба моторов

Пробу моторов проводить поочередно, после их прогрева, в следующем порядке.

Открыть юбки моторных капотов и заслонки маслорадиаторов (летом).

При положении рычагов управления винтами в крайнем переднем положении увеличить наддув ( $P_k$ ) до 30 дюйм. рт. ст. и проверить показания приборов.

При этом показания должны быть:

а) давление масла 80—90 фунт/дюйм<sup>2</sup> (5,6—6 кг/см<sup>2</sup>);

б) давление бензина 6—7 фунт/дюйм<sup>2</sup> (0,42—0,5 кг/см<sup>2</sup>);

в) температура масла 60—70° С.

Проверить работу регулятора постоянных оборотов винта.

Для этого:

а) установить рычагом нормального газа 2200 об/мин;

б) установить 2000 об/мин путём выбора на себя рычага управления винтом при неизменном положении рычага газа ( $P_k = 30$  дюйм. рт. ст.);

в) рычагом газа увеличить наддув с 30 до 38 дюйм. рт. ст.

При правильной работе регулятора постоянных оборотов винта обороты мотора должны держаться постоянными, т. е. 2000 об/мин.

Проверить работу мотора на одном магнето. Для этого:

а) поставить рычаги управления оборотами винтов в положение, соответствующее малому шагу (вперёд доотказа);

б) установить рычагом газа 1800—2000 об/мин;

в) попеременно выключать одно и другое магнето.

При включении одного магнето обороты не должны падать больше чем на 75 об/мин. Если падение оборотов больше 75 об/мин, нужно проработать на установленном режиме на обоих магнето ещё 15 сек., после чего вторично проверить работу на одном магнето.

Примечание. Не допускать работу на одном магнето более 30 сек.

При положении рычага управления оборотами винта, соответствующем малому шагу, на режиме 1600 об/мин проверить напряжение и силу тока в сети. Максимальное напряжение должно быть 26—28,5 в, сила тока 40—60 а.

Проверить по прибору вакуум, который должен быть в пределах 3,75—4,25 дюйма рт. ст.

Убедиться, что число оборотов не превышает 2400 в минуту, при  $P_k = 30$  дюймов рт. ст.

При наличии ровной работы, нормальных показаний при-

оборотов и хорошей приёмистости на всём диапазоне оборотов моторы считать опробованными.

Уменьшить обороты до 700—800 в минуту, убрав рычаг газа на себя.

### Остановка моторов

Подрулив к месту стоянки и установив самолёт на стояночный тормоз, лётчик должен выполнить следующее.

Проверить переключение скоростей нагнетателя, для чего установить рычаг регулятора оборотов винта на малый шаг, убрать газ до 1500 об/мин. Быстрым движением перевести рычаг переключения скоростей на вторую скорость нагнетателя (доотказа вниз). Рычагом нормального газа довести наддув до 30 дюйм. рт. ст. и переключить нагнетатель на первую скорость. Резкое уменьшение наддува означает, что двухскоростная передача работает нормально.

Выполнить указанные операции необходимо для того, чтобы избежать возможного заедания передачи в положении второй скорости во время переключения (что может быть не замечено).

При выключении моторов следить, чтобы рычаги переключения скоростей нагнетателя находились в положении «LOW» (первая скорость).

Примечание. Операции переключения выполнять в начале или конце лётного дня.

При положении рычага регулятора оборотов винта, соответствующем малому шагу (доотказа от себя), сбавить обороты мотора до 600—700 в минуту для снижения температуры головок цилиндров до 170° С, затем на 30 сек. увеличить обороты до 1000—1200 в минуту, чтобы откачать из мотора масло перед его выключением.

Перевести рычаг качества смеси доотказа назад в положение «IDLE CUT-OFF», одновременно медленно приоткрывая рычаг газа. После остановки мотора установить переключатель зажигания в положение «OFF» (выключено). Убрать рычаг газа, рычаг качества смеси оставить в положении «IDLE CUT-OFF» (выключено). На моторах, имеющих муфту второй скорости с кольцом двойного действия, необходимо на 800—1000 об/мин включить вторую скорость и проработать на этих оборотах 5 мин. для удаления отложений, накопившихся в муфте нагнетателя за время полёта.

После остановки моторов поставить все переключатели в положение «Выключено».

## ПИЛОТИРОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЁТА В ВОЗДУХЕ

### Руление

Скорость руления не должна превышать скорости быстро идущего человека. При рулении по недостаточно ровной поверхности, вблизи препятствий и на разворотах скорость должна быть минимальной.

Радиус разворота для внутреннего колеса должен быть не менее ширины колеи основных колёс.

При рулении ночью лётчик периодически должен освещать рулѐжную полосу посадочной фарой.

Авиамеханик должен сопровождать самолёт при вырубивании на старт и заруливании со старта на стоянку.

Перед рулением лётчик должен выключить стояночные тормозы и плавно дать газ одновременно обоим моторам. Самолёт при рулении хорошо управляем и устойчив при любых направлениях ветра.

При рулении лётчик должен следить за направлением носового колеса по сигнальным лампочкам, а на самолётах, не имеющих сигнальных лампочек, по тенденции самолёта к развороту и направлять носовое колесо вдоль продольной оси самолёта.

Примечание. При рулѐжке лётчик должен всегда перед остановкой самолёта ставить носовое колесо вдоль продольной оси самолёта. Если же это ему не удалось, то он должен в начале руления начать разворот в ту сторону, куда направлено носовое колесо, а затем в процессе разворота путем увеличения газа соответствующему мотору выровнять носовое колесо в желаемом направлении.

Для определения направления носового колеса из кабины лётчика (в случае отсутствия сигнальных лампочек носового колеса) необходимо проделать следующее: дать плавно газ обоим моторам и, если в начале движения самолёт начнёт разворачиваться, то это указывает, что носовое колесо направлено в сторону начавшегося разворота. В этом случае лётчик устанавливает газ моторам для начавшегося разворота, а после того как самолёт начнёт движение, изменяет положение носового колеса в желаемом направлении дачей газа соответствующему мотору.

Быстрое руление разрешается по бетонированной дорожке. По обыкновенному аэродрому и ночью рулить разрешается медленно, избегая толчков в носовое колесо.

Тормозы основных колёс шасси самолёта обладают большой эффективностью, поэтому резкое применение тормозов недопустимо. Пользоваться тормозами нужно плавно, равномерным нажатием сразу на оба тормоза. По мере уменьшения скорости руления нажим на тормозы можно увеличивать.

Резкое торможение колёс запрещается.

(Если давление в гидросистеме недостаточно, необходимо довести его до нормального (950 фунт/дюйм<sup>2</sup>) ручной помпой гидросистемы.

При отказе гидросистемы используется аварийное торможение, для чего рычаг воздушного аварийного торможения нужно поднимать кверху короткими движениями.

Руление категорически запрещается в следующих случаях:

а) при негодности грунта для руления (глубокий снег, мягкий грунт и неровности поверхности) носовое колесо разворачивается и не может стать в направлении продольной оси самолёта или если загрузило одно из трёх колёс шасси самолёта;

б) если лопнул пневматик одного из трёх колёс шасси самолёта;

в) при отсутствии давления воздуха в баллоне для аварийного воздушного торможения;

г) при отсутствии давления в гидросистеме;

д) при отсутствии лица технического состава, назначенного для сопровождения самолёта.

### Подготовка к взлёту

Вырулив на предварительный старт, лётчик обязан:

1. Убедиться, что показания приборов нормальны.
2. Проверить включение гиросприборов.
3. Проверить контровку своего сиденья.
4. В предвидении неблагоприятных метеорологических условий включить подогрев трубки Пито.
5. Проверить установку высотомера на «0».
6. Проверить установку штурвалов триммеров элеронов и рулей поворота в нейтральное положение.
7. Установить штурвал триммера руля высоты на одно-два деления на себя.
8. Выпустить щитки-закрылки на 15—23° (в зависимости от условий взлёта).
9. Провести установку рычагов регулятора оборотов

в положении полностью от себя и рычагов качества смеси в положении «AUTO RICH» (автоматическое обогащение).

10. Проверить законченность рычагов оборотов винта и качество смеси.

11. Убедиться, что рычаг переключения скоростей магнетителей находится в положении «LOW» (первые скорости).

12. Рычаги включения подогрева воздуха в карбюраторах установить в положение «NORMAL» (холодный), а при температуре воздуха—20° С и в условиях обледенения установить в положение подогрева.

13. Юбки капотов моторов полностью открыть.

14. Шторки маслорадиаторов открыть.

15. Убедиться, что температура головок цилиндров для взлёта нормальная (в пределах 160—200°) и температура масла в пределах 60—85°.

16. Убедиться в готовности экипажа к взлёту (по СПУ).

17. Отрегулировать освещение приборов.

18. Просмотреть световые точки, направляющие взлёт.

19. Выбрать наиболее удобный световой ориентир для взлёта.

20. Вырулить на 3—4 м вперёд и, установив самолёт в линию взлёта, затормозить его, при этом следить, чтобы носовое колесо стало в линию взлёта.

21. Отрегулировать зажим рычагов  $P_k$  стопорным рычагом с таким расчётом, чтобы на взлёте и наборе высоты они не могли отойти и снизить взлётную мощность.

22. Поочерёдно дать полный газ моторам и убедиться в правильности установки взлётных оборотов (2 600 об/мин) и в нормальных показаниях всех приборов.

23. Включить бустер-помпы.

24. Принять доклад от техника, сопровождающего самолёт, о полной готовности самолёта к взлёту (техник, сойдя с самолёта, выходит слева, впереди самолёта и прикладывает руку к головному убору днём, а ночью даёт световой сигнал).

25. Установленным сигналом просить разрешения на взлёт.

### Взлёт

Получив разрешение на взлёт и убедившись, что впереди нет препятствий, лётчик оттормаживает самолёт, даёт плавно газ и начинает разбег.  $P_k$  для взлёта должно быть 42—44 дюйма рт. ст. в зависимости от веса самолёта и условий взлёта.



Направление взлёта выдерживать по ориентирам на горизонте, а ночью по световым кустам, направляющим взлёт, и по вертикальному прожектору.

Самолёт на разбеге устойчив, никаких тенденций к разворотам не имеет и хорошо слушается рулей поворота.

Как только самолёт пробежит 80—100 м на трёх колёсах, плавным движением штурвала на себя отделить носовое колесо от земли на 15—20 см, ориентируясь по носовой части самолёта, и в этом положении продолжать разбег до отделения самолёта от земли.

Самолёт плавно отделяется от земли без всякого подрыва на скорости 110—120 миль/час.

После отделения от земли лётчик должен выдерживать самолёт в положении незначительного набора высоты (1—2 фута в секунду) с одновременным набором поступательной скорости до 150—155 миль/час.

Набрав скорость 150—155 миль/час, убрать шасси, перевести самолёт в положение набора высоты, доведя скорость до 160—165 миль/час.

Убирать шасси до того момента, когда самолёт наберёт скорость для перехода к набору высоты, запрещается.

В тёмную ночь, когда естественный горизонт не виден, лётчик должен к моменту пролёта земных световых ориентиров, направляющих взлёт, перейти к пилотированию по приборам.

#### Ошибки, допускаемые лётчиками на взлёте

1. Неточно устанавливают самолёт по старту.
2. Не ориентируют носовое колесо по продольной оси самолёта, что приводит в начале разбега к резкому развороту самолёта в ту или иную сторону.
3. Не законтривают рычагов  $P_{\text{н}}$ , в результате чего рычаги после дачи газа отходят, взлётная мощность уменьшается, самолёт снижается и терпит аварию.
4. Не проверяют контровки своего сиденья, в результате сиденье отходит назад и лётчик лишается возможности управлять самолётом.
5. На разбеге поднимают носовое колесо выше нормального, что приводит к отделению самолёта от земли на недостаточной скорости. В этом случае самолёт после отрыва не набирает ни высоты, ни скорости, а налетает на препятствия.
6. Не переходят на пилотирование по приборам, когда естественного горизонта не видно, а стремятся увидеть

какой-либо ориентир на земле и рискуют потерять пространственное положение.

7. При запотевании фонаря несвоевременно открывают боковые стёкла и производят взлёт вслепую.

8. Не следят за поведением щитков-закрылков на взлёте по индикатору шасси и щитков-закрылков, и при самопроизвольной уборке щитков-закрылков самолёт неожиданно для лётчика теряет высоту.

#### Набор высоты

После взлёта и набора скорости 150—155 миль/час убедиться в устойчивом положении самолёта, убрать шасси, увеличить скорость до 160—165 миль/час, установить режим работы моторов для набора высоты (2100 об/мин,  $P_{\text{н}}$  равное 31,5 дюйма рт. ст.), перевести самолёт в положение набора высоты.

Эволютивная скорость самолёта, указанная для набора высоты, соответствует полётному весу самолёта 32 000—33 000 фунт. до высоты 3 000 фут.

При необходимости ускорить набор высоты следует установить режим работы моторов: обороты 2 400 и  $P_{\text{н}}$  38 дюйм. рт. ст.

Во время подъёма шасси следить за скоростью, так как при этом самолёт начнёт кабрировать. Для установления нормальной скорости триммер руля высоты дать от себя на одно-два деления.

На высоте не ниже 250 фут. убрать щитки-закрылки и выключить бустер-помпы.

**Предупреждение.** Лётчик должен помнить, что при уборке щитков-закрылков самолёт проваливается от 75 до 100 фут., при небольшой высоте самолёт может удариться о землю.

Температура головок цилиндров на наборе высоты должна быть не менее 160° С и не более 260° С.

Давление масла должно быть не менее 80 и не более 90 фут./дюйм<sup>2</sup>.

Температура масла — не менее 40°С и не более 95°С.

Давление бензина не менее 6 и не более 7 фунт/дюйм<sup>2</sup>.

При наборе высоты самолёт устойчив.

Первый разворот выполнять на высоте не ниже 650 фут. При развороте, увеличив скорость на 5 миль/час, не допускать снижения. Крен на первом развороте держать не более 15°.

Набор высоты до 13 000 фут. производить на первых скоростях нагнетателей, а с высоты 13 000 фут. и выше — на вторых скоростях нагнетателей.

Переключение скоростей нагнетателей производить следующим образом: до 13 000 фут. набирать высоту на первых скоростях нагнетателей при полностью открытых дросселях карбюраторов. Дальнейший набор высоты продолжать до тех пор, пока давление наддува упадёт на 3—4 дюйма рт. ст. против заданного. После этого снизить наддув еще на 3—4 дюйма рт. ст. и энергично включить вторые скорости нагнетателей. Увеличение наддува покажет, что вторые скорости нагнетателей включились. Рычагами газа установить давление наддува и продолжать набор высоты, поддерживая заданное  $P_k$ .

При выпуске шасси или щитков-закрылков, а также с выпущенным шасси или закрылками скорость держать не более 170 миль/час.

### Горизонтальный полёт

Эволютивная скорость горизонтального полёта для разных полётных весов самолёта различна.

Для самолёта с полётным весом 32 300 фунт. (14 650 кг) на высотах до 5000 фут. (1 525 м) эволютивная скорость горизонтального полёта равна 170 миль/час.

На таких же высотах с полётным весом самолёта 34 500 фунт. (15 650 кг) эволютивная скорость должна быть 175 миль/час.

Самолёт в горизонтальном полёте устойчив.

Нагрузки на рули, возникающие в полёте, полностью снимаются триммерами.

Для экономии горючего лётчик должен установить рычаг качества смеси в положение «AUTO LEAN» (автоматическое обеднение). При этом  $P_k$  и обороты должны быть не более указанных в таблице.

После перехода на обеднённую смесь моторы должны работать без тряски и признаков детонации, а также сохранять устойчивые температурные режимы.

При всяком изменении режима работы моторов рычаги качества смеси должны находиться в положении «AUTO RICH» (автоматическое обогащение).

Дальность горизонтального полёта зависит от умения лётчика выдерживать рассчитанный режим полёта. Увеличение  $P_k$  и оборотов против расчётных или несоответствие  $P_k$  оборотам резко и непропорционально увеличивает расход

горючего и в большинстве случаев приводит к неожиданному для лётчика преждевременному выгоранию горючего.

### Наивыгоднейшие обороты, наддув $P_k$ и расход горючего для разных высот

Высота, футы	Расход, галл/час	С м е с ь б е д н а я							
		80	90	100	110	120	130	140	150
У земли	Обороты	1450	1500	1600	1700	1850	1950	2000	2050
	Надув, дюймы рт. ст.	29,0	29,2	29,2	29,5	29,5	30,0	30,0	31,0
5 000	Обороты	1500	1600	1700	1800	1900	1950	2000	2050
	Надув, дюймы рт. ст.	25,6	26,4	26,8	27,5	27,7	27,8	29,0	30,0
10 000	Обороты	1600	1700	1800	1850	1900	2000	2000	2050
	Надув, дюймы рт. ст.	23,2	24,0	24,5	25,8	26,5	27,0	28,0	29,0
15 000	Обороты	1650	1700	1800	1850	1900	1980	2000	2050
	Надув, дюймы рт. ст.	21,5	22,4	23,0	24,0	24,5	ПГ	ПГ	ПГ
20 000	Обороты	—	—	1700	1770	1830	1900	1960	2000
	Надув, дюймы рт. ст.	—	—	ПГ	ПГ	ПГ	ПГ	ПГ	ПГ
Вторая скорость нагнетателя									

Обозначение ПГ — полный газ.

Лётчик обязан отлично уметь рассчитывать режимы полётов по крейсерским графикам и проверять расчёты, если они даются ему готовыми. Правила пользования крейсерскими графиками см. на стр. 39.

### Виражи и развороты

Виражи или развороты в большинстве случаев (ночью, в полёте по приборам) выполняются с креном 15°.

Днём, а в необходимых случаях ночью (уход от истребителя, выход из лучей зенитного прожектора противника), максимальный крен на вираже или развороте допускается до 60°.

При полётном весе в 32 300 фунт. (14 650 кг):

вираж с креном 15°	выполняется на скорости	180	миль/час
" " " 30°	" " "	200	"
" " " 60°	" " "	220	"

При полётном весе в 34 500 фунт. (15 650 кг) скорость на вираже нужно увеличить на 5 миль/час.

Самолёт на виражах устойчив.

Виражи и развороты выполнять по ГПК. Для точного выхода из виража или на заданный курс лётчик должен перед началом виража установить ГПК по МК.

Для разворота на заданный угол в ту или другую сторону (например разворот влево на 90°) следует перед началом разворота ГПК установить на 0.

