

80

С. Орджоникидзе

С МОТОРОМ М-25

ЗАВОДА  ОРДЕНА ЛЕНИНА  
ИМЕНИ С. Орджоникидзе



Книга I  
ОБЩИЕ ДАННЫЕ  
ЛЕТНЫЕ СВОЙСТВА И ВООРУЖЕНИЕ



ВОЕНИЗДАТ  
МОСКВА - 1937

*Handwritten signature and date*

„УТВЕРЖДАЮ“

Начальник Военных  
воздушных сил РККА

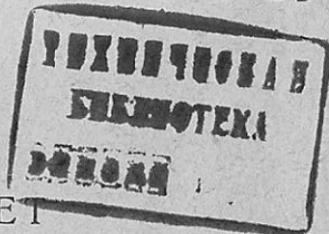
командарм 2-го ранга

18 января 1937 г.

629.73

с-17.

7473



САМОЛЕТ

И-16

23205-

О П Е Ч А Т К И

| Страница | Строка            | Напечатано                     | Следует читать                | По чьей<br>вине допу-<br>щены<br>опечатки |
|----------|-------------------|--------------------------------|-------------------------------|---|
| 14       | 16 снизу          | ...неравности<br>аэродрома...  | ...неровности<br>аэродрома... | Управления                                |
| 24       | 16—17 свер-<br>ху | • ...и перетяги-<br>вании ноги | ...и передачи<br>ноги         | „   |

Заказ 201с

193641

УПРАВЛЕНИЕ ВОЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СИЛ РККА

„УТВЕРЖДАЮ“

Начальник Военных  
воздушных сил РККА

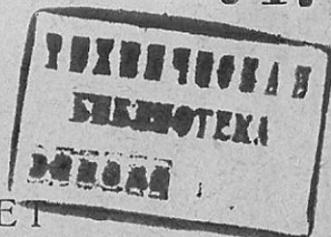
командарм 2-го ранга ~~И. И. Иванов~~

18 января 1937 г.

620.43

С-17.

~~7473~~  
7473



САМОЛЕТ

И-16

С МОТОРОМ М-25

ЗАВОД ~~№ 1~~ ОРДЕНА ЛЕНИНА  
имени С. Орджоникидзе

Книга 1

ОБЩИЕ ДАННЫЕ  
ЛЕТНЫЕ СВОЙСТВА И ВООРУЖЕНИЕ



ГОСУДАРСТВЕННОЕ ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
НАРОДНОГО КОМИССАРИАТА ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР

МОСКВА—1937

№ 19641

23202

## ГЛАВА ПЕРВАЯ

### ОБЩИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

#### 1. Краткая характеристика самолета

Самолет И-16 — одноместный скоростной истребитель.

Схема самолета — свободнонесущий моноплан с низкорасположенным крылом и убирающимся в полете шасси (рис. 1, 2, 3, 4, и 5).

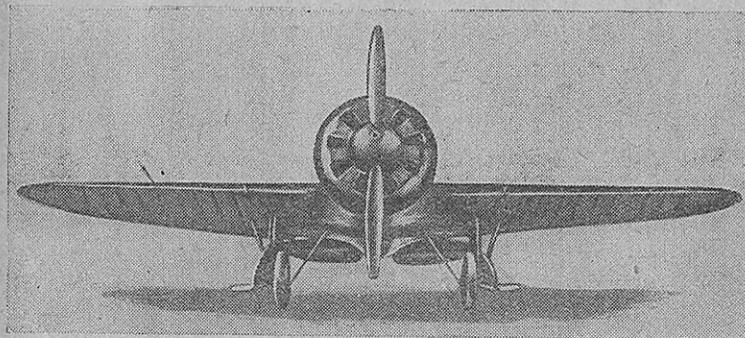


Рис. 1. Общий вид самолета спереди.

По своей конструкции самолет И-16 М-25 отличается от самолета И-16 М-22 только винтомоторной группой (мотор, капоты, система питания, винт, моторама, самопуск Эклипс). В связи с установкой мотора М-25 у самолета произведено усиление крыла и хвостового опе-

Заказ № 201с.

Центр. тип. Наркомобороны Союза ССР им. Клина Ворошилова.  
Москва, ул. Маркса и Энгельса, 17.

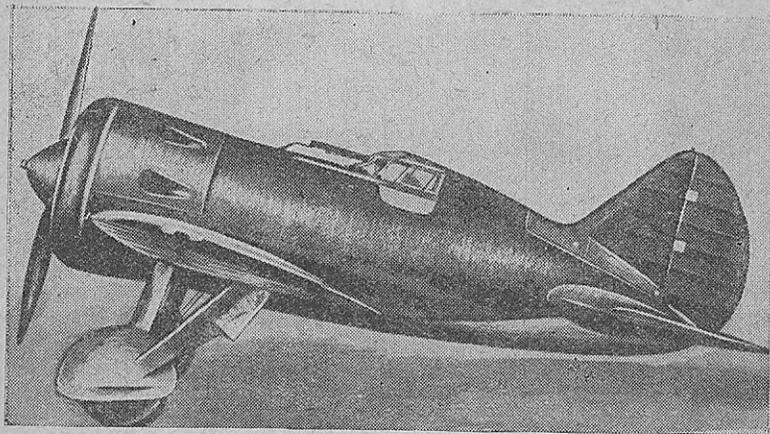


Рис. 2. Общий вид самолета на колесах (сбоку).