### Снижение

Скорость снижения с высоты должна быть 170 миль/час. Максимальная скорость крутого снижения не должна превышать:

для самолёта с полётным весом	29 000 фунт.	— 340	миль/час
" " " " "	32 000 "	— 330	"
" " " " "	34 000 "	— 300	"
" " " " "	36 000 "	— 250	"

Рычаги качества смеси на крутом снижении должны быть в положении «AUTO RICH» (автоматическое обогащение).

При снижении температура головок цилиндров должна быть не менее 120°. Если температура продолжает понижаться с закрытыми юбками капотов моторов, то необходимо сделать площадку и возобновить снижение только после установления нормальной температуры.

На снижении самолёт устойчив как при работе моторов на разных мощностях, так и при убранном газе.

При полностью убранном газе самолёт имеет большую вертикальную скорость, поэтому на малых высотах снижаться нужно с использованием моторов.

### Заход и расчёт на посадку

Войдя в малый круг, лётчик должен определить направление посадки и наличие самолётов в кругу.

После того как лётчик занял место в малом кругу и разобрался в обстановке, он может заходить на посадку.

Запрещается нарушать маршрут малого круга, растягивать его и срезать путь впереди идущим самолётам.

Перед заходом на посадку, до третьего разворота лётчик выпускает шасси, для чего он должен:

а) убедиться в наличии нормального давления в гидросистеме;

б) установить скорость не более 170 миль/час;

в) опустить стопорный флажок вниз, опустить рычаг управления выпуском шасси вниз и надеть на него контррящую скобу.

Нормально шасси выпускается в течение 10—15 сек.

Контроль за выпуском шасси осуществляется по показаниям индикатора шасси и щитков-закрылков, наблюдением через боковые окна кабины лётчиков (основные ноги шасси) и на слух.

Если шасси не дошли и не стали на замки, необходимо дожать их, увеличив давление в гидросистеме ручной помпой гидросистемы. В случае отказа гидросистемы выпустить шасси аварийно (см. гл. IX).

Выпустив шасси, установить скорость 160 миль/час, после третьего разворота установить обороты моторам 2200 в минуту, включить бустер-помпы и в зависимости от расчёта установить соответствующий наддув. Четвёртый разворот закончить на высоте не ниже 650 фут. (200 м). Закончив четвёртый разворот с неполностью задресселированными моторами, выпустить щитки-закрылки, установить скорость 140 миль/час, снять нагрузку на штурвал триммером руля высоты, включить посадочную фару.

Проверить наличие давления в гидросистеме для торможения и в случае отсутствия давления подготовиться к аварийному торможению (см. гл. IX).

После уточнения расчёта создать давление на рули высоты вращением штурвала триммера руля высоты на себя

на два-три деления. Перед началом выравнивания полностью задросселировать моторы.

Рычаги  $P_k$  после окончательного сбавления газа нужно придерживать рукой во избежание их отхода.

### Ошибки, допускаемые лётчиками при заходе и расчёте на посадку

1. Плохо рассчитывают четвёртый разворот и выходят не по Т, в результате садятся под углом к посадочному Т, а начиная исправлять заход перед самой посадкой, усложняют её и, как правило, делают грубые ошибки.

2. Не придерживают рычагов  $P_k$ , после того как газ убран. Рычаги  $P_k$  отходят, увеличивают газ одному или обоим моторам, что приводит к грубой посадке или к плохому расчёту на посадку.

3. После выпуска щитков-закрылков не следят за скоростью, теряют её и в результате производят посадку с «плюхом».

4. Ночью забывают включить посадочную фару и, увлекаясь наблюдением за посадочной полосой, упускают контроль за высотой и препятствиями, что приводит к авариям.

5. При расчёте с перетягиванием стараются скорее посадить самолёт и выравнивают его слишком высоко.

### Посадка

Скорость перед началом выбирания самолёта из угла снижения должна быть 140 миль/час.

Угол снижения уменьшать с высоты 35—40 фут. (10—12 м) плавным движением руля высоты на себя.

Выбирать самолёт из угла снижения с таким расчётом, чтобы на высоте 1—2 фута он был с полуопущенным хвостом.

При плавном выводе самолёта из угла снижения выдерживание будет незначительным и самолёт мягко опустится на основные колёса. Приземлив самолёт, необходимо удерживать носовое колесо приподнятым, что создаёт дополнительное воздушное торможение и сокращает пробег. При пробеге, по мере уменьшения скорости, самолёт плавно опустит носовое колесо на землю. Самолёт на пробеге устойчив и никаких стремлений к разворачиванию не имеет. Без применения тормозов самолёт имеет пробег более 2 км. Поэтому тормозы на посадке должны быть безусловно исправными, и применение их на пробеге обязательно. При-

менять тормозы можно только после того, как самолёт пробежит на трёх колёсах не менее 200 фут.

Применять тормозы, когда носовое колесо находится ещё в воздухе, категорически запрещается.

Шасси самолёта оборудовано мощными гидротормозами и позволяет быстро остановить самолёт.

Неумелое применение тормозов создаёт большие нагрузки на основные и носовую стойки шасси и приводит к преждевременному выходу из строя резины колёс и отдельных деталей шасси.

Торможение начинать плавным и одновременным нажатием на обе педали и, как только тормозы начали действовать, отпустить педали и снова начинать нажим. По мере уменьшения скорости самолёта на пробеге эффект торможения усиливать.

В случае появления «шимми» торможение прекратить и взятием штурвала на себя устранить это явление, затем снова начать торможение.

В случае отказа гидротормозов — перейти к торможению аварийным воздушным тормозом.

Применять аварийный воздушный тормоз нужно короткими и частыми движениями вверх рычага аварийного воздушного торможения.

В период пробега лётчик обязан следить за самолётом, севшим впереди его и идущим на посадку сзади его, и принимать меры к освобождению посадочной полосы с таким расчётом, чтобы исключить возможность столкновений.

### Ошибки, допускаемые лётчиками при посадке

1. Теряют скорость раньше, чем это требуется, в результате из-за большой вертикальной скорости и недостаточной эффективности рулей самолёт не садится, а падает, что создаёт большую нагрузку на шасси, способную вывести его из строя.

2. Подходя к земле на повышенной скорости и не успев выбрать самолёт из угла, ударяют всеми тремя колёсами о землю; создаваемая при этом нагрузка может вывести шасси из строя.

3. При подходе на большой скорости выравнивают самолёт привычным движением штурвала, что приводит к взмыванию самолёта и в последующем к бесскоростной посадке.

4. Допустив при расчёте недотягивание, сажают самолёт, не выбрав его из угла, а при перетягивании, стремясь

скорее приземлится, сажают без скорости. В том и другом случаях создаётся большая нагрузка на шасси, что в свою очередь приводит к преждевременному выходу его из строя.

5. Зайдя на посадку далеко от аэродрома, лётчик, как правило, поздно замечает большое недотягивание, что вынуждает его к подтягиванию на малой высоте. Посадки с низким подтягиванием ночью не гарантируют лётчика от столкновений с препятствиями на подходе к аэродрому.

### Ограничения в пилотаже самолёта

Выполнять пилотаж, не вошедший в настоящую инструкцию, на всех самолётах В-25 запрещается.

### Крейсерский график

#### Назначение крейсерского графика

Крейсерский график можно использовать в следующих случаях:

1. В Инженерно-авиационной службе:
  - а) при расчёте дальности полёта и расхода горючего;
  - б) для построения наивыгоднейшего профиля полёта с учётом ветра по маршруту полёта;
  - в) для определения режима работы моторов, соответствующего конкретному заданию на боевой вылет;
  - г) для суждения об изменении лётных данных самолёта путём сравнения скорости в горизонтальном полёте на лобом из режимов работы моторов.
2. В оперативной службе штабов:
  - а) для расчёта времени между вылетом и моментом бомбового удара;
  - б) для расчёта боевого радиуса действия;
  - в) при выборе рекомендуемого профиля полёта.
3. В штурманской службе:
  - а) для расчёта потребного запаса горючего;
  - б) для определения истинной воздушной скорости.
4. В метеорологической службе — для проверки прогноза ветра по данным истинной воздушной скорости и фактического компасного курса.

### Описание крейсерского графика

На рис. 2 изображен график (номограмма), пользуясь которым, можно определить истинную воздушную скорость полёта в километрах, если известны: высота по прибору в футах, температура наружного воздуха и скорость по прибору в милях.

В верхней части графика размещена шкала высот по прибору, не имеющему инструментальных поправок ( $H_{\text{испр}}$ ) в метрах. Ниже её нанесена шкала высот по прибору в тысячах футов.

В нижней части графика размещена шкала скоростей по прибору (в километрах), не имеющему ни инструментальной, ни аэродинамической поправки ( $V_{\text{испр}}$ ). Выше её нанесена шкала скоростей по прибору в милях с учётом аэродинамической поправки, присущей самолёту В-25.

В левой части графика помещается шкала высот в метрах по международной стандартной атмосфере, т. е. высота по плотности воздуха, определяющейся давлением и температурой воздуха. В правой части эта шкала повторена в футах.

Посредине графика, снизу вверх направо, нанесено одиннадцать прямых линий, обозначающих температуру наружного воздуха от  $-50^{\circ}\text{C}$  до  $+50^{\circ}\text{C}$ . Средняя из этих линий, обозначающая  $0^{\circ}\text{C}$ , отмечена более жирной линией для более свободной ориентировки при отсчёте температур.

Взаиморасположение линий температур и шкалы высот так рассчитано, что сочетание любой высоты по прибору (по давлению) и одной из линий температуры определяет высоту по плотности воздуха, т. е. по международной стандартной атмосфере.

Линии, идущие слева вниз направо и оцифрованные на рис. 2 от 200 до 640 км/час, обозначают истинную воздушную скорость полёта в километрах в час.

### Примеры отсчёта по графику (рис. 2)

**Пример 1.** В горизонтальном полёте на высоте 5000 фут. при температуре наружного воздуха  $+10^{\circ}\text{C}$  указатель скорости показывает 190 миль/час. Требуется определить истинную воздушную скорость, пользуясь графиком.

**Решение.** От высоты 5000 фут. (точка 1) проводим вертикальную линию вниз до температуры  $10^{\circ}\text{C}$  (точка 2). Затем идём вправо до пересечения с вертикальной линией, проходящей через скорость по прибору 190 миль/час.

В точке пересечения (точка 4) читаем значение истинной воздушной скорости 339 км/час.

**Пример 2.** Полёт происходит на высоте 15 000 фут. по высотомеру при температуре наружного воздуха  $-40^{\circ}\text{C}$ . Указатель скорости показывает 230 миль/час. Требуется определить истинную воздушную скорость полёта.

**Решение.** От высоты 15 000 фут. (точка 1) ведём вер-

тикальную линию вниз до пересечения с линией, обозначающей температуру  $-40^{\circ}\text{C}$  (точка 2). Затем от точки 2 ведём горизонтальную линию вправо до пересечения с вертикальной линией, проходящей через скорость по прибору 230 миль/час (точка 3).

В точке пересечения (точка 4) читаем истинную воздушную скорость 450 км/час.

На рис. 3 основа графика взята та же, что и на рис. 2, но к ней добавлены некоторые элементы, характеризующие режимы горизонтального полёта самолёта В-25.

Основные линии на этом графике изображают расход горючего обоими моторами в галлонах в час.

Линии расхода горючего оцифрованы так: 70, 80, 90, 100, 110, 120, 130, 140, 150, 200, 220, 240, 280 и 300 галл/час. Эти линии размечены точками, обозначающими обороты мотора (справа от линий). Крейсерские обороты моторов изменяются по всей площади графика от 1400 до 2300 об/мин. С увеличением мощности моторов и высоты полёта обороты увеличиваются таким образом, что сохраняется наиболее выгодное соотношение между коэффициентом полезного действия винта и удельным расходом горючего.

В соответствии с мощностью и оборотами на графике проведены линии, изображающие наддув. Оцифрованы линии наддува от 21 до 36 дюйм. рт. ст.

Крайняя правая линия построена для максимальных скоростей в горизонтальном полёте при номинальных оборотах (2400 об/мин) и номинальном наддуве. Выше второй границы высотности максимальные скорости соответствуют полному открытию дросселя и 2400 об/мин.

Граница включения **второй скорости** нагнетателя пересекает линии расхода горючего каждую на своей высоте. Чем меньше мощность мотора, используемая для горизонтального полёта, тем больше высота, до которой выгоднее работать на первой скорости нагнетателя. Для работы на второй скорости нагнетателя проведены свои линии расхода и наддува.

Две линии максимального радиуса действия ( $R_{\max}$ ) ограничивают скорости горизонтального полёта, соответствующие наименьшему расходу горючего на километр пути. Одна из линий относится к полётному весу самолёта 30000 фунт., другая построена для веса 36000 фунт.

В нижней части графика изображён вспомогательный график, учитывающий влияние полётного веса на режим моторов. Основной крейсерский график построен для пу-

стого самолёта весом 22000 фунт., а вспомогательный график учитывает поправки к режиму моторов для полётных весов от 22000 до 36000 фунт. Линия поправочного графика, соответствующая полётному весу 22000 фунт., называется **базовой линией**.

**Пример 1.** В горизонтальном полёте на высоте 10000 фут. при температуре  $-20^{\circ}\text{C}$  с полётным весом 33000 фунт. требуется найти режим, при котором километровый расход будет наименьшим (режим максимального радиуса действия). Ход решения этого примера показан пунктирными стрелками на рис. 3.

**Решение.** Из точки, соответствующей на шкале ( $H_{\text{приб}}$ ) высоте 10000 фут. (точка 1), опустить вертикаль вниз до пересечения с линией, обозначающей температуру  $-20^{\circ}\text{C}$  (точка 2), затем провести линию вправо до точки 3, в середине между линиями  $R_{\max}$  для веса 30000 и 36000 фунт.; из точки 3 опустить вертикаль вниз в точку 4 и на шкале  $V_{\text{приб}}$  прочитаем приборную скорость. В нашем примере  $V_{\text{приб}}$  равна 183 миль/час, а истинная воздушная скорость (в точке 3) равна 340 км/час. В точке 2 читаем высоту по плотности воздуха: 7780 фут. (2400 м).

Чтобы определить режим моторов для горизонтального полёта согласно найденной скорости, т. е. обороты, наддув и расход горючего, нужно от точки 4 провести линию по направлению наклонных линий до заданного полётного веса 33000 фунт. до точки 5, затем от точки 5 подняться вертикально вверх до уровня ранее найденной высоты 7780 фут. (2400 м) (точка 6) и прочитать: обороты мотора (между точками 1960 и 1920 об/мин) 1950 об/мин., наддув (в середине между линиями 27 и 28 дюйм. рт. ст.) 27,5 дюйм., расход горючего (между 120 и 130 галл/час) 126 галл/час.

Смесь бедная, потому что точка 6 левее линии, обозначающей границу между бедной и богатой смесью. Скорость нагнетателя — первая, потому что точка 6 ниже линии, обозначающей границу между первой и второй скоростями.

**Пример 2.** Полёт происходит на высоте 5000 фут., при температуре наружного воздуха  $+10^{\circ}\text{C}$ , со скоростью по прибору 180 миль/час при полётном весе 30000 фунт. Определить истинную воздушную скорость, обороты, наддув и расход горючего.

**Решение.** Из точки, соответствующей высоте 5 000 фут., опускаем вертикаль вниз до пересечения с линией температур в точке, соответствующей  $+10^{\circ}\text{C}$ ; затем проводим горизонтальную линию вправо до пересечения с вертикальной линией, проведенной через скорость по прибору 180 миль/час. В точке пересечения читаем истинную воздушную скорость 320 км/час. Чтобы найти режим мотора, нужно из точки пересечения опустить вертикаль вниз до базовой линии веса, а затем вправо по наклонной линии до веса 30 000 фунт., потом снова подняться вверх до того уровня, на котором отсчитывали истинную скорость. В результате читаем: обороты 1780 об/мин, наддув 27 дюйм. рт. ст., расход горючего 110 галл/час.

**Пример 3.** Требуется найти режим мотора для горизонтального полёта с истинной воздушной скоростью 380 км/час. Полётный вес 30 000 фунт., высота 10 000 фут., температура наружного воздуха  $-20^{\circ}\text{C}$ .

**Решение.** Из точки, соответствующей высоте 10 000 фут., на шкале  $H_{\text{приб}}$  опускаем вертикаль вниз до пересечения с линией  $-20^{\circ}\text{C}$ , а затем проводим горизонтальную линию вправо до линии, обозначающей истинную воздушную скорость 380 км/час. Из точки, соответствующей 380 км/час, проводим линию вниз до базового веса, а затем по наклонной линии до веса 30 000 кг. После этого проводим линию вверх до высоты 7 780 фут. (2 400 м), где и читаем: обороты 2010 в минуту, наддув 28,4 дюйма рт. ст., расход горючего 140 галл/час.

Попутно с общим решением находим, что моторы должны работать на первой скорости нагнетателя, режим полёта значительно выше наилучшего, высота по плотности 7 780 фут. (2 400 м), и регулятор качества смеси нужно поставить в положение «Крейсерская бедная».

Чтобы не делать ошибки при отчётах по графику, важно запомнить, что режим мотора, т. е. наддув, обороты и расход горючего, читаются в точке б, а скорость в точке 3 (см. пример решения на графике).

Режим моторов на рис. 3, т. е. соотношение между оборотами и наддувом на различных высотах и соответствующий этим режимам расход горючего одинаково относятся ко всем сериям самолётов В-25 с моторами R-2600-13 и R-2600-29. Скорости же относятся только к самолётам В-25D (перех.) с двенадцатью стрелковыми точками и В-25J без наружной подвески бомб.

## ПОЛЁТ С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ МОТОРОМ

### Общая характеристика одномоторного полёта

Полёт с одним работающим мотором без снижения возможен с максимальным полётным весом самолёта 31 000 фунт. до высоты 5 000 фут.

При этом шасси и щитки должны быть убраны, и винт у отказавшего мотора поставлен во флюгерное положение (см. гл. IX).

На самолёте с полётным весом более 31 000 фунт., а также с меньшим полётным весом, но с выпущенными шасси или щитками, или с винтом, не установленным во флюгерное положение, а только задросселированным, полёт с одним работающим мотором без снижения невозможен.

Ниже приведены данные условия полёта с одним работающим мотором при различных полётных весах самолёта.

Положение шасси и винта	Полётные веса в фунтах					
	26 000	28 000	30 000	31 000	34 000	36 000
Шасси убрано	Высота горизонтального полёта в футах					
Винт отказавшего мотора во флюгерном положении . . . . .	7 500	6 500*	5 500	5 000	Полёт со снижением	
Шасси убрано						
Винт отказавшего мотора задросселирован	2 000	1 000	Полёт со снижением			
Шасси выпущено						
Винт отказавшего мотора во флюгерном положении . . . . .	3 000	2 000	1 000	Полёт со снижением		
Шасси выпущено						
Винт отказавшего мотора задросселирован	0	0	Полёт со снижением			
			0	0	0	

Нагрузка на рули поворота при полёте с одним работающим мотором снимается триммерами полностью.

Минимальная скорость одномоторного полёта должна быть:

для самолёта с полётным весом до 27 000 фунт. — 150 миль/час  
 " " " " " " 29 000 " — 155 " *255*  
 " " " " " " 31 000 " — 160 "

Наивыгоднейшие обороты 2100 в минуту. Наддув Р необходимо держать такой, чтобы самолёт на указанной скорости шёл без снижения (в пределах 31—38 дюйм. рт. ст.).

В полёте при одном работающем моторе по кругу пользоваться триммерами рулей поворота для снятия с них нагрузки не разрешается.

Все развороты делать в сторону работающего мотора с креном не более 15°. При необходимости сделать разворот в сторону неработающего мотора крен не должен превышать 10°.

Шасси и щитки-закрылки при снижении на посадку выпускать только после того, как лётчик убедится в правильности расчёта.

Решение уходить на второй круг на одном моторе нужно принимать на высоте не ниже 900 фут., при этом шасси и щитки-закрылки убирать немедленно.

Особое внимание лётчик должен уделить расчёту на посадку, так как после выпуска шасси и щитков-закрылков исправлять расчёт работающим мотором можно только плавным изменением мощности во избежание забрасывания самолёта.

Если в полёте с одним работающим мотором лётчик пользовался триммерами рулей поворота, то после четвертого разворота и сбавления газа триммеры нужно поставить нейтрально.

При отказе одного мотора выключается и вакуумпомпа этого мотора. Если от этой помпы питалась группа гиросприборов (в зависимости от положения крана) пилотажных или приборов автопилота, то лётчик должен немедленно переключить кран питания гиросприборов от вакуумпомпы работающего мотора.

### Действия лётчика при отказе мотора

1. При отказе мотора на разбеге взлёт прекратить.

Если при прекращённом взлёте возникает угроза натолкнуться на препятствия, то лётчик должен выключить моторы аварийно, выпустить полностью щитки-закрылки и нажать на тормозы. При дальнейшей угрозе столкновения убрать шасси.

2. Для самолёта с полётным весом не более 31 000 фунт.

При отказе мотора на взлёте после отделения самолёта от земли лётчик должен, удерживая самолёт от разворачи-

вания, дать полностью газ обоим моторам (во избежание перекуты рычагов), убрать шасси, затяжелить винт отказавшего мотора и поставить его во флюгерное положение, закрыть все юбки капотов моторов и заслонки маслорадиаторов.

После того как лётчик убедится, что самолёт идёт без снижения и набрал скорость 150 миль/час, перекрыть доступ горючего к отказавшему мотору, выключить зажигание и установить юбки капота и заслонку маслорадиатора работающего мотора в соответствии с температурой головок цилиндров и масла. После этого перевести самолёт в положение набора высоты. Набрав 250 фут., убрать щитки-закрылки и, продолжая набор высоты, заходить на посадку.

В случае если полётный вес самолёта превышает 31 000 фунт., лётчик обязан совершать посадку на фюзеляж прямо перед собой, выключив моторы и все источники электроэнергии.

При отказе мотора на безопасной высоте лётчик должен облегчить самолёт до полётного веса не более 31 000 фунт., выключить отказавший мотор, установить винт отказавшего мотора во флюгерное положение, снять нагрузку триммерами рулей поворота, установить режим одномоторного полёта и, используя горючее отказавшего мотора на работающий мотор, возвращаться на свой аэродром.

### Ошибки, допускаемые лётчиками при полёте с одним работающим мотором

1. Взлетают с моторами, дающими перебой на взлёте.

2. Не соблюдают последовательности работы с арматурой при отказе мотора на малой высоте, в результате самолёт теряет высоту и налетает на препятствия.

3. При отказе мотора на взлёте стремятся за счёт уменьшения скорости набрать высоту. В результате потери скорости самолёт становится неуправляемым и сваливается.

4. Делают развороты в сторону неработающего мотора, когда это не вызывается необходимостью, и рискуют сорваться в штопор.

5. Рано выпускают шасси и щитки-закрылки и при подтягивании мотором не могут удержать самолёт от развора-



чивания, вследствие чего не попадают на посадочную полосу.

6. Пытаются с малой высоты и на малой скорости с выпущенными шасси и щитками-закрылками уходить на второй круг, что в большинстве случаев заканчивается аварией.

## Глава VII

### ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЁТА ПО ПРИБОРАМ

#### Подготовка лётчика к пилотированию самолёта по приборам

Как правило, в каждом боевом полёте экипаж АДД некоторую часть полёта вынужден совершать в сложных метеорологических условиях или в обстановке ослепления зенитными прожекторами. В том и другом случаях пилотирование самолёта осуществляется только по приборам.

Вследствие этого лётчик обязан в совершенстве владеть техникой пилотирования самолёта по приборам и постоянно поддерживать её на высоком уровне. Помимо программы пилотирования по приборам, которую лётчик проходит в процессе обучения, подготовка к пилотированию по приборам в условиях боевой работы должна проводиться непрерывно. Для этого лётчик обязан:

1. Постоянно и тщательно изучать и контролировать пилотажные приборы своего самолёта.

Пилотажные приборы вследствие своего сложного устройства наиболее подвержены влиянию износа и порчи от неумелой эксплуатации, в результате чего может быть частичный или полный отказ прибора в полёте.

Кроме того, показания одного и того же прибора в зависимости от ряда причин могут быть различны. При тщательном контроле за приборами, за их показаниями и их тенденциями в показаниях дефекты могут быть своевременно выявлены лётчиком и исправлены (заменой прибора или внесением соответствующей поправки в его показания).

2. Постоянно контролировать поведение своего самолёта при пилотировании его по приборам.

Для лётчика далеко не достаточно знать общие особенности поведения данного типа самолёта при пилотировании его по приборам.

Лётчик должен тщательно и постоянно изучать лётные особенности своего самолёта, так как самолёты одной и той же серии, хотя бы незначительно, но всегда отличаются

один от другого. Каждый самолёт имеет свои, только ему свойственные, особенности, причём эти особенности изменяются по мере эксплуатации этого самолёта.

3. Систематически тренироваться в пилотировании самолёта по приборам.

Лётчик не должен ограничиваться только программой пилотирования по приборам, а, используя всякий полёт, обязан систематически совершенствовать свою технику пилотирования по приборам, постоянно усложняя условия тренировки.

#### Техника пилотирования по приборам

Самолёт В-25 хорошо оборудован пилотажными приборами, дающими возможность дублировать показания одного прибора другим.

Для контроля за выдерживанием направления самолёта на приборной доске имеется ГПК (гирополукомпас), указатель поворота («Пионер»), магнитный компас, электромагнитный компас и радиокompас.

Сохранение скорости контролируется указателем горизонтальной скорости, указателем вертикальной скорости (вариометром) и авиагоризонтом.

Контроль за сохранением высоты осуществляется по высотомеру, вариометру и авиагоризонту. По указанным приборам лётчик может прочитать и совершенно точно определить положение самолёта в воздухе.

Одновременно читать показания всех указанных приборов невозможно, поэтому лётчик должен приучить себя к определённому порядку чтения показаний пилотажных приборов.

Например, установив направление полёта по МК или ЭМК, лётчик переносит своё внимание на стрелку указателя поворота и по её показаниям выдерживает направление, периодически сверяя направление полёта по показаниям МК и ЭМК.

Самолёт В-25 обладает хорошей устойчивостью.

Отрегулированный триммерами, самолёт сам стремится сохранять заданное положение или восстанавливать его, в случае если какая-то причина вывела его из этого положения.

Движения рулями должны быть энергичными, но несколько короче, чем в открытом полёте.

Не следует излишними движениями раскачивать самолёт.

## Горизонтальный полёт

Горизонтальный полёт по приборам выполняется на скорости 180 миль/час. Направление полёта выдерживается по ГПК и периодически проверяется показаниями МК и ЭМК. Сверять показания ГПК с МК необходимо при условии, когда положение самолёта строго в горизонтальном полёте и нет крена.

Высота выдерживается по вариометру, когда нет болтанки, а при её наличии — по высотомеру в сочетании с вариометром.

Скорость выдерживается по указателю скорости в сочетании с показаниями вариометра.

Выводить самолёт из крена лучше всего по показаниям трёхугольного индекса в верхней части авиагоризонта.

## Развороты

Развороты по приборам выполняются на скорости 180 миль/час, без снижения. Крен на развороте должен быть не более 15°. Устанавливать и сохранять крен для разворота нужно по авиагоризонту. Выход на заданный курс осуществляется по ГПК.

По окончании вывода из разворота необходимо сверить показания ГПК с МК и ЭМК.

## Набор высоты и снижение

Набор высоты производится на скорости 175 миль/час, для чего необходимо, оставляя неизменной регулировку самолёта триммерами и режим работы моторов горизонтального полёта, перевести самолёт в набор высоты, уменьшив скорость на 5 миль/час против горизонтального полёта.

Снижение осуществляется за счёт увеличения скорости от горизонтального полёта до 185 миль/час (на 5 миль/час), также без изменения регулировки самолёта триммером и режима работы моторов.

При наборе высоты и при снижении выгодно сохранять регулировку горизонтального полёта, вследствие того что большая часть полёта проходит в горизонтальном полёте и при выходе в горизонтальный полёт из режима набора высоты или снижения потребуются небольшая помощь со стороны лётчика, чтобы самолёт занял горизонтальное положение.

## Пилотирование самолёта по приборам с одним работающим мотором

Полёт по приборам с одним работающим мотором осуществляется со скорости большей на 5 миль/час по сравнению со скоростью, аналогичной полёту в открытую; при этом необходимо как можно быстрее поставить винт отказавшего мотора во флюгерное положение, увеличить мощность работающему мотору и снять нагрузку на педаль триммерами рулей поворота.

Производить развороты в сторону неработающего мотора не рекомендуется. В случае необходимости сделать разворот в сторону неработающего мотора крен не должен быть более 10°.

В остальном пилотирование самолёта по приборам с одним работающим мотором не отличается от обычного.

Минимально безопасная высота полёта по приборам вне района аэродрома, на которой разрешается производить развороты, должна быть не менее 2 000 футов.

В случае если лётчик по какой-либо причине потерял представление о пространственном положении самолёта, нужно в первую очередь убрать газ моторов, затем, пользуясь показаниями указателя поворота и скольжения и указателя скорости, вывести самолёт в нормальное планирование. Из установившегося режима планирования, пользуясь теми же приборами, перевести самолёт в режим горизонтального полёта.

Пользоваться авиагоризонтом в этом случае нельзя, так как после заваливания самолёта авиагоризонт в течение нескольких минут даёт неверные показания.

Как только режим горизонтального полёта установится, исправить показания авиагоризонта, застопорив его, и затем снова отпустить.

## Ошибки, допускаемые лётчиками при пилотировании самолёта по приборам

1. Лётчик не доверяет показаниям пилотажных приборов, начинает пилотировать самолёт, основываясь на своих личных ощущениях, и теряет пространственное положение самолёта. Это неверие в приборы является результатом незнания приборов и плохого изучения их показаний в простых условиях полёта.

2. В условиях рему резко реагируют на незначительное отклонение стрелки вариометра, не сочетая его показаний

с показаниями указателя скорости, что приводит к большим колебаниям скорости.

3. Допускают большой крен на разворотах, что может привести к зарыванию самолёта.

4. Делают много лишних движений и разбалтывают самолёт.

5. При попадании в сложные метеорологические условия медлят с переходом к пилотированию по приборам, а пытаются отыскать какой-либо земной ориентир, рискуя потерять пространственное положение.

## Глава VIII

# ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЁТА В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ

### Уход на второй круг

При уходе на второй круг лётчик должен помнить, что выпущенные шасси уменьшают скорость самолёта на 10 миль/час, полностью выпущенные щитки-закрылки на 20 миль/час, и что при уборке щитков-закрылков самолёт проваливается на 75—100 фут. Поэтому решение об уходе на второй круг нужно принимать на возможно большей высоте и не ниже 150 фут.

Уходя на второй круг, лётчик должен увеличить  $R_k$  до 40 дюйм. рт. ст., а в случае необходимости и до 44 дюйм. рт. ст., довести скорость до 155 миль/час и перевести самолёт в положение набора высоты.

Набрав высоту 250 фут., убрать щитки-закрылки и установить скорость 160—165 миль/час.

Дальнейший полёт по кругу осуществляется обычным порядком.

**Ошибки, допускаемые лётчиками при уходе на второй круг**

1. Видя явную необходимость ухода на второй круг, медлят с принятием решения об уходе, в результате продолжают снижаться и создают опасное положение.

2. Резко дают газ моторам. При резкой даче газа моторы могут дать обратный выхлоп и резко снизить мощность. Для восстановления мощности потребуется продолжительное время, в течение которого самолёт может дойти до земли.

3. Не имея достаточной скорости, резко переводят самолёт в положение набора высоты, что приводит к ещё большей потере скорости и создаёт опасность сваливания самолёта.

4. Убирают щитки-закрылки на малой высоте, не учитывая, что самолёт проваливается и может удариться о землю.

5. Перед посадкой не устанавливают шага винтов, соответствующего 2 200 об/мин, в результате при уходе на второй круг нехватает мощности ВМГ для набора высоты.

### Взлёт с боковым ветром

Направление взлёта при боковом ветре выдерживается без затруднений. Самолёт на разбеге хорошо реагирует на действия рулей поворота.

После отделения самолёта от земли и до перевода его в положение набора высоты лётчик должен внимательней следить за созданием кренов, возникающих в результате поддувания ветра. В остальном взлёт с боковым ветром ничем не отличается от нормального.

### Посадка с боковым ветром

При заходе на посадку с боковым ветром последний разворот необходимо начинать с учётом ветра: если ветер слева — разворот начинать раньше, если ветер справа — позже.

После вывода самолёта из последнего разворота для сохранения прямолинейности снижения дать крен в сторону ветра и обратную ногу. Самолёт будет снижаться с небольшим подкальзыванием. Ось самолёта должна быть направлена строго по линии посадочных огней.

На выравнивании одновременно с выбором самолёта из угла убрать крен с таким расчётом, чтобы к моменту приземления крен был убран полностью.

После приземления самолёт хорошо выдерживает направление пробега при помощи рулей поворота.

### Посадка без применения щитков-закрылков

Посадка с убранными щитками-закрылками производится так же, как и нормальная, с той разницей, что скорость снижения должна быть не менее 150 миль/час. Выборание самолёта из угла и выдерживание занимает несколько больше времени и путь самолёта от начала выбора угла до приземления удлиняется.

После приземления пробег самолёта происходит на большой скорости и длиннее обычного, поэтому лётчик обязан строго следить за тем, чтобы не выкатиться за пределы рабочего поля аэродрома, применяя тормозы мягче обычного.

## Посадка при плохой видимости земли

При плохой видимости земли лётчик, приближаясь к аэродрому, должен внимательно просмотреть стартовые огни и определить направление посадки. После этого заходить на посадку, не теряя из поля зрения посадочное Т.

При заходе на посадку боковые окна кабины лётчиков держать открытыми и включить посадочную фару.

Щитки-закрылки выпускать только тогда, когда лётчик убедится в правильности захода на посадку и расчёте. Расчёт производить моторами, окончательно убрать газ в момент касания колёсами земли. Скорость снижения должна быть не менее 150 миль/час. Если посадочное Т при заходе на посадку теряется, применить слепой заход на посадку.

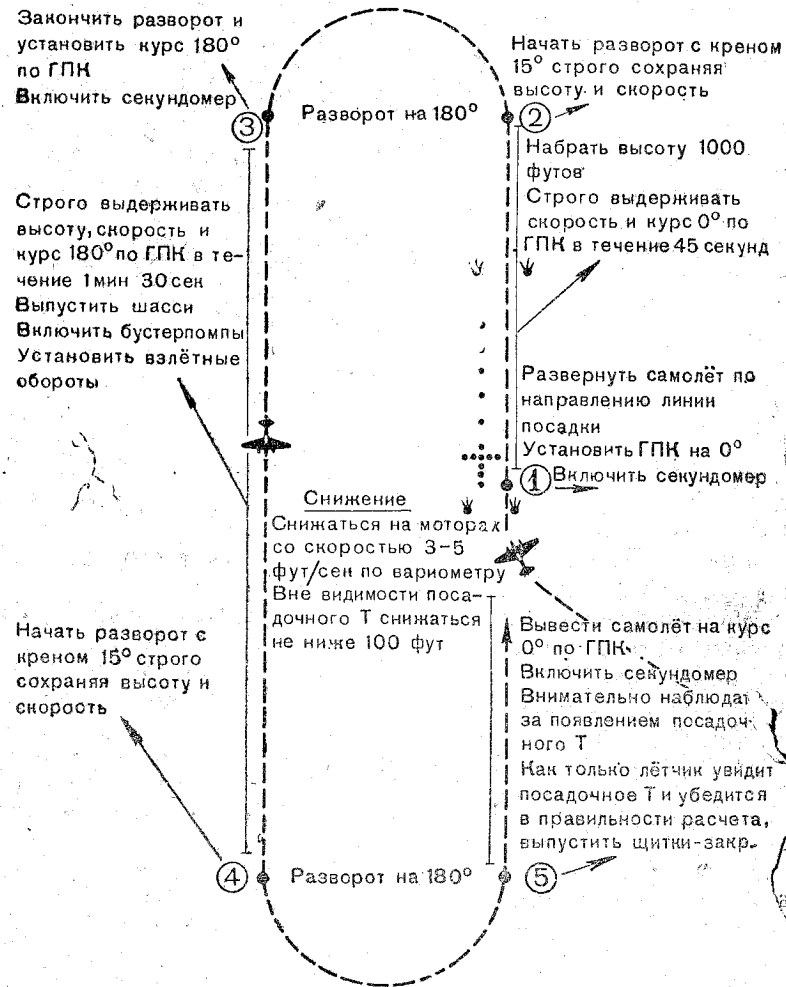
Слепой заход на посадку выполняется лётчиком и штурманом. Штурман должен подвести самолёт к посадочному Т (см. схему—точка 1) и помочь лётчику направить самолёт вдоль линии посадочных кустов. На траверзе посадочного Т штурман включает секундомер и через 45 сек. даёт команду лётчику «Разворот» (точка 2). После разворота на 180° (точка 3) штурман снова включает секундомер и через 1 мин. 30 сек. снова подаёт команду лётчику «Разворот» (точка 4). По выводе самолёта из разворота (точка 5) штурман опять включает секундомер и внимательно наблюдает в направлении старта.