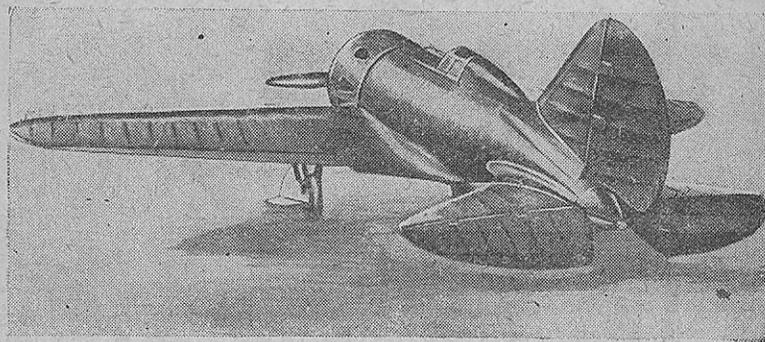


Рис. 3. Общий вид самолета 3/4 сзади.

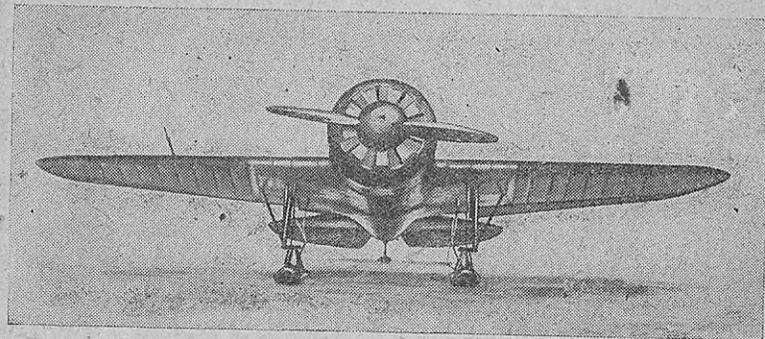


Рис. 4. Вид самолета спереди (на лыжах).

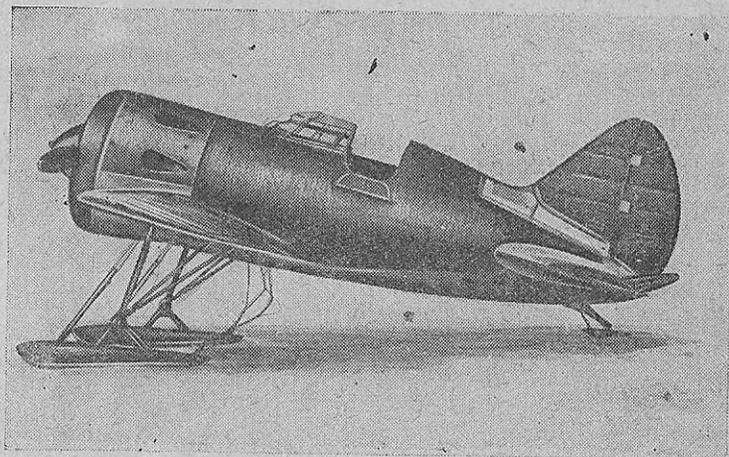


Рис. 5. Общий вид самолета сбоку (на лыжах).

рения; в остальном конструкция обоих вариантов самолета одинакова.

Вследствие хорошей обтекаемости самолет с мотором М-25А имеет скорости, равные скоростям лучших истребителей, состоящих на вооружении в иностранных военно-воздушных силах.

Конструкция самолета — смешанная:

**Крыло** — центроплан и 2 отъемных консоли выполнены из хромомолибденовых стальных труб (передний и задний лонжероны), дюралевых нервюр, узлов и раскосов из хромомолибденовой стали. Покрытие центроплана — дюраль, консолей — передняя треть дюраль, остальное — полотно. Фюзеляж — деревянный, тип монокок, выклеен из березового шпона.

**Моторама** — съемная, крепится к фюзеляжу пятью конусными болтами, выполнена из хромомолибденовых труб.

**Оперение** — нормальное. Лонжероны и нервюры дюралевые, клепаные, обшивка полотняная. Стабилизатор переставной на земле.

**Шасси** — убирается в полете в центроплан крыла. Механизм убирания шасси — ручной, состоит из передаточного механизма и тросовых тяг. Шасси выполнено из хромомолибденовых труб.

Амортизация шасси масляно-пневматическая, незамерзающая при низких температурах.

Колеса тормозные, размер пневматика 700 × 100 мм.

Управление тормозами — механическое.

Косыль управляемый, с пластинчатой резиновой амортизацией.

**Винт** — металлический, завода № 28.

**Вооружение самолета** — 2 несинхронных пулемета ШКАС, установленных в крыле (центроплане) вне сферы ометаемой винта.

Самолет имеет кислородный прибор, электрооборудование для ночных полетов и прямо-передаточную радиостанцию.