Заметив посадочное Т, штурман показывает его лётчику и помогает ему исправить направление посадки.

Лётчик в точке 1, направив самолёт вдоль линии посадочных кустов, устанавливает ГПК на «0». Набирает высоту 1 000 фут., тщательно выдерживает установленный курс, строго сохраняя скорость 170 миль/час до команды штурмана «Разворот» (точка 2).

По команде «Разворот» лётчик тщательно выполняет его с креном 15°, со скоростью 170 миль/час, не теряя высоты. После разворота (точка 3) на 180° строго выдерживает курс 180° по ГПК до вторичной команды штурмана «Разворот» (точка 4). На этом участке пути (от точки 3 до точки 4) лётчик выпускает шасси, устанавливает обороты 2 200 в минуту, скорость 160 миль/час и включает бустер-помпы. После вторичной команды «Разворот» (точка 4) лётчик выполняет разворот по ГПК, строго выдерживая в повороте скорость 160 миль/час и постоянный крен 15°. По выводу самолёта из разворота (точка 5) лётчик устанавли-

## СХЕМА СЛЕПОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ



вает курс  $0^\circ$  по ГПК и переводит самолёт в незначительный угол снижения с таким расчётом, чтобы через 25—30 сек. у границы аэродрома высота была 90—100 фут. На этом участке лётчик внимательно наблюдает в направлении старта и, как только увидит посадочное Т, ориентируясь по нему, производит расчёт и посадку.

Щитки-закрылки выпускать только тогда, когда лётчик увидел посадочное Т и уверен в расчёте, в противном случае посадку производить с убранными закрылками. Вне видимости посадочного Т снижаться ниже 100 фут. запрещается.

### Посадка вне аэродрома

Посадка вне аэродрома производится в случае невозможности продолжать полёт.

Лётчик, прежде чем принять решение садиться вне аэродрома, должен реально оценить обстановку и при малейшей возможности продолжать полёт до ближайшего аэродрома.

При посадке вне аэродрома лётчик должен выбрать место для посадки и, сделав над ним несколько заходов, хорошо просмотреть его, применяя сигнальные ракеты и ПАР-13. Садиться с выпущенным шасси можно только тогда, когда у лётчика есть полная уверенность в благополучном исходе посадки; если такой уверенности нет, посадку производить с убранными шасси.

В случае если у лётчика нет уверенности в сохранении жизни экипажа при посадке вне аэродрома, экипаж должен покинуть самолёт на парашютах.

### Обязанности правого лётчика

Правый лётчик должен в совершенстве знать материальную часть самолёта и всю работу с арматурой в кабине лётчиков в полёте.

Правый лётчик подчиняется командиру корабля и выполняет только его команды.

В течение всего полёта правый лётчик контролирует полёт и работу моторов по приборам, визуально и на слух и при обнаружении каких-либо ненормальностей немедленно докладывает об этом командиру корабля.

Лётчик должен уметь пилотировать самолёт в полёте и в полёте по приборам и всегда быть готовым взять на себя полностью управление самолётом.

Обязанности правого лётчика в полёте ориентировочно сводятся к следующему.

### Перед вылетом

1. Выпустить щитки-закрылки на количество градусов, указанное командиром корабля.
2. Включить стояночный тормоз для прожога свечей.
3. Включить бустер-помпы.
4. Законtritь рычаги управления винтом и качеством смеси.
5. Выключить стояночный тормоз.

### При взлёте

1. Законtritь рычаги газа, как только командир корабля доведёт  $P_x$  до заданного.
2. Наблюдать за отделением самолёта от земли.
3. После перевода самолёта в набор высоты убрать шасси.
4. На высоте не ниже 250 фут. убрать щитки-закрылки.

### При наборе высоты

1. Наблюдать за показаниями указателя скорости и авиагоризонта.
2. Следить за температурой головок цилиндров. Максимальная температура при наборе  $220^\circ\text{C}$ . Если температура поднимается выше указанной, доложить об этом левому лётчику.

### В горизонтальном полёте

1. Наблюдать за температурой головок цилиндров. Температура должна быть не менее  $150^\circ$  и не выше  $205^\circ\text{C}$  (нормально  $170—180^\circ\text{C}$ ). При помощи юбок капотов установить и поддерживать нормальную температуру головок цилиндров.
2. Через каждый час полёта при работе моторов на богатой смеси переставлять на 10—15 мин. рычаг качества смеси в положение «Богато».
3. Наблюдать за температурой наружного воздуха и при минусовых температурах включать обогрев трубки Питона.
4. Следить за температурой и давлением масла в подшипниках бензина.
5. При наличии подвесных баков или при обледенении из моторов производить перекачку горючего.

6. При отказе одного из моторов установить винт отказавшего мотора во флюгерное положение. Для чего:

а) установить рычаг газа отказавшего мотора в положение малого газа;

б) нажать на кнопку ввода винта во флюгерное положение отказавшего мотора;

в) полностью затяжелить винт;

г) выключить зажигание мотора.

7. Через два часа, независимо от высоты полёта, но не ниже 1600 фут., на 1500—1700 об/мин переключить нагнетатель на вторую скорость на 5 мин.

8. Следить за напряжением генератора.

9. Через 30—50 мин. полёта проверять наличие бензина по бензочасам.

#### При планировании

1. Особенно внимательно следить за температурой головок цилиндров. Не допускать температуры головок ниже 150—140°C. В случае понижения температуры головок ниже указанной доложить об этом левому лётчику.

2. Следить за показаниями манометров давления гидросистемы. В случае падения давления при заходе на посадку подкачивать давление ручной помпой.

#### При посадке

1. При выпуске шасси законтрить рукоятку управления шасси.

2. После четвертого разворота законтрить управление винтами и качеством смеси.

3. При планировании закрыть юбки капотов.

4. В случае ухода на второй круг открыть юбки капотов моторов и после набора высоты 300—400 фут. убрать щитки-закрылки.

5. После приземления открыть юбки капотов моторов.

#### Глава IX

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ ОТДЕЛЬНЫХ АГРЕГАТОВ

Постановка винта отказавшего мотора во флюгерное положение производится следующим образом:

1. Утопить кнопку постановки винта во флюгерное положение. Кнопка в утопленном положении будет держаться поперек, пока механизм не установит лопасти винта в первоначальное положение.

2. Убрать рычаг газа, при этом будет гудеть сирена.

3. Установить рычаг управления шагом винта в положение большого шага.

4. Рычаг качества смеси установить в положение «IDLE CUT-OFF» (выключено).

5. Закрыть юбки капотов мотора.

6. Выключить бензиновые баки неработающего мотора.

7. После остановки винта выключить зажигание и дачей рычагом дроссельных заслонок, примерно на  $\frac{1}{4}$  хода вперёд, выключить сирену.

#### Запуск мотора в воздухе

Перед выводом винта из флюгерного положения убедиться, что:

1. Рычаг газа убран.

2. Рычаг управления шагом винта — в положении большого шага.

3. Рычаг качества смеси убран (IDLE CUT-OFF).

4. Зажигание выключено.

После этого включить бензиновые баки запускаемого мотора.

Нажать на кнопку постановки винта в флюгерное положение и держать её до тех пор, пока скорость вращения винта достигнет 800 об/мин, затем отпустить кнопку и, не увеличивая оборотов, дождаться, пока давление масла будет не менее 40 фунт/дюйм<sup>2</sup>.

Включить зажигание и, когда мотор даст вспышку, поставить рычаг качества смеси в положение «AUTO RICH» (автоматическое обогащение).

Увеличить обороты до 1000—1100 в минуту, прогнать мотор.

Довести температуру головок цилиндров и давление масла до нормальных и установить требуемый режим.

#### Антиобледенитель карбюратора

Карбюраторы на ряде самолётов оборудованы спиртовым антиобледенителем, с помощью которого спирт вводится во всасывающий патрубок карбюратора перед дроссельными заслонками.

Спирт находится в специальном баке ёмкостью 10 галл (37,8 л), который на самолётах В-25D расположен внутри левой мотогондолы.

Спирт из бака подаётся во всасывающие электропомпой типа Эклипс.

Спиртовой антиобледенитель карбюратора включать при условии интенсивного обледенения. Чтобы привести в действие спиртовой антиобледенитель карбюратора, необходимо включить тумблер электропомпы, который расположен с левой стороны на верхней электропанели лётчика, рядом с реостатом управления антиобледенителем винтов.

Для нормального действия системы в условиях обледенения расход жидкости составляет 5 галл. (18,9 л) в час.

### Подогрев карбюратора

Во всасывающем патрубке карбюратора имеется заслонка, с помощью которой можно перекрыть доступ холодного наружного воздуха, одновременно открыв доступ воздуха во всасывающий патрубок из-за моторного пространства, и таким образом снабдить карбюратор подогретым воздухом. Оставлять заслонку подогрева в промежуточном положении нельзя. Для контроля температуры входящего в карбюратор воздуха имеется термометр, указатель которого установлен на приборной доске рядом с указателем температуры масла. Температура воздуха, поступающего в карбюратор, должна быть в пределах 38—43° С. Подогрев карбюраторов включать обязательно при температурах окружающего воздуха от —15° С и ниже, а также в условиях обледенения.

### Аварийный выпуск шасси

При отказе основной гидросистемы выпуск шасси осуществляется посредством аварийной гидросистемы, управление которой расположено на полу в кабине штурмана.

Выпуск шасси аварийным способом производится в следующем порядке:

1. Установить ручку крана управления шасси (в кабине лётчика) в положение «Шасси на выпуск».
  2. Снять кольцо рукоятки, удерживающее последнюю в походном положении.
  3. Взять рукоятку помпы на себя доотказа, чтобы открыть аварийно (натяжением троса) замок убранного положения носового колеса.
- Рукояткой помпы качать вперёд и назад до тех пор, пока шасси будет выпущено полностью, т. е. все три ноги шасси замками выпущенного положения и сигнальная лампа шасси покажет положение «Выпущено». После

выпуска шасси поставить ручку в походное положение и закрепить кольцом.

Примечание. Указанный выше способ аварийного выпуска не следует путать с выпуском шасси с помощью ручной силовой помпы, которой создают давление в системе тормозов и в главной системе при отказе только приводных помп и исправной всей остальной главной системы.

5. После аварийного выпуска шасси в полёте приземлившийся самолёт поставить на место стоянки, подняв на колеса, устранить неисправность в гидросистеме шасси, после чего убрать и выпустить 2—3 раза шасси при помощи ручной гидромомпы и при удовлетворительных результатах систему считать подготовленной к действию.

### Аварийный выпуск щитков-закрылков

При отказе гидросистемы щитки-закрылки можно выпустить механическим способом, управление которым находится в кабине радиста.

Для выпуска щитков-закрылков необходимо:

1. Поставить рычаг управления щитками-закрылками (в кабине лётчика) в положение «DOWN» (выпуск) доотказа на себя.

2. Подать команду стрелкам-радистам: «Выпустить щитки-закрылки аварийно». Стрелок-радист производит аварийный выпуск в следующем порядке:

а) открывает в кабине радиста крышку гнезда, куда вставляется рукоятка выпуска щитков-закрылков;

б) ставит рукоятку в гнездо и вращает её по часовой стрелке, наблюдая за выпуском щитков-закрылков через окна в кабине радиста.

3. Прекращает выпуск, когда щитки-закрылки выйдут на 40—45° по индикатору на приборной доске лётчика.

При необходимости убрать щитки-закрылки с помощью гидросистемы следует предварительно освободить тросы во избежание их обрыва или повреждения кронштейнов системы механической сборки щитков.

Для этого надо вставить ручку в гнездо и вращать против часовой стрелки до тех пор, пока червячный винт не дойдёт до упора.

**Предупреждение.** При скорости больше 150 км/ч по прибору не разрешается выпускать щитки-закрылки посредством аварийной системы и летать с выпущенными щитками-закрылками.

## Аварийное (пневматическое) торможение основных колёс шасси

Аварийное (пневматическое) торможение основных колёс шасси применяется в случае отказа гидросистемы или падения давления в ней.

Для этого необходимо:

1. Вытянуть рукоятку аварийного (пневматического) торможения, установленную на полу кабины лётчика у правого сиденья, плавно вверх.

2. Тормозить импульсами, поднимая рукоятку аварийного торможения на 45°, после чего отпустить её. Подъём ручки на угол 90° соответствует полному торможению.

3. Эффективность торможения будет зависеть от длительности нахождения рукоятки в крайнем верхнем положении.

4. Применять аварийное торможение в тех же случаях и по тем же указаниям, что и гидравлическое (см. выше раздел «Посадка»).

Нормальное давление в воздушном баллоне должно быть не менее 550—600 фунт./дюйм<sup>2</sup>.

## Самолётное переговорное устройство (СПУ)

Проверка работы СПУ производится на земле (под током) на связь между всеми членами экипажа, а также прослушивается работа приёмников связной и командной радиостанций и радиокompаса.

Порядок работы при проверке следующий:

1. Включателем, расположенным на левом борту в кабине пилота, включить питание СПУ. Надеть телефоны, протестировать дингофон или надеть шлемофон, подождать 1—20 сек., пока прогреется лампа усилителя СПУ.

2. Установив переключатель на абонентском аппарате СПУ в положение «CALL» (общий вызов) и нажав кнопку на штурвале, предупредить членов экипажа о проверке связи, затем дать им указание поставить переключатели своих абонентских аппаратов в положение «INTER» (внутренняя связь).

3. Разговором с каждым членом экипажа проверить по степени громкости и разборчивости приёма работу всех точек СПУ.

4. Штурман, включив радиокompас, ставит переключатель своего аппарата в положение «COMP» (компас). Настроив приёмник радиокompаса на известную станцию в положении переключателя на щитке управления «ANT» (антенна), переключает

на компасную работу, убеждается в нормальной работе радиокompаса и ставит переключатель своего аппарата СПУ в положение «INTER», предупреждая лётчиков о необходимости прослушать работу РК через их абонентские аппараты.

Лётчики ставят переключатели СПУ в положение «COMP» и, по движению стрелки индикатора курса на приборной доске и на слух, убеждаются в нормальной работе РК через свои аппараты. После проверки переключатели СПУ вновь поставить в положение «INTER».

5. Стрелок-радист, включив приёмник связной станции, настраивает его на любую радиостанцию и, убедившись в его работе, докладывает лётчикам и штурману о необходимости прослушать работу приёмника через свои аппараты. Лётчики и штурман ставят переключатели своих абонентских аппаратов в положение «LIASON» (связная радиостанция), проверяют работу приёмника и после этого переключатели вновь возвращают в положение «INTER».

6. Второй лётчик, включив командную радиостанцию, ставит переключатель СПУ в положение «COMMAND» (командная радиостанция) и, убедившись в возможности вести передачу и приём через СПУ, предупреждает первого лётчика о необходимости прослушать работу станции через свой аппарат. Первый лётчик, переключив СПУ в положение «COMMAND», также проверяет работу командной радиостанции через свой аппарат.

Затем второй лётчик, настроив длинноволновый приёмник на любую станцию или радиомаяк, ставит переключатель СПУ в положение «INTER» и предупреждает штурмана о необходимости прослушивания работы длинноволнового приёмника. Штурман ставит переключатель СПУ в положение «COMMAND» и убеждается в возможности вести нормальный приём на приёмнике командной радиостанции через свой аппарат СПУ. После окончания проверки поставить переключатели СПУ на всех абонентских аппаратах в положение «INTER», выключить все радиостанции и СПУ.

## Работа СПУ в воздухе

Работа СПУ в воздухе проводится в таком же порядке, как и при проверке на земле.

Каждый раз при переговорах и положениях переключателя СПУ на «COMP, LIASON и COMMAND» необходимо подбирать уровень громкости в телефонах, пользуясь



регулятора громкости «INCREASE OUTPUT», расположенной сверху каждого абонентского аппарата. Ручная регулировка громкости не действует в положениях переключателя «INTER» и «CALL».

Пользоваться общим циркулярным вызовом с помощью положения переключателя СПУ «CALL» разрешается лишь в крайних случаях, так как может оказаться, что радист в это время занят передачей или приёмом важной радиogramмы, а штурман определяет с помощью РК своё местонахождение. Перед общим вызовом обязательно прослушать работу радиста в положении переключателя СПУ своего аппарата «LIASON», а штурмана «COMP».

Переключатель СПУ всегда должен находиться в положении «INTER», за исключением времени работы на радиостанциях и радиокомпасе.

### Антиобледенитель плоскостей

Антиобледенительное устройство крыльев и хвостового оперения самолётов В-25 выполнено по схеме Гудрич.

Устройство основано на принципе механического взламывания льда путём периодического образования волн (выпучивания) на резиновых оболочках, называемых протекторами. Протекторы, крепящиеся к передним кромкам крыльев и хвостового оперения, имеют внутри продольные каналы, наполняемые воздухом с помощью двух вакуумпомп. Выпуск воздуха из протекторов в атмосферу производится через систему труб и распределитель.

Антиобледенительное устройство, схема которого показана на рис. 4 и 4а, состоит из следующих основных элементов: двух вакуумпомп, двух первичных сепараторов, двух редукционных клапанов, двух обратных клапанов, переходного крана, распределительного клапана, вторичного масляного сепаратора, манометра, маслоотстойника с пробкой, управления антиобледенителем, крана выключения вакуума, резиновых оболочек протекторов (1, 2, 3, 4, 5, 6), выпускных труб и труб, связывающих все элементы в одну целую систему.

Назначение каждого элемента ясно из последующего описания работы антиобледенительной системы.

При включении рукоятки управления антиобледенителем в положение «ON» (включено), установленной на левой стороне приборной доски лётчика (управление доступно лётчику), система антиобледенения вступает в работу автоматически, так как включается пусковой тумблер электро-

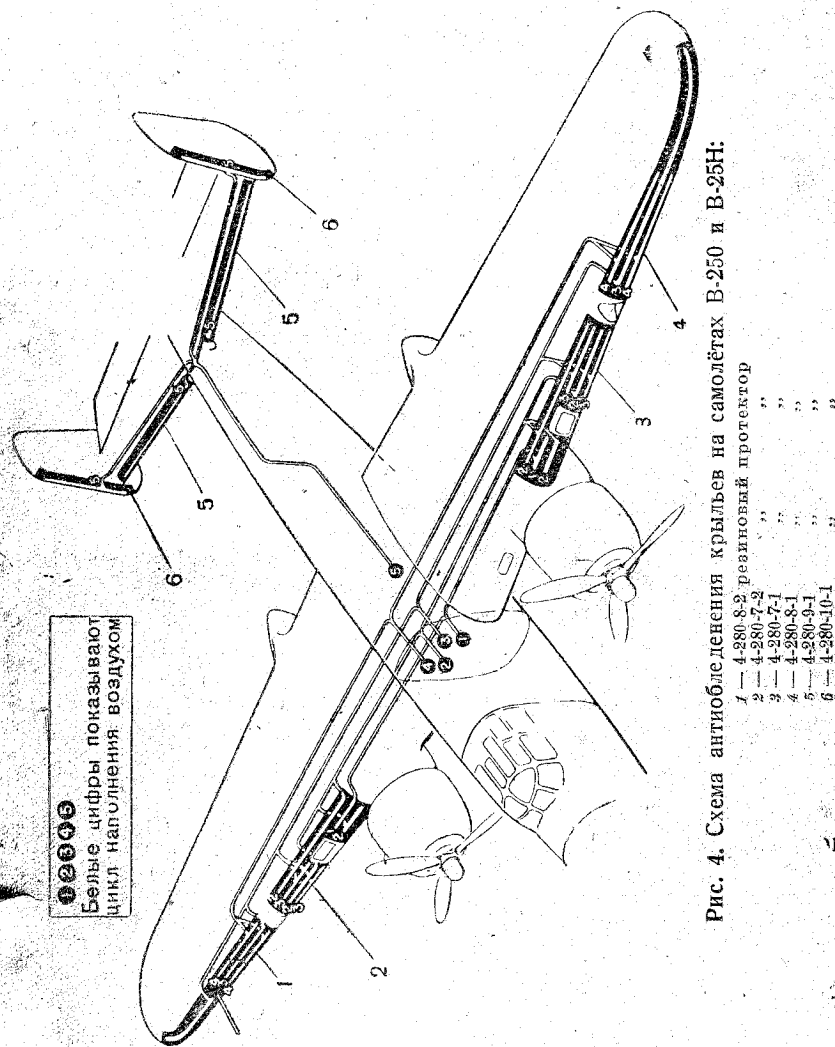
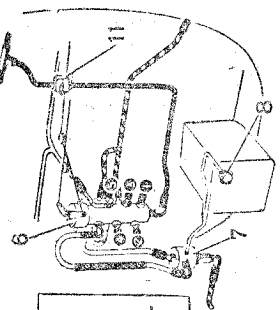


Рис. 4. Схема антиобледенения крыльев на самолётах В-250 и В-25Н:

- |   |            |                     |
|---|------------|---------------------|
| 1 | 4-280-8-2  | резиновый протектор |
| 2 | 4-280-7-2  | "                   |
| 3 | 4-280-7-1  | "                   |
| 4 | 4-280-8-1  | "                   |
| 5 | 4-280-9-1  | "                   |
| 6 | 4-280-10-1 | "                   |

1 2 3 4 5  
Белые цифры показывают  
цикл наполнения воздухом

к вакуумной системе



Система подачи давления самолетов В-25Н

к вакуумной системе

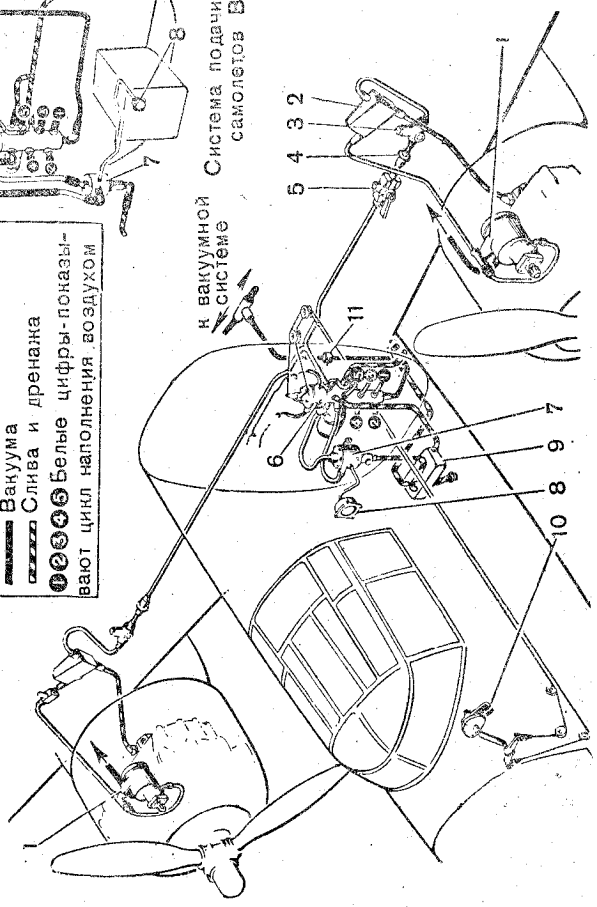
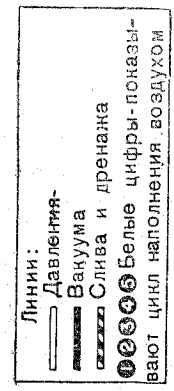


Рис. 4а. Подача давления к антиобледенительной системе крыльев:

1 — вакуум-толкач; 2 — предохранительный маслоотделитель (Первичный сепаратор); 3 — предохранительный клапан (редукционный клапан); 4 — обратный клапан; 5 — трехходовой клапан; 6 — редукционный клапан; 7 — манометр; 8 — манометр; 9 — обратный клапан; 10 — управление антиобледенением; 11 — кран выключения вакуума

мотора, приводящий в действие вращающийся золотник, и воздух из системы вакуумпомпы, с её выпускной стороны, по магистралям подаётся в следующем порядке.

Из вакуумпомпы воздух поступает в первичные масляные сепараторы, где очищается от распылённых частиц масла, затем попадает в редукционные клапаны, где происходит снижение давления до 10 фунт/дюйм<sup>2</sup> (для защиты отсеков протектора от перегрузок); после этого воздух проходит обратные клапаны, предназначенные для предупреждения засасывания окружающего воздуха, затем минует (на левом моторе) трёхходовой кран и попадает в единую магистраль, идущую к распределительному клапану. Из распределительного клапана воздух поступает во вторичный масляный сепаратор для тех же целей, что было указано выше, и снова подаётся к распределительному клапану, откуда в надлежащей последовательности, через соответствующие ниппели и систему труб, поступает в каналы резиновых протекторов.

В каналах протекторов создаётся повышенное давление, что влечёт за собой выпучивание их наружных сторон, обеспечивающее взламывание льда на передних кромках крыла и хвостового оперения. Дальнейший поворот золотника распределителя воздуха позволяет осуществить выпуск воздуха из протекторов в атмосферу. Таким образом, вращение золотника распределителя обеспечивает последовательное наполнение и выпуск воздуха из каналов протекторов. Избыток воздуха через редукционный клапан вторичного маслосепаратора, маслоотстойник и трубку выбрасывается наружу. Полный цикл работы системы антиобледенителя проходит приблизительно в 40 сек.

#### Проверка работы системы

1. Тщательно осмотреть протекторы: нет ли проколов, трещин и отставания протекторов от кромки крыла.
2. Осмотреть распределительный клапан, манометр, систему трубопроводов и их соединение внизу задней части кабины навигатора.
3. Запустить моторы и, установив обороты 950 в минуту, включить систему.
4. Проверить рабочее давление по манометру. Давление в системе не должно превышать 7,5 фунт/дюйм<sup>2</sup>.
5. Убедиться в исправности действия протекторов.

**Предупреждения:** 1. Включать систему при взлёте и посадке запрещается.

2. Нельзя пользоваться системой при скорости полёта свыше 240 миль/час за исключением аварийных случаев (в случае чрезмерного подъёма протекторов над передней кромкой крыла).

### Работа приборов в случае порчи протектора антиобледенителя плоскостей

Вакуумные помпы, установленные на моторах, питают гироскопические приборы, автопилот и антиобледенительную систему.

Разрыв или пробой канала протектора антиобледенительной системы в полёте может вызвать отказ в работе приборов гироскопической группы.

Для предотвращения этого на самолёте имеется перекрывной кран 11 (рис. 4а), установленный на обшивке впереди распределительного клапана в кабине навигатора, под его походным сиденьем.

Аварийный перекрывной кран антиобледенительной системы установлен в линии между общим трубопроводом, идущим от каналов (камер) протектора плоскостей, и трубопроводом, идущим к распределительному клапану.

Для предупреждения отказа гироскопических приборов, в случае порчи каналов протектора, необходимо рукоятку перекрывного крана перевести из горизонтального положения в вертикальное нижнее положение.

### Источники электроэнергии и контроль их работы

На самолёте применена 24-вольтная система электропитания и экранированная однопроводная электрическая сеть с заземлением минусового полюса на металлический корпус самолёта.

Источниками питания электроэнергией служат два генератора с приводом от авиамоторов и две кислотные аккумуляторные батареи. Все четыре источника питания работают параллельно.

Генераторы типа Р-1 мощностью 6 квт каждый имеют следующие номинальные данные: напряжение 30 в, сила тока 200 а, минимальное число оборотов 2200 в минуту, максимальное число оборотов 3600 в минуту, направление вращения по часовой стрелке.

В каждой мотогондоле за противопожарной перегородкой установлена аккумуляторная батарея Эксайд типа 12 TAS-9А.

Аккумуляторная батарея 12 TAS-9А имеет следующие данные: напряжение 24 в, ёмкость при пятичасовом разряде 34 а-ч, плотность электролита 1,28.

Аккумулятор снабжён двумя штуцерами для дренажирования и слива электролита, вылившегося через пробки.

Установленные генераторы работают параллельно.

Регулировка напряжения генераторов и равномерное распределение нагрузки на оба генератора осуществляются двумя регуляторными коробками 200 а, которые установлены внутри электрощитка навигатора.

Регулятор поддерживает напряжение генератора в пределах 28—28,5 в при изменении числа оборотов мотора от 1600 до 2600 в минуту.

Выключатели обоих генераторов находятся на электрощитке навигатора, а выключатели аккумуляторных батарей — на электрощитке пилота.

Аэродромное питание электросети самолёта осуществляется от наземных аккумуляторных батарей через трёхштырьковую штепсельную вилку, расположенную под правой мотогондолой в специальном лючке.

Для контроля работы источников питания на самолёте имеется один вольтметр с переключателем на оба генератора и два амперметра.

Амперметры имеют шкалы от 0 до 300 а с делениями через 10 а; вольтметр имеет равномерную шкалу от 0 до 30 в.

Вольтметр позволяет контролировать напряжение только генераторов; проверить напряжение аккумуляторных батарей по этому вольтметру нельзя.

### Применение командной радиостанции в качестве СПУ

На самолётах В-25 командную радиостанцию SCR-274N можно использовать как СПУ в случае его отказа. Для этой цели предварительно необходимо произвести переделки в подставке приёмника согласно Указанию ИАС.

При отказе СПУ лётчик условным сигналом звонка даёт указание членам экипажа поставить переключатели своих абонентских аппаратов в положение «COMMAND» (командная радиостанция).

Затем на пульте управления передатчиками поставить переключатель в положение, соответствующее номеру переделанного передатчика, и включить его.

На пульте управления приёмниками включить и построить приёмник, который соответствует диапазону

включённого передатчика. В дальнейшем нажатием кнопки на штурвале или тангенте пользоваться включённым комплектом передатчика и приёмника как обычным СПУ.

### Антиобледенитель винтов

Система антиобледенителя винтов (рис. 5) автоматическая и приводится в действие от двух электропомп, управ-

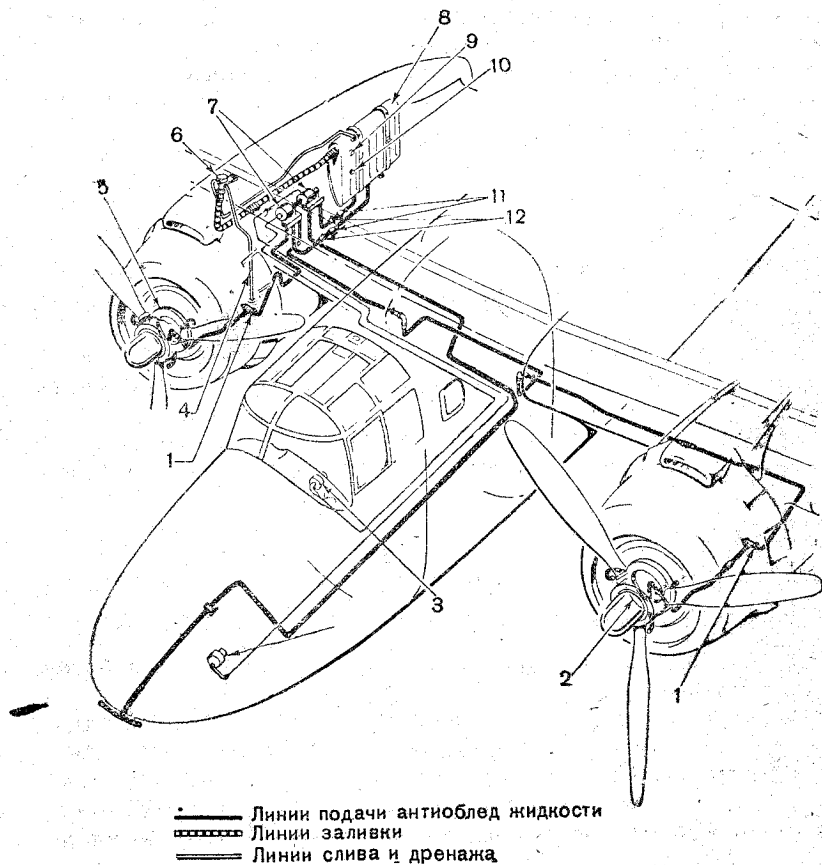


Рис. 5. Система антиобледенения винтов и козырьков:

1 — обратный клапан; 2 — распределительное кольцо; 3 — реостат управления подачи антиобледенительной жидкости; 4 — сливная трубка изливка жидкости; 5 — распределительное кольцо; 6 — заливная горловина; 7 — помпа подачи антиобледенительной жидкости; 8 — бачок ёмкостью 10 ам. галл.; 9 — кран проверки уровня при 8 ам. галл.; 10 — кран проверки уровня при 4 ам. галл.; 11 — кран слива; 12 — фильтр дискового типа

ляемых контрольными реостатами, находящимися один в центре главной панели в кабине пилота и второй слева у электрощитка в кабине бомбардира.

Система состоит из:

а) двух помп шестерённого типа, приводимых в действие электромоторами, получающими энергию от общего источника тока на самолёте;

б) бачка с антиобледенительной жидкостью;

в) системы трубопроводов, подводящих антиобледенительную жидкость из бачка к помпам и отводящих её к отражательным кольцам левого и правого винтов;

г) трубопроводов, подводящих жидкость к переднему стеклу прицельного окна бомбардира.

Антиобледенительная жидкость для винтов применяется № 14082-А (спирт-изопропил) и наполняется в бачок ёмкостью 10 галл. Бачок устанавливается у наружного борта внутри правой мотогондолы. Для контроля за уровнем залитой жидкости в бачке имеются два пробных контрольных крана. Заливная горловина при помощи отводящей трубки вынесена вверх под капот правого мотора и закрыта пробкой. Бачок снабжён дренажной системой, дающей возможность выхода воздуха из бачка при заправке жидкостью и поступления воздуха в бачок при её расходе.

Конструктивно бачок выполнен так, что из общего количества 10 галл. на лопасти винта может быть израсходовано только 8,5 галл., остаток в 1,5 галл. расходуется с помощью второй помпы только на стекло переднего прицельного окна кабины бомбардира.

В мотогондole установлено две помпы; одна из них выкачивает жидкость из бачка и подаёт её на отражательные кольца лопастей обоих винтов, а другая работает исключительно для предотвращения обледенения стекла переднего прицельного окна в кабине бомбардира.

В системе каждого трубопровода, идущего из бачка к помпе, имеется многодисковый фильтр и сливной кран, а в трубопроводах, подающих жидкость к отражательным кольцам, имеются обратные клапаны. В трубопроводе, по которому подаётся жидкость на стекло переднего прицельного окна, установлен противосифонный обратный клапан.

При работе антиобледенительной системы винтов жидкость впрыскивается в отражательное кольцо, вращающееся с винтом, а из него по трём трубкам подводится к концевой части лопастей винта.

Для равномерного распределения жидкости по лопастям винта на них имеются резиновые распределители — башмаки. Эти распределители состоят из узких резиновых полос, наклеенных на передней кромке лопасти от комлевой её части, примерно на  $\frac{2}{3}$  длины радиуса винта.

На полосах имеются канавки, по которым жидкость стекает вдоль лопасти и далее расходится по всей её поверхности. Эти резиновые полосы являются также препятствием льдообразования на передней кромке лопасти винта.

Для проверки антиобледенительной системы винтов следует:

1. Убедиться в наличии достаточного количества антиобледенительной жидкости в бачке.

2. Осмотреть все агрегаты и соединения трубопроводов антиобледенительной системы.

3. При работающих моторах включить реостат антиобледенителя винтов, повернув ручки его до упора в направлении надписи «ON» (включено), затем немного вывести реостат обратно.

Расход антиобледенительной жидкости в этом случае будет максимальный.

4. После остановки моторов проверить, смочены ли антиобледенительной жидкостью передние кромки у каждой лопасти.

5. Включение системы антиобледенителя винтов производить тогда, когда это необходимо по метеорологическим условиям. При этом ручка реостата устанавливается в среднее положение.

6. При обнаружении обледенения самолёта немедленно включить антиобледенитель винтов, установив максимальное истечение жидкости.

7. После каждого полёта, во время которого пользовались антиобледенительной системой винтов, ступицы и отражательные кольца должны быть промыты спиртом-денатуратом и удалены все следы антиобледенителя.

На последних сериях самолётов В-25 вместо подачи антиобледенительной жидкости на стекло переднего прицельного окна в кабине бомбардира применяется механический оконный очиститель, приводимый в действие электромотором. Назначение всей установки — очищать стекло прицельного окна в кабине бомбардира от льда, снега и воды.

Очиститель может использоваться отдельно независимо от общей системы антиобледенителя винтов. Вся установка

состоит из электромотора, смонтированного на левой стороне в кабине бомбардира сверху над панелью включения интерваллуометра, и присоединённого к нему гибкого валика, который посредством червячной передачи и коромысла передаёт вращательное движение на толкатель. Толкатель в свою очередь соединён со штангой, к которой прикреплена резиновая полоска (перо) очистителя.