## 2. Размерные данные

(Рис. 6, 7 и 8)

|   |   |
|---|---|
| Полная длина самолета   | 6,040 м   |
| Высота самолета в линии полета (по верхней точке кия)                             | 3,250 м ✓   |
| Высота самолета в положении стоянки на земле (по верхней точке капота мотора)     | 2,470 м   |
| Размах крыльев  | 9,000 м   |
| Средняя аэродинамическая хорда  | 1,616 м ✓   |
| Положение средней аэродинамической хорды (САХ) от оси 1-й рамы фюзеляжа вперед на | 0,20 м 0,20 м                                     |
| Размах горизонтального оперения   | 3,500 м ✓   |
| Геометрическая площадь крыльев  | 14,540 м <sup>2</sup> ✓                           |
| Несущая площадь крыльев с элеронами   | 13,22 м <sup>2</sup>                              |
| Площадь элеронов  | 1,65 м <sup>2</sup> 1,54 м <sup>2</sup>           |
| Площадь компенсаторов (осевых) элерона  | 0,375 м <sup>2</sup>                              |
| Площадь горизонтального оперения  | 2,720 м <sup>2</sup> ✓                            |
| Площадь стабилизатора   | 1,400 м <sup>2</sup> ✓                            |
| Площадь руля глубины  | 1,320 м <sup>2</sup>                              |
| Площадь вертикального оперения  | 1,420 м <sup>2</sup> 1,43                         |
| Площадь кия   | 0,668 м <sup>2</sup> ✓                            |
| Площадь руля поворота   | 0,762 м <sup>2</sup> ✓                            |
| Расстояние оси носка мотора до земли в линии полета:                              |   |
| а) на колесах   | 1,650 м ✓   |
| б) на лыжах   | 1,690 м 1,687 м                                   |
| Ширина колеи шасси  | 2,176 м 2,021 м                                   |
| Колеса тормозные  | 700 × 100 мм                                      |
| Угол стоянки (угол между осью самолета и горизонтом при стоянке самолета)         | 17°30'  |
| Нагрузка на 1 м <sup>2</sup>  | 114 кг/м <sup>2</sup> 109 кг/м <sup>2</sup>       |
| Нагрузка на 1 л. с. у земли   | 2,37 кг/л. с. 2,22 кг/л. с.                       |
| Нагрузка на 1 л. с. на границе высотности   | 2,16 кг/л. с. 2,18 кг/л. с.                       |
| Мощность на 1 м <sup>2</sup> у земли  | 48 л. с./м <sup>2</sup> 45,2 л. с./м <sup>2</sup> |
| Мощность на 1 м <sup>2</sup> на границе высотности                                | 53 л. с./м <sup>2</sup> 50,2 л. с./м <sup>2</sup> |

## 3. Весовые данные

(Рис. 9)

|   |            |
|---|------------|
| Полетный вес самолета:  |            |
| а) на колесах   | 1510,9 кг  |
| б) на лыжах   | 1520,9 кг  |
| Вес пустого самолета:   |            |
| а) на колесах   | 1118,5 кг  |
| б) на лыжах   | 1128,5 кг  |
| Полная нагрузка   | 392,4 кг   |
| Положение центра тяжести пустого самолета                             | 24,44% САХ |
| Положение центра тяжести самолета с полной нагрузкой и полетным весом | 30,94% САХ |



#### 4. Перечень полной нагрузки самолета

| Наименование элементов нагрузки   | Количество | Вес в кг      |
|---|------------|---------------|
| <b>I. Экипаж и его снаряжение</b>   |            |               |
| 1. Летчик . . . . .   | 1          | 80            |
| 2. Парашют . . . . .  | 1          | 8,81          |
| 3. Кислородная установка . . . . .  | 1          | 7,42          |
| <b>Итого . . . . .</b>  | <b>—</b>   | <b>96,23</b>  |
| <b>II. Вооружение</b>   |            |               |
| 1. Пулеметы . . . . .   | 2          | 21,20         |
| 2. Патроны (груз) . . . . .   | 1800       | 58,00         |
| 3. Установка и оборудование вооружения . . . . .  | —          | 13,07         |
| <b>Итого . . . . .</b>  | <b>—</b>   | <b>92,27</b>  |
| <b>III. Аэронавигационное оборудование</b>  |            |               |
| <b>Итого . . . . .</b>  | <b>—</b>   | <b>4,88</b>   |
| <b>IV. Вспомогательное оборудование</b>   |            |               |
| I. Сигнальный пистолет, крепление его, ракетница и ее крепление, сигнальная ракета и бортовая сумка . . . . . | —          | 9,66          |
| V. Электрооборудование . . . . .  | —          | 5,37          |
| VI. Радиооборудование . . . . .   | —          | 17,99         |
| Горючее . . . . .   | —          | 150,00        |
| Масло . . . . .   | —          | 16,00         |
| <b>Итого . . . . .</b>  | <b>—</b>   | <b>392,40</b> |

#### 5. Данные винта

Винт двухлопастный, металлический, с изменяющейся установкой лопастей, производимой на земле.

Установочный угол лопастей:

|  |    |               |
|--|----|---------------|
| Для лета . . . . .                         | +2 | малых деления |
| Для зимы с убирающимися лыжами . . . . .   | +2 | малых деления |
| Для зимы с неубирающимися лыжами . . . . . | 0  | делений.      |

## ГЛАВА ВТОРАЯ

### ЛЕТНЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА

(рис. 10 и 11)

#### 1. Руление

При рулении необходимо проверить синхронность действия тормозов.

На рулежке самолет хорошо управляем, даже при сильном ветре 8—10 м/сек. При этом сопровождающий не нужен, так как стремление самолета к разворотам легко парируется тормозами. При ветре свыше 10 м/сек необходим сопровождающий.