Резиновое перо очистителя плотно прилегает к поверхности стекла прицельного окна и простирается на всю его длину. Оно расположено посередине стекла.

Электромотор мощностью  $\frac{1}{6}$  л. с. и с номинальными данными 24 в 8,4 а приводит во вращение гибкий валик, который с помощью червячной передачи преобразовывает вращательное движение в поступательное, воспринимаемое толкателем. Толкатель соединён осью со штангой, которая перемещает резиновую полоску (перо) по стеклу, очищая его. Перо очистителя, связанное с мотором, может перемещаться по стеклу медленно и быстро. Это осуществляется установкой двойного выключателя в одно из крайних положений; при установке выключателя в среднее положение «OFF» (выключено) система не работает. Выключатель электромотора установлен на панельной доске бомбардира.

#### Перепускной кран источника статического давления кабин

Статическое давление из трубки Пито подводится по трубопроводам к приборам: указателю скорости, высотемеру, вариометру.

Однако в случае повреждения передающей линии или трубки Пито необходимо воспользоваться дополнительным источником статического давления.

Для этой цели имеется перепускной кран, установленный слева приборной доски пилота, который позволяет соединить статическую проводку трубки Пито (а следовательно и приборов) с атмосферным давлением кабины лётчика.

#### Кислородное оборудование

Кислородное оборудование самолёта В-25 состоит из шести кислородных баллонов водяной ёмкостью 30 л каждый, бортовых зарядных штуцеров, трубопроводов низкого давления, восьми кислородных приборов А-9 или А-9А, восьми кислородных масок А-8А или А-8В и предохранительного клапана.

В период подготовки к полёту проверить состояние кислородного оборудования, для чего необходимо:

1. Убедиться в исправности кислородной маски и шланга. Внимательно следить, чтобы маска и особенно дыхательный мешочек не имели механических повреждений. Губчатые резиновые диски должны быть чистыми.



Рис. 6. Подгонка кислородной маски

2. Снять чехол или пробку с присоска бортового кислородного прибора, убедиться в том, что он не закупорен, и присоединить к нему ниппель шланга.

3. Проверить надёжность присоединения шланга к маске и ниппеля шланга к присоске прибора.

4. Подогнать маску так, чтобы она хорошо прилегалась к лицу и не вызывала болезненных ощущений (рис. 6).

5. Убедиться по манометру в наличии достаточного запаса кислорода в системе; при полной зарядке стрелка манометра должна стоять на отметке 450 фунт/дюйм<sup>2</sup>.

6. Убедиться, что стрелка индикатора кислородного потока стоит на нуле.

7. После этого проверить исправность кислородного оборудования.

Если при повороте влево запорно-регулирующего вентиля стрелка индикатора кислородного потока (ИКП) доходит до отметки 35 и кислород в маску поступает нормально, а при закрытии запорно-регулирующего вентиля стрелка займёт исходное положение, прибор считается исправным.

#### Пользование кислородным оборудованием в полёте

1. Кислородное оборудование рассчитано для полётов до высоты 10 км.

2. Для пользования кислородным оборудованием необходимо повернуть влево запорно-регулирующий вентиль на приборе. Кислород включать с высоты 14 500 фут. (4500 м).

3. Подача кислорода регулируется по высотам вращением маховичка запорно-регулирующего вентиля (при вращении влево подача увеличивается, вправо — уменьшается).

4. Показания стрелки ИКП должны соответствовать показаниям высотомера. На промежуточных высотах стрелку ИКП устанавливать на высшую отметку.

5. В случае плохого самочувствия установить стрелку ИКП на максимальную подачу независимо от высоты полёта и держать так до восстановления нормального самочувствия.

6. В полёте следить по манометру за давлением кислорода в системе. Когда стрелка манометра опустится до деления 100 фунт/дюйм<sup>2</sup>, следует идти на снижение до безопасной высоты 14 500 фут. (4500 м), на которой применение кислорода не требуется. Расходовать кислород ниже давления 50 фунт/дюйм<sup>2</sup> нельзя.

7. В случае образования влаги в мешочке (конденсация паров воды от выдыхаемого воздуха) она удаляется открытием пробки сливного отверстия, расположенного снизу мешочка.

8. В случае обмерзания на высоте фильтров (губчатых резиновых дисков) и трубочки, по которой кислород поступает в дыхательный мешочек, лёд следует удалить путём лёгкого сжатия рукой резиновых гнезд фильтров (дисков) и дыхательного мешочка в месте прохождения трубочки.

9. По выполнении высотного полёта при снижении до высоты 14 500 фут. закрыть запорно-регулирующий вентиль.

На последних моделях самолёта В-25 вместо кислородной системы непрерывного действия (рис. 7) устанавливается система лёгочных автоматов.

Система лёгочных автоматов работает совершенно автоматически и обеспечивает потребителя соответствующим количеством кислорода на всех высотах и при всех условиях. Подача кислорода производится только по потребности.

Применяется два типа регуляторов лёгочных автоматов А-12 и А-13, работающих в комплексе с индикаторами кислородного потока А-1 и А-3. Для данных типов автоматов могут применяться только кислородные маски А-9 и А-10.

Регулятор лёгочного автомата представляет собой в основном клапан, приводимый в действие диафрагмой, который открывается вследствие разряжения от вдыхания и

автоматически закрывается, когда разряжение прекращается. Регулятор типа А-12 (рис. 8) подаёт лётчику соответствующую смесь воздуха и кислорода на всех высотах каждый раз при вдыхании, а затем выключается. Процент подаваемого кислорода увеличивается с увеличением высоты полёта, достигая 100% на высоте порядка 30 000 фут. (9150 м).

Для управления на регуляторе типа А-12 имеется два рычага с надписями «AUTO-MIX» (автоматическое смешивание) и «EMERGENCY».

Рычаг «AUTO-MIX» имеет два положения: «ON» (включено) и «OFF» (выключено). Нормальным положением является «ON», т. е. включено на автоматическое смешение кислорода с воздухом, на всех высотах.

«EMERGENCY» (аварийный

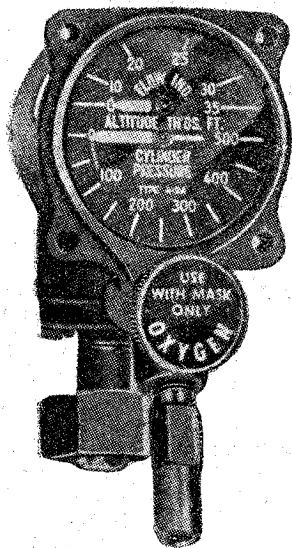


Рис. 7. Кислородный прибор непрерывной подачи А-ФА

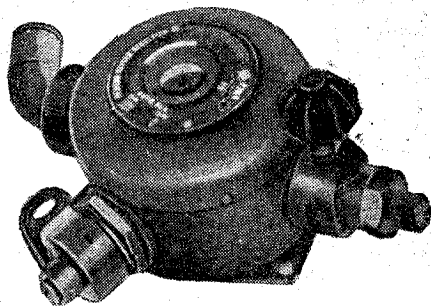


Рис. 8. Регулятор лёгочного автомата А-12

кран), при открытии которого в системе протекает чистый кислород. Он используется только в случае отказа в работе системы лёгочных автоматов или для оживления члена экипажа при кислородном голодании.

Индикатор кислородного потока (ИКП) типа А-1 (рис. 9) состоит из шарика, помещённого в стеклянную трубку, которая вставляется непосредственно в питающий трубопровод, идущий к регулятору. При поступлении кислорода от регулятора шарик поднимается вверх в стеклянной трубке. При прекращении потока кислорода шарик медленно падает.

ИКП типа А-3 (рис. 10) состоит из «глазка» (типа бленкер), который «мигает», открываясь и закрываясь при прерывающемся потоке кислорода, поступающего от регулятора. ИКП соединён непосредственно с регулятором А-12. «Мигающий глазок» не работает, когда кислород поступает через аварийный кран регулятора.

Оба ИКП показывают только протекание кислорода от регулятора, но не показывают количества его поступления.

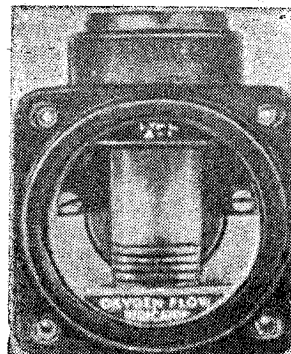


Рис. 9. Индикатор кислородного потока А-1

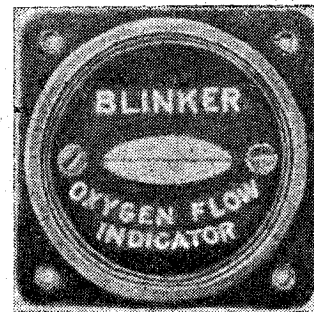


Рис. 10. Индикатор кислородного потока А-3

При нахождении самолёта на земле и включённом рычаге автоматического смешивания ИКП может и не давать показаний, так как регулятор предназначен не для добавления кислорода у земли (некоторые регуляторы А-12 подают кислород и у земли).

Манометр и сигнальная лампа смонтированы вместе с ИКП. Манометр показывает давление кислорода в баллонах. Сигнальная лампа приводится в действие давлением в трубопроводе, причём при падении давления ниже 100 фунт/дюйм<sup>2</sup> появляется янтарный свет. Мигание света означает, что остаётся только  $\frac{1}{7}$  начального запаса кислорода и лётчик должен снижаться. Запас кислорода не должен расходоваться до давления менее 50 фунт/дюйм<sup>2</sup>.

Для передвижения экипажа в самолёте при полёте на больших высотах используются переносные баллоны низкого давления типа А-4, соединённые непосредственно с автоматическим регулятором чистого кислорода типа А-13 (рис. 11).

Этот регулятор подаёт чистый кислород, так как баллон предназначен для пользования им в течение короткого времени (4—8 мин.).

На регуляторе имеется заправочный ниппель, через который баллон можно заряжать непосредственно от кисло-



Рис. 11. Переносный кислородный прибор А-13

родной системы самолёта при помощи переносных заправочных шлангов.

Регулятор имеет манометр для определения давления в баллоне, захватывающий зажим для быстрого крепления к одежде или к парашютным ремням и специальное закры-

тое выходное отверстие с фитингом, позволяющее ввинчивать маску непосредственно в регулятор.

### Пользование автопилотом

#### Предполётная проверка

На земле при пробе моторов проверить исправность автопилота.

Для этого:

а) установить рули и органы управления в нейтральное положение;

б) вращением кнопки «RUDDER» (поворот) совместить деления обеих катушек гирополукомпаса;

в) вращением кнопки «ELEVATOR» (подъём — спуск) и «AILERON» (крен) совместить индексы следящей системы руля высоты и элеронов с индексами на шкалах гирогоризонта;

г) разарретировать гироскопы, для чего вытянуть стопор доотказа на приборе ГПК и повернуть ручку стопора (арретира) влево доотказа на приборе АГ;

д) открыть регуляторы скорости рулевых машинок, установив их на деление 6;

е) включить автопилот, переместив ручку включения (находится слева нижней колонки пульта управления) в переднее положение «ON» (включено);

ж) проверить по манометру давление масла; при работе моторов на 1000 об/мин давление масла должно быть от 100 до 160 фунт/дюйм<sup>2</sup> (7—11 кг/см<sup>2</sup>);

з) проверить вакуум по вакуумметру; величина вакуума должна находиться в пределах: при 1000 об/мин — не менее 3 дюйм (76 мм) рт. ст.; при максимальных оборотах — не более 4,5 дюйм. (114 мм) рт. ст.;

и) небольшими усилиями попытаться переместить органы управления самолётом в обе стороны; если органы управления перемещению не поддаются, то это свидетельствует о нормальном состоянии масляной системы.

#### Проверка работы автопилота

Вращая поочередно в обе стороны кнопки управления автопилотом, наблюдать за действием органов управления. При этом показания должны быть следующие:

1. При повороте всех кнопок вправо правая педаль должна пойти вперёд, штурвал — повернуться вправо, а колонка штурвала — отклониться назад; соответственно руль по-



ворота пойдёт вправо, правый элерон и руль высоты поднимутся вверх.

2. При повороте кнопок влево — действия органов управления и рулей соответственно меняются на обратное.

Движения рулей всех трех стабилизаций в процессе опробования автопилота должны быть плавные, без резких колебаний. В случае обнаружения неисправности в управлении на земле сообщить об этом обслуживающим автопилот специалистам и пользоваться им в полёте запрещается.

Выключение автопилота производится в такой последовательности:

а) движением на себя закрыть кран на нижней панели, прекратив этим доступ масла к автопилоту;

б) заарретировать гироскопы курсового и продольно-поперечного агрегатов автопилота.

Пользование автопилотом в полёте

1. Набрать высоту не менее 2000 фут.

2. Установить самолёт в режим горизонтального прямолинейного полёта и триммерами снять нагрузки с органов управления.

3. Проверить по вакуумметру величину вакуума. Нормальная величина вакуума должна быть в пределах от 3 до 4,5 дюйма (76—114 мм) рт. ст.

4. Открыть регуляторы скорости рулевых машинок, вращая их ручки влево до деления «3».

5. По магнитному компасу установить арретиром нижнюю картушку ГПК на нужный курс и разарретировать гироскоп.

6. Расстопорить гироскоп АГ, повернув ручку влево.

7. По истечении нескольких минут кнопками управления совместить:

а) верхнюю картушку ГПК с нижней;

б) верхние индексы АГ (следающей системы поперечной стабилизации);

в) правые индексы АГ (следающей системы продольной стабилизации).

8. Включить автопилот, переместив ручку включения в переднее положение «ON».

9. Проверить по манометру давление масла. Нормальное давление должно быть от 100 до 160 фунт/дюйм<sup>2</sup> (7—11 кг/см<sup>2</sup>).

10. Убедившись, что автомат нормально работает, отпустить управление, предоставив вести самолёт автопилоту.

11. Если при включённом автопилоте появились резкие колебания самолёта в направлении одной или нескольких стабилизаций, их можно устранить или уменьшить вращением ручки регулятора скорости рулевых машинок.

### Управление самолётом при помощи автопилота

#### Горизонтальный полёт

При горизонтальном полёте следует контролировать:

1. **Высоту полёта.** В случае набора высоты или снижения поворотом кнопки «ELEVATOR» в соответствующую сторону отрегулировать полёт самолёта в горизонтальном направлении.

2. **Направление.** При отклонении самолёта от курса следует доворачивать его с помощью кнопки «RUDDER». Нужно не забывать, что при наличии ГПК автопилот делает отклонение в 3—4° за 15 мин. полёта, поэтому необходимо периодически проверять курс самолёта по магнитному компасу и вносить исправления.

#### Разворот и виражи

Для осуществления разворота нужно:

1. Вращать в сторону разворота ручку «AILERON» до получения желаемого крена, одновременно вращать в сторону разворота ручку «RUDDER» с такой скоростью, чтобы шарик указателя скольжения находился в центре.

2. В случае опускания носа ручкой «AILERON» установить самолёт в линию горизонтального полёта.

3. После разворота убрать крен ручкой «AILERON».

Для выполнения виража следует:

а) застопорить (заарретировать) ГПК автопилота;

б) повернуть арретиром картушку ГПК на несколько градусов в сторону выполняемого виража (чем больше угол, на который повернута картушка ГПК, тем с большей угловой скоростью будет происходить вираж);

в) вращать ручку «AILERON» в сторону виража до получения необходимого крена (по указателю скольжения), обеспечивающего нормальный вираж;

г) чтобы вывести самолёт из виража, ручкой кренов убрать крен и отстопорить гироскоп ГПК.

Примечания: 1. В момент разворота показание величины разворота следует брать по гироскопу, так как ГПК автопилота застопорен.

2. Нельзя в полёте арретировать гироскоп АГ при включённом автопилоте.

### Набор высоты

Для выполнения подъёма следует:

1. Увеличить обороты моторов.
2. Вращать влево ручку управления рулём высоты «ELEVATOR» до установления требуемого угла подъёма.
3. После набора высоты установить самолёт в линию горизонтального полёта.

### Снижение

Для выполнения снижения следует:

1. Уменьшить обороты моторов.
2. Вращать вправо ручку «ELEVATOR» до установления требуемого угла планирования.
3. Достигнув нужной высоты, установить самолёт в линию горизонтального полёта.

При выполнении элементов набора высоты и снижения вертикальную скорость необходимо контролировать по вариометру.

**Предупреждения:** 1. При полёте с автопилотом ни в коем случае не оставлять автопилот без надзора, необходимо контролировать положение самолёта по естественному горизонту или по приборам.

2. При малейшей ненормальности в вождении самолёта автопилот следует выключать. Если по каким-либо причинам автопилот не выключается, то это не исключает возможности управлять самолётом вручную, так как рулевые машинки автопилота имеют перепускной кран, благодаря которому возможно управление самолётом ручным способом.

Примечание. Нельзя включать автопилот, не совместив картушку и индексы и не открыв регуляторов скорости рулевых машинок.

### Система обогрева в самолёте В-25

Система обогрева кабин самолёта В-25 осуществляется при помощи двух обогревателей: один — большой — находится в левой части центроплана и предназначен для обогрева кабин навигатора, пилотов и бомбардира, другой — меньших размеров — находится в кабине радиста и предна-

значен для обогрева хвостовой части самолёта. Оба обогревателя воздушно-бензинового типа системы Стюарт-Уоркер (рис. 12, 13 и 14).

Передний большой обогреватель расположен в передней кромке крыла, перед лонжероном в левой части центроплана. Обогреватель работает от левого мотора.

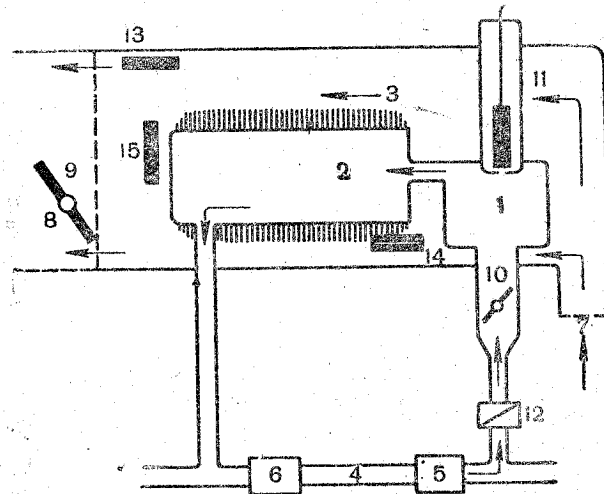


Рис. 12. Схема устройства обогревателя:

1 — камера сгорания; 2 — калорифер; 3 — внешний цилиндр; 4 — патрубок; 5 — нагнетатель; 6 — карбюратор; 7 — доступ холодного воздуха; 8 — доступ горячего воздуха; 9 — створка; 10 — дроссельная заслонка; 11 — зажиматель; 12 — электромагнитный клапан; 13 — термовыключатель зажигания; 14 — термовыключатель перегрева; 15 — термовыключатель наружного перегрева

Задний обогреватель расположен вертикально на левой стороне кабины радиста и работает от правого мотора.

Управление передним обогревателем смонтировано на левом борту в кабине лётчика и на задней стенке кабины навигатора. Оно состоит из:

1. Рычага для открытия створок, регулирующих воздушный поток.
2. Рычага, управляющего дроссельной заслонкой подачи горячей смеси в обогреватель.
3. Выключателя электрической цепи обогревателя.
4. Рукояток, позволяющих регулировать количество поступающего к потребителю горячего воздуха.

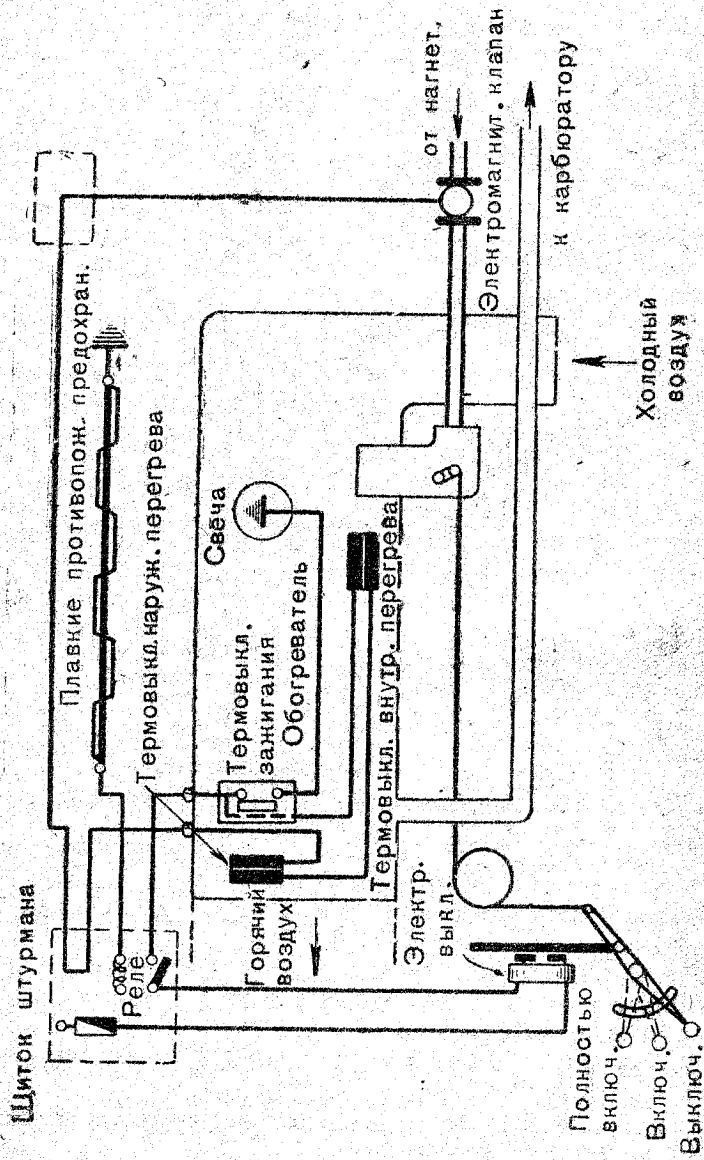


Рис. 13. Принципиальная схема обогрева

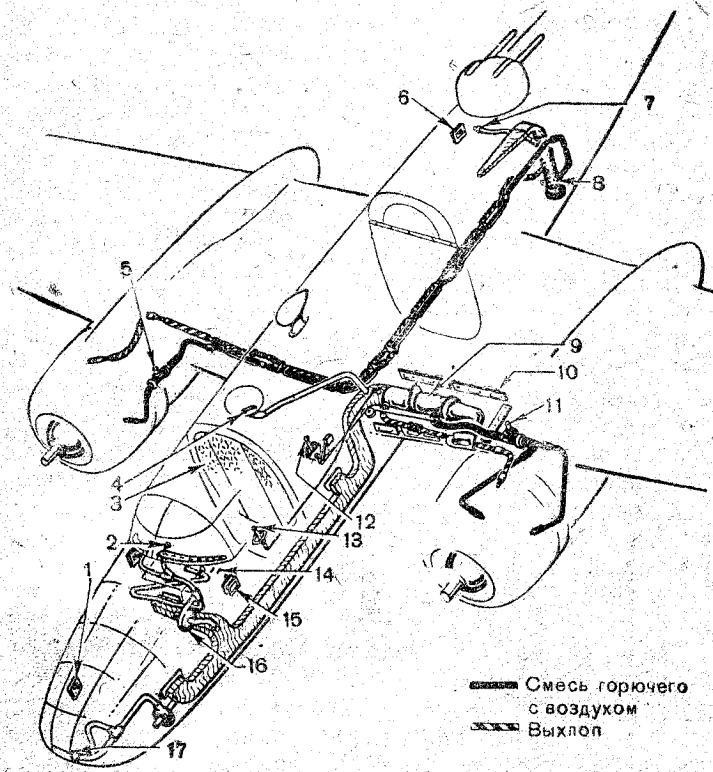


Рис. 14. Система обогрева самолёта В-25D:

1 — вентиляционный заборник воздуха; 2 — управление антиобледенителем козырька пилота; 3 — занавеска; 4 — антиобледенитель аэрокулода; 5 — соленоидный клапан; 6 — вентиляционный заборник воздуха; 7 — гибкий рукав для оттаивания боковых окон; 8 — обогреватель радиоотделения; 9 — обогреватель передних кабин; 10 — проволочный предохранитель; 11 — соленоидный клапан; 12 — управление обогревателем; 13 — управление подачи воздуха; 14 — главные выключатели обогревателя и воздухоподушки; 15 — вентиляционный заборник воздуха; 16 — воздуходувка

### Пуск в ход обогревателя кабин

Для приведения в действие системы обогрева необходимо:

1. Поставить створки регулировки воздушного потока в положение «Закрото». Управление находится в кабине пилотов.

2. Поставить рычаг управления дроссельной заслонкой подачи горючей смеси в положение «Включено». Управление обогревателем находится в кабине навигатора.

3. Отрегулировать подачу тепла через радиаторы в кабины штурмана и пилотов до получения необходимой температуры. Для регулировки количества поступающего тёплого воздуха в кабины имеется индивидуальное управление, называемое анемостатами, которое располагается в передней кабине в выходном патрубке для штурмана и бомбардира, для пилотов на приборной доске.

#### Включение обогревателя

На левой стороне кабины навигатора имеется рычаг управления для включения обогревателя.

Для приведения в действие обогревателя нужно нажать на ручку рычага и передвинуть её доотказа назад. Затем передвинуть рычаг управления вперёд до положения с надписью «ON» (включено). Этим самым включается микровыключатель обогревателя, находящийся в коробке около рычага управления, и позволяет току пройти до термовыключателя, а затем до пускового зажигания и соленоидного клапана. При перемещении рычага управления откроется дроссельная заслонка, и смесь поступит в обогреватель.

При передвижении ручки управления в положение «ON» частично закрывается дроссельная заслонка и подача смеси в обогреватель уменьшается, вследствие этого снижается охлаждение пускового зажигания поступающей смеси.

Через 2—5 мин. обогреватель заработает и начнёт подавать тёплый воздух. Для увеличения подачи тепла рычаг управления обогревателя следует передвинуть дальше назад в положение «WARMER» (более тёплый), благодаря чему больше откроется дроссельная заслонка и смесь в камеру сгорания поступит в большом количестве.

#### Пуск в ход заднего обогревателя

Порядок пуска:

1. Включить главный выключатель обогревателя на электротщитке пилота.

2. Включить ручку управления обогревателя, находящуюся на самом обогревателе.

**Предупреждение.** Во время взлёта и посадки выключатель заднего обогревателя должен быть выключен.

#### Включение заднего обогревателя

Для включения заднего обогревателя необходимо ручку управления перевести в положение «Открыто», а затем — в положение «Закрыто».

После этого подождать от 2 до 5 мин., пока произойдёт запуск обогревателя. При открывании дроссельной заслонки отдача тепла увеличивается, при закрывании — уменьшается.

#### Общее описание обогревателя

Обогреватель типа Стюарт-Уоркер, схема которого показана на рис. 12, состоит из камеры сгорания 1, калорифера 2 с ребристой поверхностью и внешнего цилиндра 3, являющегося кожухом обогревателя.

Карбюрированная смесь под давлением из патрубка 4, расположенного за нагнетателем 5 левого мотора, через электромагнитный клапан 12 поступает в камеру сгорания и там сгорает, выделяя при этом тепло.

Горячие газы, нагрев медные рёбра калорифера, возвращаются через патрубок в мотор у переходника карбюратора.

Холодный воздух поступает через отверстие 7 в передней кромке левого центрального, обтекает горячие медные рёбра и через отверстие 8 по теплоизоляционным трубам прямоугольного сечения, укреплённым на левом борту фюзеляжа, отводится в кабины самолёта. Выход горячего воздуха в кабины осуществляется через кольцеобразные радиаторы, установленные в кабинах бомбардира, лётчика, навигатора и стрелка-радиста.

Регулируется подача горячего воздуха створкой 9, управляемой от лётчика.

Количество горючей смеси, поступающей в камеру сгорания, регулируется дроссельной заслонкой 10, соединённой тросом с рычагом управления на левом борту кабины навигатора. Одновременно с поворотом рычага управления дроссельной заслонкой замыкается контакт электрической сети, благодаря чему срабатывает реле включения обогревателя.

Срабатывание электромагнитного реле обеспечивает подачу тока на зажигатель 11 и электромагнитный клапан 12. Электромагнит клапана срабатывает и тем самым обеспечивает поступление горючей смеси в камеру сгорания. После воспламенения горючей смеси и прогрета обогревателя термовыключатель 13, установленный во внешней камере, автоматически выключает зажигатель (свечу), имеющий вместо электродов электроспираль, и смесь продолжает гореть самостоятельно. Если горение смеси

## ПРИЛОЖЕНИЯ

прекратится, термовыключатель 13 срабатывает, и смесь снова зажжётся.

Термовыключатели 14 и 15 установлены также во внешней камере и омываются потоком горячего воздуха.

Расположены они так, что выключатель 14 служит для защиты обогревателя от чрезмерного нагревания, а термовыключатель 15 для предохранения от перегрева частей самолёта, расположенных вокруг воздухопровода.

В качестве дополнительной предохранительной меры в пространстве, окружающем подогреватель, установлено шесть проволок с температурой плавления 149°C, которые выключают всю систему при температурах выше указанной.

Таблица 1

### СКОРОСТИ САМОЛЁТА В-25 ДЛЯ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПОЛЕТОВ ПРИ НОРМАЛЬНОМ ПОЛЕТНОМ ВЕСЕ

(32 200 фунт.)

№ по пор.	Элементы полета	Приборная скорость миль/час	Обороты в минуту	R <sub>д</sub> дюйм рт. ст. ориентировочно	Примечание
1	Взлёт . . . . .	—	2 600	44	Не более 1 мин.
2	Отрыв . . . . .	110—120	2 600	44	
3	Набор скорости после отрыва . . . . .	120—160	2 600	44	
4	Набор высоты . . . . .	160—165	2 100	31,5	
5	Первый разворот . . . . .	170	2 100	31,5	
6	Второй и третий развороты . . . . .	170	2 100	31,5	
7	Четвёртый разворот . . . . .	160	—	—	
8	По горизонту . . . . .	170	1 850	29,5	
9	Снижение на посадку с выпущенными щитками при ветре до 6 м/сек . . . . .	140	—	—	
	При ветре более 6 м/сек . . . . .	145	—	—	
10	Снижение с убранными щитками . . . . .	150	—	—	
11	Виражи с креном от 15 до 30° . . . . .	200	2 000	29—30	
12	Виражи с креном от 40 до 60° . . . . .	220	2 100	30—31	
13	Пилотирование на одном моторе . . . . .	160—170	2 100	31—38	
14	Пилотирование по приборам . . . . .	175—185	1 900	29—30	
15	Снижение с высоты . . . . .	170	—	—	

Таблица 2

### ПЕРЕВОД АНГЛИЙСКИХ МЕР В МЕТРИЧЕСКИЕ И ОБРАТНО

Атмосфера	29,92 дюйма рт. ст.
Атмосфера	14,70 фунт/дюйм <sup>2</sup>
Галлон (США)	3,785 литра
Галлон имперский (англ.)	4,546 литра
Грамм	980,7 динны
Дюйм	2,54 см

Дюйм <sup>3</sup>	16,39 см <sup>3</sup>
Кварта	0,95 литра
Килограмм	2,205 фунта (англ.)
Килограмм	2,44 фунта (русск.)
Лошадиная сила (США)	1,0139 л. с. метрич.
Лошадиная сила метрич.-ская	0,9863 л. с. США
Литр	61,02 дюйма <sup>3</sup>
Литр	0,2642 галл. (США)
Литр	1,06 кварта
Метр/мин	3,281 фунт/мин
Метр/мин	0,06 км/час
Метр/сек	196,8 фунт/мин
Метр/сек	3,6 км/час
Миля (англ.)	1,61 км
Миля/час	0,447 м/сек
Сантиметр	0,3937 дюйма
Сантиметр <sup>2</sup>	0,1550 дюйма <sup>2</sup>
Сантиметр <sup>3</sup>	0,061 дюйма <sup>3</sup>
Фунт (англ.)	0,454 кг
Фунт (русск.)	0,41 кг
Фунт (англ.) дюйм <sup>2</sup>	0,070 кг/см <sup>2</sup>
Фут	30,48 см
Фут/сек	1,097 км/час
Фут/сек	18,29 м/мин

Таблица 3

Перевод метров в футы		Перевод футов в метры		Перевод миль/час в км/час	
метры	футы	футы	метры	миль/час	км/час
100	328	1 000	305	100	161
200	656	2 000	610	110	177
300	984	3 000	915	120	193
400	1 312	4 000	1 220	130	209
500	1 640	5 000	1 525	140	225
1 000	3 280	6 000	1 830	150	241
1 500	4 920	7 000	2 135	160	257
2 000	6 560	8 000	2 440	170	273
2 500	8 200	10 000	3 050	180	274
3 000	9 840	12 000	3 660	190	290
3 500	11 480	14 000	4 270	200	306
4 000	13 120	16 000	4 880	220	322
4 500	14 750	18 000	5 490	240	354
5 000	16 400	20 000	6 100	260	386
6 000	19 680	22 000	6 710	280	418
7 000	22 950	24 000	7 320	300	450
8 000	26 240	26 000	7 930	350	483
9 000	29 520	28 000	8 540	400	564
10 000	32 800	30 000	9 150	450	644
					724

Таблица 4

Перевод американских галлонов в литры		Перевод английских галлонов в литры	
ам. галл.	литры	англ. галл.	литры
10	37,8	10	45,4
20	75,6	20	91
30	113	30	136
40	151	40	182
50	189	50	227
60	227	60	272
70	265	70	318
80	303	80	363
90	341	90	408
100	378	100	454
120	454	120	545
140	530	140	636
160	606	160	726
180	681	180	817
200	757	200	908
220	833	220	999
240	908	240	1090
260	984	260	1181
280	1060	280	1272
300	1136	300	1363

Таблица 5

Перевод дюйм. рт. ст. в мм рт. ст.		Перевод фунт/дюйм <sup>2</sup> в кг/см <sup>2</sup>		Перевод фунт/дюйм <sup>2</sup> в кг/см <sup>2</sup>	
дюйм. рт. ст.	мм рт. ст.	фунт/дюйм <sup>2</sup>	кг/см <sup>2</sup>	фунт/дюйм <sup>2</sup>	кг/см <sup>2</sup>
10	254	1	0,07	5	0,33
12	305	1,5	0,10	10	0,67
14	356	2	0,13	15	1,00
16	407	2,5	0,17	20	1,3
18	458	3	0,20	25	1,7
20	508	4	0,27	30	2,0
22	559	4,5	0,30	35	2,3
24	610	5	0,33	40	2,7
26	661	6	0,40	45	3,0
28	712	7	0,47	50	3,3
30	762	7,5	0,50	55	3,7
32	813	8	0,53	60	4,0
34	864	9	0,60	65	4,3
36	915	10	0,67	70	4,7
38	966	10,5	0,70	75	5,0
40	1016	11	0,73	80	5,3
42	1067	12	0,80	85	5,7
44	1118	13	0,87	90	6,0
46	1169	13,5	0,90	95	6,3
48	1220	14	0,93	100	6,7
50	1270	15	1,00		

Таблица 6

Перевод градусов Фаренгейта в градусы Цельсия		Перевод градусов Цельсия в градусы Фаренгейта	
Ф	С	С	Ф
— 60	— 51	— 50	— 58
— 40	— 40	— 40	— 40
— 20	— 29	— 30	— 22
0	— 18	— 20	— 4
+ 20	— 7	— 10	+ 14
+ 40	+ 4	0	+ 32
+ 60	+ 16	+ 10	+ 50
+ 80	+ 27	+ 20	+ 68
+ 100	+ 38	+ 30	+ 86
+ 120	+ 49	+ 40	+ 104
+ 140	+ 60	+ 50	+ 122
+ 160	+ 71	+ 60	+ 140
+ 180	+ 82	+ 70	+ 158
+ 200	+ 94	+ 80	+ 176
+ 220	+ 104	+ 90	+ 194
+ 240	+ 115	+ 100	+ 212
+ 260	+ 127	+ 110	+ 230
+ 280	+ 138	+ 120	+ 248
+ 300	+ 149	+ 130	+ 266
+ 320	+ 160	+ 140	+ 284

Таблица 7

Перевод фунтов в килограммы		Перевод килограммов в фунты	
фунты	кг	кг	фунты
100	45,4	100	220,5
200	90,8	200	441
300	136,2	300	661
400	181,6	400	882
500	227	500	1 102
600	272,4	600	1 323
700	317,8	700	1 543
800	363,2	800	1 764
900	408,6	900	1 984
1 000	454	1 000	2 205
2 000	908	2 000	4 410
3 000	1362	3 000	6 615
4 000	1816	4 000	8 820

Перевод фунтов в килограммы		Перевод килограммов в фунты	
фунты	кг	кг	фунты
5 000	2 270	5 000	11 025
6 000	2 724	6 000	13 230
7 000	3 173	7 000	15 435
8 000	3 632	8 000	17 640
9 000	4 086	9 000	19 845
10 000	4 540	10 000	22 050
15 000	6 810	11 000	24 255
20 000	9 080	12 000	26 460
25 000	11 350	13 000	28 665
30 000	13 620	14 000	30 870
35 000	15 890	15 000	33 075

### Руководство по обращению с центровочной линейкой самолёта В-25

#### Описание центровочной линейки

Для определения положения центра тяжести самолёта на борту должна находиться центровочная линейка.