При рулении на лыжах по обледеневшему аэродрому, при ветре 5—6 м/сек и более, сопровождающий необходим.

При нормальном состоянии аэродрома, для уменьшения нагрузки на костыль, на рулежке ручка должна быть отдана немного за нейтральное положение от себя. Особенно это необходимо при крутых разворотах.

При песчаном или вязком грунте ручку следует держать в нейтральном положении; при увеличении числа оборотов мотора свыше 1 000 ручку необходимо выбирать на себя, соответственно увеличению оборотов мотора.

Вследствие плохого обзора впереди лежащего поля, рулежку производить змейкой, т. е. менять направление до 30—35°. При длительном рулении для лучшего обзора необходимо откинуть борт кабины и поднять сиденье летчика.

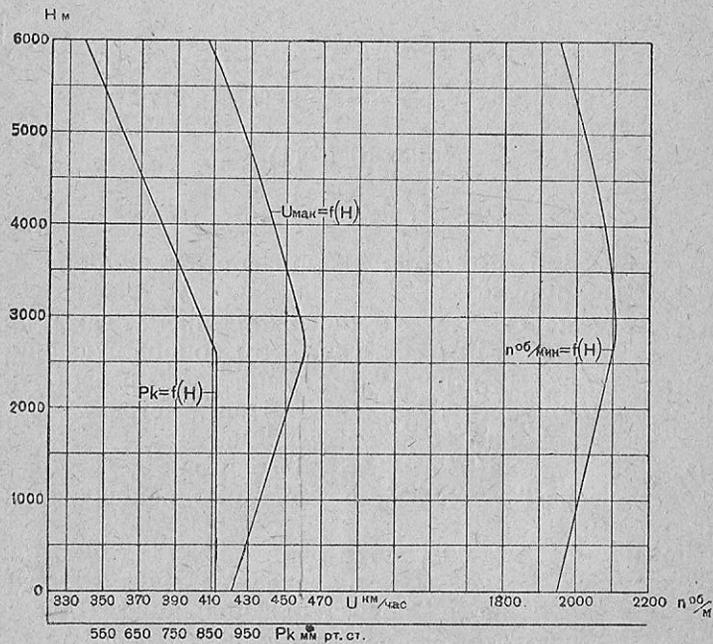


Рис. 10. Максимальные и горизонтальные скорости, обороты мотора и наддув. Угол установки лопасти винта +2 деления.

*Анфимов  
Значение графа 2*

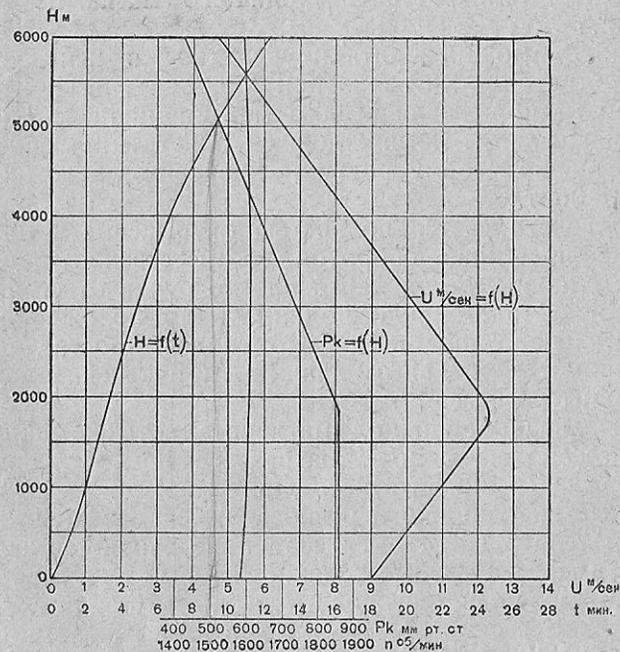


Рис. 11. Скороподъемность. Угол установки лопастей винта +2 деления.

*Анфимов  
Значение графа 3*

## 2. Взлет

Перед взлетом необходимо проверить показания приборов. Приборы должны показывать: масляный манометр 3,5—5,6 атм., бензиновый манометр 0,180—0,250 атм., температура выходящего масла не меньше 50°. *Температура масла 30°C*

Необходимо проверить и убедиться в исправности электросветовой сигнализации подема шасси и правильности положения рычага механизма шасси.

Перед взлетом летчик должен опустить сиденье соответственно своему росту и проверить, надежно ли закрыт борт.

Для взлета дается полностью опережение и плавно газ, не превышая оборотов соответственно наддуву 876, с одновременной дачей плавно ручки от себя.

Хвост самолета надо поднимать до положения горизонтального полета. При этом подем хвоста должен производиться плавным движением в течение первой половины разбега.

При запаздывании подема хвоста, а также при резком подеме его самолет на разбеге прыгает, причём эти прыжки исправить затруднительно.

Вследствие широкого разноса шасси неравности аэродрома на разбеге вызывают поперечное раскачивание самолета и грубые толчки, которые смягчить почти невозможно и реагировать на них не следует. *наблюдать*

На разбеге самолет имеет тенденцию к незначительному разворачиванию влево, что легко парируется рулем поворота. После отрыва следует выдержать самолет над землей до скорости 180 км/час.

Вследствие очень большой чуткости руля глубины движения ручкой должны быть небольшими и плавными. Выдерживать самолет над землей на высоте ниже 1 м не рекомендуется.

Подрывать на взлете самолет нельзя, так как при подрыве на скорости 100—110 км/час самолет может свалиться на крыло (влево или вправо — в зависимости от регулировки).

257  
Длина разбега самолета на колесах в среднем 265 м,  
время разбега 13 сек. *14,5*

Длина разбега и время замерены при ветре 5 м/сек.

## 3. Набор высоты

После выдерживания до скорости 180 км/час самолет переводить в режим набора высоты.

Наивыгоднейшая скорость набора высоты до 1 000 м с выпущенным шасси 200 км/час, с убраннным шасси 210 км/час. После каждой тысячи метров скорость набора (по прибору) следует уменьшить на 5 км/час.

Высотным корректором необходимо пользоваться с 1 000 м.

Подем шасси начинать: для тренированных летчиков после первого разворота, примерно с 200 м, и для нетренированных летчиков на высоте 1 000 м.

После подема шасси у самолета увеличивается кабрирующий момент.

Скорость по прибору во время подема шасси должна быть в пределах 180—200 км/час (см. рис. 11а).

Время набора 5 000 м 9 мин. *7,4 мин*

Практический потолок 8 340 м. *9 100*

## 4. Горизонтальный полет

На всех режимах горизонтального полета с убранным шасси самолет кабрирует. Уменьшить давление на ручку можно опусканием элеронов. Однако необходимо иметь в виду, что на максимальных скоростях опущенные элероны сильно нагружены, поэтому отклонения их не должны превышать от 1/2 до 1 оборота. При полностью опущенных элеронах поперечная устойчивость ухудшается.

На всех режимах горизонтального полета самолет устойчив, при скоростях меньше 135 км/час резко сваливается вправо или влево в зависимости от регулировки.

С выпущенным шасси скорость полета не должна превышать 240 км/час, во избежание срыва щитков шасси.

## 5. Планирование

Последний разворот делается на скорости не меньше 190 км/час. Нормальная скорость планирования по прямой, после прохождения всех препятствий, при ветре до 5 м/сек 160 км/час.

При порывистом ветре, свыше 5 м/сек, скорость планирования необходимо держать на 10—20 км больше, в зависимости от силы ветра. На всех скоростях планирования, начиная от 160 км/час и выше, самолет устойчив.

При подходе к земле со скоростью 160 км/час и больше, при ветре до 5 м/сек, самолет долго несется над землей, поэтому перед выравниванием скорость не должна быть больше 150 км/час. При продолжительном планировании с больших высот, особенно зимой, мотор стынет. Необходимо использовать жалюзи, а в случае необходимости делать площадки для прогрева мотора.

## 6. Посадка

Расчет на посадку лучше делать с разворота на 90°, предварительно хорошо осмотрев посадочное поле, так как при выходе на прямую оно закрывается капотами мотора.

Начинать выравнивание следует с высоты 5—8 м с тем, чтобы самолет был подведен к земле плавным движением ручки. Посадку на три точки выполнять плавным движением, не добирая ручки доотказа, что обеспечивает нормальную посадку. При перетягивании ручки самолет резко валится на крыло. Учитывая тенденцию самолета к резкому сваливанию на крыло при незначительном перетягивании ручки, выдерживание над землей перед приземлением должно быть не выше полметра.

При плохих подходах, а также малых размерах аэродрома, следует пользоваться приспособлением для опускания элеронов. Нужно учитывать, что самолет с опущенными элеронами менее устойчив (висит на ручке), т. е. стремится увеличить угол планирования. При подтягивании ручки на посадке в этом случае приходится преодолевать небольшие нагрузки на ручку.

Заворачивание самолетов И-16, в основном, происходит в последней трети пробега, причем самолет разворачивает как вправо, так и влево; как правило, все развороты, закончившиеся поломкой, произошли в штилевую погоду или при ветре, не превышавшем 5 м/сек.

Основными причинами заворачивания на пробеге являются:

а) ослабление внимания летчика за сохранением прямой на пробеге до полной остановки самолета, особенно в штиль, когда пробег значительно удлиняется;

б) добирание на пробеге ручки управления самолетом на себя доотказа, чем увеличивается нагрузка на костыль самолета, в результате чего костыль становится неуправляемым.

Причинами, способствующими развороту, являются:

а) неодинаковая регулировка тормозов колес, в результате чего сила торможения правого и левого колес не одинакова, при одинаковых отклонениях тормозных педалей; при отсутствии необходимого зазора между колодками тормозов и барабаном, колесо будет самотормозиться помимо воли летчика;

б) разное давление в масляно-пневматических амортизаторах правой и левой стороны шасси;

в) неправильная регулировка самого шасси, разный вынос у правой и левой стороны шасси;

г) неодинаковое натяжение пружин управления костылем;

д) износ ребер на пятке костыля;

е) неровности на посадочной полосе, благодаря которым и наличию у самолета большой колеи шасси создаются силы, стремящиеся развернуть самолет.