Центровочная линейка состоит из:

- остова линейки;
- передвижной шкалы линейки (движка);
- визира (также подвижная часть линейки).

При помощи центровочной линейки можно легко определить:

- положение центра тяжести (значение индекса) самолёта при любой нагрузке;
- нагрузку при любом значении индекса;
- изменение центра тяжести самолёта в зависимости от изменения веса самолёта во время полёта (згорание горючего, сбрасывание бомб и т. д.);
- необходимое перемещение экипажа или нагрузки во время полёта для сохранения положения центра тяжести самолёта.

**Остов линейки.** Верхняя часть лицевой стороны остова линейки разбита на секции, окрашенные в разные цвета. Секция, окрашенная в красный цвет, соответствует сильно перетяжелённому носу (NOSE HEAVY) или перетяжелённому хвосту самолёта (TAIL HEAVY). Полёт при расположении центра тяжести в этой зоне опасен.

Секция, окрашенная в жёлтый цвет, соответствует допу-

стимому расположению центра тяжести самолёта. По выгорании горючего из баков, указанных на данной секции, центр тяжести самолёта может перейти за допустимый предел и продолжение полёта может оказаться опасным.

Слева на жёлтой краске сделана следующая надпись:

«Limit — with wing fuel» (предел — горючее в крыльевых баках);

«With bomb bay fuel» (горючее в баках в бомбоотсеке).

Справа на жёлтой краске:

«Controllable» (контролировать), т. е. если центр тяжести в этой зоне, то следить за положением центровки и стараться передвинуть центр тяжести вперёд к носу самолёта перемещением груза или людей.

Секция, окрашенная в белый цвет, соответствует такой центровке, при которой выгорание горючего в любой комбинации не выводит расположение центра тяжести за допустимые пределы.

На нижней части остова линейки нанесены индексы от «0» до «50».

Индекс — условная величина, полученная делением момента (т. е. произведения веса грузов на соответствующие плечи) на постоянное число для удобства подсчёта.

На обратной стороне остова линейки нанесена схема расположения отсеков, в которых располагается загрузка. Все отсеки обозначены буквами.

1. Носовой отсек A (Nose comp't).
2. Кабина пилотов B (Pilot comp't).
3. Кабина штурмана C (Nav. comp't).
4. Бомбовый отсек D (Bomb bay).
5. Радиострелковый отсек E (Radio-Turret comp't).
6. Фотоотсек F (Camera comp't).
7. Отсек наблюдателя G (Observers comp't).

**Подвижная шкала линейки.** В продольном разрезе помещается подвижная шкала линейки.

На лицевой стороне подвижной части линейки имеются шкалы для различных видов нагрузки, которая может меняться в зависимости от полёта.

Начало любой шкалы обозначено вертикальной чертой и горизонтальной стрелкой, указывающей направление перемещения центра тяжести от положенного груза.

С левой стороны движка расположены шкалы горючего:

Сверху горючее в крыльевых баках.

«Wing Fuel u. s. gals» (горючее в крыльевых баках, в американских галлонах).

«Main» (главные баки).

«Auxiliary» (дополнительные баки).

Под шкалами «Горючее в крыльевых баках» помещены шкалы «Горючее в баках в бомбоотсеке».

«Bomb bay Tanks» (бензобаки в бомбоотсеке).

«Self sealing» (мягкий резиновый бак).

«Metal» (металлический бак).

«Droppable» (нижний сбрасываемый бак).

На середине подвижной шкалы (вверху) расположены шкалы подвески бомб, внизу шкала размещения экипажа.

Верхние шкалы.

«Bombs» (бомбы).

«Internal» (внутренняя подвеска бомб).

«External or Depthcharges» (наружная подвеска или глубинные бомбы).

Нижняя шкала служит для изменения центровки посредством перемещения экипажа в полёте.

«Nose» (нос).

«Pilot» (пилот).

«Nav» (штурман).

«Radio» (радиострелок).

«Turret» (стрелок).

«Camera» (фотоотсек).

«Observer» (наблюдатель).

Grew change — one man — 200 lbs. (перемещение экипажа — 1 чел. — 200 фунт.).

С правой стороны движка расположено шесть шкал под общим названием «Compartment Loads» (загрузка по отсекам). Каждая шкала обозначена той же буквой, что и соответствующий ей отсек на обратной стороне остова линейки, на схеме фюзеляжа самолёта.

A — Nose (нос).

B — Pilot or Tunnels (пилоты или тоннель).

C — Nav. (штурман).

E — Radio-Turret (радиострелковый отсек).

F — Camera (фотоотсек).

G — Observer (наблюдатель).

Среди этих шкал отсутствует шкала для бомбоотсека, обозначенного на схеме буквой D.

Для загрузки бомб нанесена отдельная шкала в середине подвижной шкалы (как указывалось выше). Отсутствует также шкала для масла, вследствие того что масляные баки расположены примерно в центре тяжести самолёта.



Следовательно, изменение центровки при выгорании масла практически незначительно.

**Обратная сторона подвижной шкалы.** На обратной стороне подвижной шкалы нанесены шкалы весов пустого самолёта и моменты, делённые на 1000. С помощью этих шкал, если известны вес пустого самолёта и исходный момент, можно определить новый индекс самолёта при изменении веса пустого самолёта и наоборот. Слева английская надпись даёт указание, как определять индекс.

1. «Set weight to arrow at «0» index» (установить вес пустого самолёта по стрелке на «0», на шкале индексов).

2. «Move indicator to moment/1000» (передвинуть визирную линию на величину момента, разделённого на тысячу).

3. «Read index under hair line» (прочитать индекс под визирной линией).

Исходная формула построения центровочной линейки  
В основу построения центровочной линейки взята формула, так называемая «Формула индексов».

$$\text{Индекс} = 45 - \frac{(G \cdot 250 - L)}{10000}$$

где  $G$  — вес пустого самолёта, равный весу конструкции плюс вес несъёмного оборудования;

250 — плечо в дюймах, соответствующее расположению центра тяжести по заднему пределу (число, постоянное для самолёта В-25);

45 — отвлеченная величина — база линейки (число постоянное);

$L$  — плечо — исходное расстояние до центра тяжести, полученное в результате деления момента на вес пустого самолёта ( $L$  нужно брать в дюймах);

10000 — число масштаба — постоянная величина.

Исходный вес и положение центра тяжести определяются при взвешивании самолёта.

**Пример.** Вес пустого самолёта — 20 740 фунт.

Положение центра тяжести 242,40 дюйма от начала отсчёта (получено от деления момента, равного 5 027 361 фунто-дюймов, на 20 740 фунт.).

Подставляя все данные в указанную выше формулу, получаем:

$$\begin{aligned} \text{Индекс} &= 45 - \frac{20740 (250 - 242,40)}{10000} = \\ &= 45 - \frac{20740 \cdot 7,6}{10000} = 45 - 15,8 = 29,2 \end{aligned}$$

При желании положение центра тяжести самолёта может быть выражено в процентах САХ (средней аэродинамической хорды) следующим уравнением:

$$\frac{(\text{Расст. ц. т. от начала отсчёта})}{116,16} - 212,68 \cdot 100 = \% \text{ САХ,}$$

где 212,68 — расстояние в дюймах от начала отсчёта (нос самолёта) до передней кромки САХ;

116,16 — длина САХ в дюймах;

100 — число для выражения в процентах.

Замена расстояния центра тяжести от начала отсчёта выражением в процентах САХ производится следующим образом:

$$\frac{242,4 - 212,68}{116,16} \cdot 100 = 25,59 \% \text{ САХ.}$$

### Правила пользования линейкой

Вес пустого самолёта и его индекс являются исходными данными для определения центровки при загрузке самолёта.

Исходные данные записываются в формуляре самолёта, а также на специальном ярлычке, вложенном в футляр центровочной линейки, прилагаемой к самолёту.

Каждый самолёт имеет свои исходные данные, т. е. свой вес пустого самолёта и свой индекс, поэтому исходные данные взяты только для примера.

**Пример.** Определить центровку самолёта с помощью линейки.

Применение линейки может быть лучше всего объяснено решением следующего примера.

Дано. Индекс — 29,2.

### Загрузка:

Экипаж: Бомбардир	— 200	фунт.
Пилоты 2 чел.	— 400	»
Штурман	— 200	»
Радист	— 200	»
Бортмеханик	— 200	»
(в кабине штурмана)		

Груз: Спецоборудование		
в кабине бомбардира	— 200	фунт.
Спецоборудование		
в фотоотсеке	— 100	»
Спецоборудование		
в хвостовом отсеке	— 50	»

Боеприпасы: 12,7-мм патроны для верхней башни 400 шт. — 120 фунт.

12,7-мм патроны для бортовых пулемётов 400 шт. — 120 фунт.

Бомбы: Не подвешены, в бомбоотсеке помещён сбрасываемый бензобак.

Горючее: 974 галл. в крыльевых баках, 585 галл. в бомбоотсечном баке.

Масло: Шкала не нужна, так как масляные баки располагаются вблизи центра тяжести.

Вся загрузка по отсекам распределяется следующим образом.

Отсеки:

«А» — кабина бомбардира 400 фунт.;

«В» — кабина пилота 400 фунт.;

«С» — кабина штурмана 400 фунт.;

«Е» — кабина стрелков 400 фунт.;

«F» — фотоотсек 100 фунт.;

«G» — хвостовой отсек 50 фунт.

Для определения центровки в соответствии с указанной загрузкой пользуемся шкалами лицевой стороны линейки.

Решение 1. Устанавливаем движок так, чтобы визирная линия (риска) совпала с числом 29,2 на шкале индексов (внизу). При каждом перемещении движка подвижная шкала должна быть неподвижной и наоборот.

2. Перемещаем подвижную шкалу до тех пор, пока вертикальная линия начала шкалы горючего (в левой части подвижной шкалы) совпадёт с риской на движке. Затем передвигаем движок вправо так, чтобы риска совпала с 974 галл. Это соответствует добавлению 974 галл. горючего в крыльевых баках к весу самолёта. Читаем полученный индекс 36,1.

3. Теперь шкала находится в таком положении, что риска движка совпадает с вертикальной линией шкалы горючего в бомбоотсеке.

Перемещаем движок вправо, пока риска движка совпадёт с числом 585 галл. Это будет соответствовать прибавлению к 974 галл. горючего в крыле ещё 585 галл. горючего в бомбоотсеке (всего 1559 галл.). Читаем полученный индекс 41,7.

4. Перемещаем подвижную шкалу до совпадения риски движка с вертикальной линией шкалы загрузки по отсекам фюзеляжа (справа). Затем в соответствии с загрузкой в

отсеках устанавливаем визирную линию на соответствующую цифру груза.

Устанавливаем визирную линию на 400 фунт. на шкале «А» (влево). Это добавляет 400 фунт. в кабину бомбардира. Читаем полученный индекс 33,3.

5. Повторяем операцию (п. 4) для различных нагрузок по отсекам, начиная всегда добавление новой нагрузки при положении визирной линии на вертикальной линии шкалы загрузки по отсекам. Очередность выполнения операции установки движка на разных шкалах имеет значения:

шкала «В» в кабине пилотов — 400 фунт., индекс 28,1;

шкала «С» в кабине штурмана — 400 фунт., индекс 25,7;

шкала «Е» в кабине стрелков — 400 фунт., индекс 20,5;

шкала «F» в фотоотсеке — 100 фунт., индекс 32,8;

шкала «G» в хвостовом отсеке — 50 фунт., индекс 34,2.

В результате проведения всех операций замечаем, что риска движка попадает в допускаемый диапазон центровок — белую область (последний индекс 34,2).

Изменение положения центра тяжести с уменьшением нагрузки. Определяем положение центра тяжести самолёта после выгорания 1059 галл. горючего из крыльевых и бомбоотсечных баков; для этого:

1. Устанавливаем движок так, чтобы визирная линия совпала с последним индексом, т. е. 34,2.

2. Перемещаем подвижную шкалу до тех пор, пока риска не совпадёт с отметкой 1559 галл. (на шкале горючего), 585 галл. по нижней шкале.

3. Перемещаем движок влево до совпадения риски с отметкой 500 галл.  $(1559 - 1059) = 500$ .

4. Читаем величину индекса (25,2) на нижней шкале линейки.

Положение центра тяжести при израсходовании остаточного горючего или после сбрасывания бомб находится аналогичным образом.

### Перемещение членов экипажа

Если центр тяжести самолёта переместился и вышел за пределы допуска, необходимо переместить экипаж так, чтобы центровка не выходила из пределов допуска.

Для перемещения центра тяжести назад после значительного израсходования горючего можно переместить радиста из отсека «Е» в отсек «F». Это сместит центр тяжести самолёта к нормальным условиям.

1. Устанавливаем движок на индекс 25,2.

2. Перемещаем подвижную шкалу так, чтобы риска совпала с вертикальным штрихом «RADIO» на шкале перемещения экипажа.

3. Перемещаем движок до совпадения риски со штрихом «CAMERA».

4. Читаем полученный индекс (28,1) на нижней шкале линейки.

Визирная линия находится в белой области,—центровка в допустимых пределах.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение . . . . .	3
Указания по вводу лётчиков в боевую работу . . . . .	6
Глава I. Общие данные самолёта . . . . .	7
Лётно-тактические данные . . . . .	—
Геометрические размеры . . . . .	8
Весовые данные самолетов В-25 . . . . .	—
Основные данные винта Гамильтон-Стандарт-Гидроматик . . . . .	9
Емкости систем . . . . .	—
Центровочные данные самолёта . . . . .	—
Глава II. Основные технические данные и режимы работы моторов Райт „Циклон“ R-2600-13 и R-2600-29 . . . . .	10
Основные технические данные моторов Райт-„Циклон“ R-2600-13 . . . . .	—
Режимы работы мотора Райт „Циклон“ R-2600-13 . . . . .	12
Глава III. Общие данные вооружения самолётов В-25 . . . . .	13
Общие данные стрелково-бомбардировочного вооружения самолётов В-25 различных моделей . . . . .	—
Основные варианты бомбовой нагрузки самолёта В-25 . . . . .	15
Бомбардировочное вооружение . . . . .	16
Стрелковое вооружение . . . . .	19
Порядок работы лётчика с бомбардировочным вооружением в воздухе . . . . .	—
Порядок работы лётчика с стрелковым вооружением в воздухе . . . . .	20
Предполётная проверка подготовки вооружения . . . . .	—
Глава IV. Подготовка к полёту . . . . .	21
Предполётный осмотр самолёта . . . . .	—
Проверка и подготовка моторов . . . . .	23
Запуск моторов . . . . .	—
Прогрев моторов . . . . .	24
Проба моторов . . . . .	25
Остановка моторов . . . . .	26
Глава V. Пилотирование и эксплуатация самолёта в воздухе . . . . .	27
Руление . . . . .	—
Подготовка к взлёту . . . . .	28
Взлёт . . . . .	29
Ошибки, допускаемые лётчиками на взлёте . . . . .	30
Набор высоты . . . . .	31
Горизонтальный полёт . . . . .	32
Виражи и развороты . . . . .	34
Снижение . . . . .	—
Заход и расчёт на посадку . . . . .	35
Ошибки, допускаемые лётчиками при заходе и расчёте на посадку . . . . .	36
Посадка . . . . .	—
Ошибки, допускаемые лётчиками при посадке . . . . .	37
Ограничения в пилотаже самолёта . . . . .	38
Крейсерский график . . . . .	—

	Стр.
<b>Глава VI. Полёт с одним работающим мотором . . . . .</b>	<b>43</b>
Общая характеристика одномоторного полёта . . . . .	—
Действия лётчика при отказе мотора . . . . .	44
Ошибки, допускаемые лётчиками при полёте с одним работающим мотором . . . . .	45
<b>Глава VII. Пилотирование самолёта по приборам . . . . .</b>	<b>46</b>
Подготовка лётчика к пилотированию самолёта по приборам . . . . .	—
Техника пилотирования по приборам . . . . .	47
Горизонтальный полёт . . . . .	48
Развороты . . . . .	—
Набор высоты и снижение . . . . .	—
Пилотирование самолёта по приборам с одним работающим мотором . . . . .	49
Ошибки, допускаемые лётчиками при пилотировании самолёта по приборам . . . . .	—
<b>Глава VIII. Пилотирование самолёта в особых условиях . . . . .</b>	<b>50</b>
Уход на второй круг . . . . .	—
Ошибки, допускаемые лётчиками при уходе на второй круг . . . . .	—
Взлёт с боковым ветром . . . . .	51
Посадка с боковым ветром . . . . .	—
Посадка без применения щитков-закрывков . . . . .	—
Посадка при плохой видимости земли . . . . .	52
Посадка вне аэродрома . . . . .	54
Обязанности правого лётчика . . . . .	—
<b>Глава IX. Эксплуатация отдельных агрегатов . . . . .</b>	<b>56</b>
Запуск мотора в воздухе . . . . .	57
Антиобледенитель карбюратора . . . . .	—
Подогрев карбюратора . . . . .	58
Аварийный выпуск шасси . . . . .	—
Аварийный выпуск щитков-закрывков . . . . .	59
Аварийное (пневматическое) торможение основных колёс шасси . . . . .	60
Самолётное переговорное устройство (СПУ) . . . . .	—
Антиобледенитель плоскостей . . . . .	62
Работа приборов в случае порчи протектора антиобледенителя плоскостей . . . . .	66
Источники электроэнергии и контроль их работы . . . . .	—
Применение командной радиостанции в качестве СПУ . . . . .	67
Антиобледенитель винтов . . . . .	68
Перепускной кран источника статического давления кабин . . . . .	71
Кислородное оборудование . . . . .	—
Пользование автопилотом . . . . .	77
Управление самолётом при помощи автопилота . . . . .	79
Система обогрева в самолёте В-25 . . . . .	—
<b>Приложения. Таблицы 1—7</b>	
Руководство по обращению с центровочной ленткой самолёта В-25 . . . . .	—