43205-

самолет на м...  
необходимо

## Мероприятия по предупреждению разворота самолета при пробеге

А. Для предупреждения разворота надлежит:

1. Следить за сохранением прямой на пробеге, не разворачивать самолет на нейтральную полосу до полной остановки. Парировать тенденцию к развороту короткими энергичными движениями ноги. Не задерживать ногу — самолет развернет в обратную сторону.

2. Ручку управления самолетом на пробеге на себя не добирать — оставлять в посадочном положении. Если не пользуются тормозами — отдавать ручку к нейтральному и даже немного за нейтральное положение во второй половине пробега, чтобы обеспечить работу управления костьюлем. При пользовании тормозами — ручку ~~оставлять~~ *оставлять* в посадочном положении (примерно среднее положение между нейтральным и на себя).

3. Начиная со второй половины пробега, пользоваться тормозами колес не только для парирования разворотов, но, главное, для сокращения пробега. Тенденция к развороту, при работе хорошо отлаженных тормозов, легко ими парируется.

4. Если начало заворота самолета на пробеге пропущено летчиком, и самолет стало резко разворачивать, то следует:

а) отдать ручку от себя за нейтральное положение;

б) дать энергично обратную ногу;

в) одновременно (не резко) начать постепенно тормозить колесо.

5. Если и это не помогает, и самолет уже развернуло более чем на  $30^\circ$ , следует:

а) отпустить тормоз;

б) отдать ручку от себя вперед доотказа и удерживать самолет от ускорения заворачивания, давая ему плавно развернуться, но ни в коем случае не стремиться возвратит самолет на прямую.

Б. При подготовке самолета к каждому полету надлежит следить:

а) за регулировкой тормозов: проверять работу тормозов и синхронность действия их на козелках и на рулении перед вылетом;

б) следить за состоянием пружин, связывающих костьль с рулем поворота, при разгруженном костьле (самолет на козелках), при нейтральном положении педалей ножного управления самолетом костьль должен стоять строго по продольной оси самолета (иметь выиду, что киль самолета смещен в сторону на  $2^\circ$ );

в) следить за износом пятки костьля, при стирании ребер — немедленно их восстанавливать;

г) после разборки или перерегулировки шасси, проверять вынос обеих сторон шасси, не допускать разницу в выносах более 5 мм;

д) не допускать выпуск в воздух самолетов с разным давлением в амортизаторах ног шасси.

Примечание. Указания по уходу за тормозными колесами даны в „Инструкции по эксплуатации самолета И-16 М-25“. Обязательно проверять работу тормозов на рулении перед вылетом.

Посадка со сносом допускается в исключительных случаях и при условии полного овладения техникой посадки; с боковым ветром посадку не производить, так как шасси по своей конструкции недостаточно жестко для восприятия бокового удара.

С полуопущенным хвостом самолет садится на колеса хорошо.

Посадочная скорость 110—115 км/час. *115-117 425 м 31 сек*

Пробег без пользования тормозами 240—280 м.

Длина пробега и время замерены при ветре 5 м/сек и без пользования тормозами.

## 7. Виражи глубокие

На высоте 1 000 м наименьшее время виража 18—17 сек при скоростях 240—260 км/час. Максимально-допустимый крен при этом, без потери высоты, не более  $60-65^\circ$ . Ввод и вывод из виража легкий и быстрый.

Техника выполнения глубокого виража: нога и ручка одновременно даются в сторону виража; при строгой координации и по мере увеличения крена прибавляется газ до 1 500—1 600 об/мин.

В установившемся режиме виража ручка незначительно подтягивается на себя. Дальнейшее подтягивание ручки приводит к потере устойчивости, самолет прекращает вращение и, помимо желаний летчика теряет скорость, выходит из крена. При передаче ноги и перетягивании ручки самолет легко входит в штопор даже при скоростях 200—220 км/час. На правильном вираже скорость по прибору в конце виража меньше начальной на 15—20 км. Разницы между выполнением левого и правого виража нет. Самолет выводится из виража ногой и элеронами, с одновременной дачей ручки от себя и сбавлением газа. На высоте 5 000 м виражи выполняются с предельным креном 40—45°, скорость по прибору 220—240 км/час.

### 8. Одинарный переворот

Одинарный переворот самолет делает на эволютивной скорости 200 км/час, при этом переворот выполняется в минимальное время 7—8 сек с потерей высоты 250—300 м. На меньшей скорости ввода переворот даст и увеличенное время и большую потерю высоты. Одинарный переворот можно выполнять на скоростях более 200 км/час. Это позволяет выполнять эволюцию хотя и в большее время, но зато с меньшей потерей высоты относительно исходного положения самолета за счет набора высоты на плавно выполненном перевороте.

Выполняется переворот легко, перевернутое положение на спине фиксируется. Для выполнения быстрого переворота дается энергично нога доотказа в желаемую сторону и одновременно ручка подтягивается немного на себя или дается в сторону переворота. В положении самолета на спине, летчиком сбавляется газ, рули ставятся в первоначальное положение и производится выход из пикирования.

### 9. Двойной переворот (бочка)

Двойной переворот легко выполняется самолетом с выпущенным или убраным шасси на скоростях ввода 240—250 км/час, без потери высоты.

Техника выполнения. Одновременно энергично даются в желаемую сторону доотказа нога и ручка. При таком положении рулей самолет вращается энергично, выполняя бочку в 1,5—1,8 сек. Вращение прекращается немедленно по возвращении рулей в первоначальное положение.

Техника выполнения правой и левой бочки одинаковая. Вращение на правой бочке несколько более энергичное, чем на левой.

Бочки можно выполнять и на скоростях выше 250 км/час, при этом они получаются с некоторым набором высоты.

*Бочка, Бочка с в. 90°*  
*Бочка, ш. 100°*

### 10. Петля

Ввод делается на скорости 280 км/час при ~~1 750—1 800 об/мин~~<sup>300</sup>, так как самолет кабрирует, летчику приходится прикладывать некоторые усилия на ручку, чтобы удержать его в горизонтальном режиме. Набрав нужную скорость, летчик ослабляет давление на ручку и плавно отпускает ее, когда же самолет займет положение 40—50° относительно горизонта, придерживает ручку управления, так как в этот момент самолет имеет тенденцию изменить траекторию петли. По мере перехода самолета в положение вверх колесами, необходимо слегка выбирать ручку на себя, не допуская ее перетягивания. В момент перехода самолетом верхней точки петли ручка управления должна быть около нейтрального положения и газ должен быть убран до 1 200—1 300 об/мин. По мере переваливания самолета на нос сбавляется газ, и ручка управления отжимается слегка от себя, так как самолет в этом случае имеет тенденцию резко выйти из угла. Летчик должен учитывать, что самолет И-16 имеет только удовлетвори-

тельную продольную устойчивость, поэтому при выполнении правильной петли от летчика требуется большое внимание и точное движение рулем высоты. Время выполнения правильной петли на высоте 1 000 м 13—14 сек.

### 11. Иммельман

Иммельман можно делать только после освоения петли. Для его выполнения (на колесах, с убранными шасси и на лыжах) на высоте 1 000 м необходима скорость 280—300 км/час при 1800 об/мин.

Первая половина фигуры, до положения вверх колесами, выполняется так же, как и петля. В тот момент, когда самолет будет в положении на спине, но не дойдет до горизонта на 30—35°, — добавить газ и затем одновременно дать ногу и ручку в желаемую сторону. После поворота рули ставятся нейтрально, а ручка дается незначительно от себя. Если перетянуть ручку, когда самолет находится в положении вверх колесами, иммельман получится неправильный, об этом будут свидетельствовать перебои мотора из-за неравномерного бензопитания в течение нескольких секунд после выполнения фигуры.

Набор высоты на иммельмане получается до 250—300 м.

На колесах иммельман выполняется только с убранными шасси, так как на больших скоростях возможен срыв щитков.

### 12. Пикирование

Самолет пикирует устойчиво на всех углах, вплоть до 90°. Мощность рулей достаточная. Нагрузки на рули небольшие. При пикировании необходимо следить за тем, чтобы обороты мотора не превышали 2 500 об/мин и скорость на выводе из пикирования была не более 500 км/час.

Вывод из пикирования необходимо производить плавно, чтобы избежать больших перегрузок на само-

лет и летчика. При пикировании с углом 80—90° и на скорости 400—450 км/час самолет теряет на выводе минимум 700—800 м, и поэтому на высотах ниже 1000 м пикирование под углом свыше 60° не допускается. При пикировании с лыжами, выход должен быть особенно плавным, во избежание провисания лыж, которое создает момент, уменьшающий эффективность руля высоты. В этом случае потеря высоты на выходе из пикирования будет значительно больше нормальной.

### 13. Парашютирование

Перед парашютированием летчик должен задрессировать мотор до 800 об/мин, выбрать плавно, по мере уменьшения скорости, ручку управления на себя и довести скорость самолета до 135—145 км/час.

На парашютировании ручка не выбирается доотказа. Самолет будет парашютировать с тенденцией свалиться на крыло и войти в штопор. Это парируется рулем поворота и элеронами благодаря большей эффективности их на этих скоростях.

При полностью опущенных элеронах самолет парашютирует устойчивее, но нагрузки на элероны увеличиваются.

Необходимо избегать длительного парашютирования на малых скоростях ввиду возникающей на этом режиме тряски хвостового оперения, и поэтому следует выполнять парашютирование на скорости не менее 140 км/час.

### 14. Скольжение

Самолет скользит плохо, стремясь увеличить скорость и развернуться в сторону крена.

Расчетное скольжение при заходе на посадку необходимо делать на скорости 170—180 км/час, при крене 15—20°, так как на таком скольжении самолет достаточно быстро теряет высоту и сохраняет устойчивость, поэтому облегчается управление и расчет на посадку.

Не следует допускать резких движений ручки при вводе в скольжение.

### 15. Производство штопора

Указания по производству штопора на самолете И-16 М-25 будут даны НИИ ВВС РККА дополнительно.

### 16. Ошибки пилотирования, влекущие за собой срыв в штопор

Самолет И-16 М-25 очень легко и быстро сваливается на крыло при резких движениях ручки на себя и при перетягивании ручки при потере скорости. *Велос = 160-130 км/ч*

**Самолет легко срывается в штопор:** *Велос = 230-240 км/ч*

При резких движениях ручкой на себя и данной ногой.

При перетягивании ручки на себя при потере скорости и данной ногой.

На вираже и спирали на скоростях 180 км/час и менее при перетягивании ручки на себя и перетягивании ноги.

С одинарного переворота, если выбрать ручку на себя доотказа и дать ногу доотказа.

С бочек на скорости 220—200 км/час, если на бочке выбрать ручку на себя доотказа и дать ногу доотказа.

Во многих случаях непроизвольного срыва в штопор для вывода из него следует: дать ногу доотказа против штопора и ручку от себя за нейтральное положение плавным движением. Самолет быстро прекратит вращение, после чего — выводить из пикирования.

### Средства, позволяющие избежать срыва в штопор:

1. Не давать самолету самопроизвольно терять скорость.

2. Не производить резких и больших движений ручки на себя.

3. Не уменьшать скорость ниже 160 км/час на прямой.

4. Не держать скорость на развороте и вираже менее 180 км/час и не перетягивать ручку.

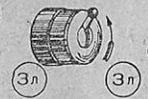
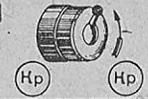
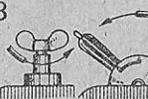
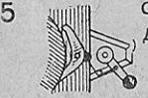
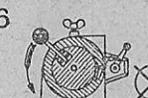
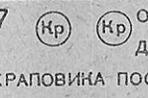
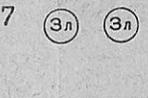
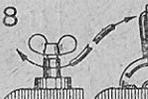
| ПОД'ЕМ ШАССИ |  | ОПУСКАНИЕ ШАССИ |  |
|--------------|--|-----------------|--|
| 1            |  ВКЛЮЧИ СИГНАЛИЗАЦИЮ  | 1               |  ВКЛЮЧИ СИГНАЛИЗАЦИЮ                                    |
| 2            |  НАЖМИ КНОПКУ   | 2               |  ПРОВЕРЬ СИГНАЛИЗАЦИЮ                                   |
| 3            |  ВЫКЛЮЧИ АВАРИЙНЫЙ СТОПОР                                   | 3               |  ПРОВЕРЬ НАТЯЖЕНИЕ ПРУЖИНЫ                              |
| 4            |  ОСЛАБЬ ПРУЖИНУ ТОРМОЗА                                     | 4               |  ПОСТАВЬ РУЧКУ СОБАЧКИ НА СПУСК                         |
| 5            |  ПОСТАВЬ СОБАЧКУ НА ПОД'ЕМ                                  | 5               |  ОСВОБОДИ СОБАЧКУ ДАВ ОДИН „ЩЕЛЧОК“ ХРАПОВИНА НА ПОД'ЕМ |
| 6            |  ВРАЩАЙ РУЧКУ   | 6               |  ОПУСТИ ШАССИ   |
| 7            |  ОКОНЧИТЬ ПОД'ЕМ ДАВ 3-4 „ЩЕЛЧКА“ ХРАПОВИКА ПОСЛЕ ЗАЖИГАНИЯ | 7               |  ЗАКОНЧИ ОПУСКАНИЕ                                      |
| 8            |  НАТЯНИ ПРУЖИНУ ТОРМОЗА НА 4-6 ОТВЕРСТИЕ СЕКТОРА            | 8               |  ВКЛЮЧИ АВАРИЙНЫЙ СТОПОР                                |
| 9            |  ВЫКЛЮЧИ СИГНАЛИЗАЦИЮ                                      | 9               |  ВЫКЛЮЧИ СИГНАЛИЗАЦИЮ                                  |

Рис. 11а. Порядок под'ема и опускания шасси.

## 17. Управление механизмом

## подъема и опускания шасси

|  | Перед взлетом                             | Перед подъемом шасси | Подъем шасси                                 | По окончании подъема шасси   | Перед опусканием шасси | Опускание шасси                          | По окончании опускания шасси | Перед посадкой      |
|--|---|----------------------|--|------------------------------|------------------------|--|------------------------------|---------------------|
| Положение рукояток:  |   |                      |  |                              |                        |  |                              |                     |
| 1) механизма   | Произвольное                              | Произвольное         | Вращать против часовой стрелки 43-44 оборота | Произвольное                 | Произвольное           | Вращать по часовой стрелке 43-44 оборота | Произвольное                 | Произвольное        |
| 2) запорной собачки  | Вверху                                    | Перевести вниз       | Внизу  | Внизу                        | Перевести вверх        | Вверху                                   | Вверху                       | Вверху              |
| 3) тормоза   | Тормоз включен                            | Тормоз выключить     | Тормоз выключен                              | Тормоз включить              | Тормоз включен         | Тормоз включен                           | Тормоз включен               | Тормоз включен      |
| а) сектора натяжения пружины тормоза (самолеты зав. 21)  | В среднем положении (4-5 делений сектора) | Дать вперед доотказа | Доотказа вперед                              | Привести в среднее положение | В среднем положении    | В среднем положении                      | В среднем положении          | В среднем положении |
| б) выключения тормоза (самолеты зав. 39)   | Вверху                                    | Перевести вниз       | Внизу  | Перевести вверх              | Вверху                 | Вверху                                   | Вверху                       | Вверху              |
| Аварийный стопор   | Включен                                   | Выключить            | Выключен                                     | Выключен (Вывернут)          | Выключен (Вывернут)    | Выключен (Вывернут)                      | Включить (Завернуть)         | Включен (Завернут)  |
| На самолетах зав. 39—рукоятка эксцентрика в горизонтальном положении; на самолете зав. 21—рукоятка зубчатого сектора | На себя                                   | Дать вперед от себя  | Впереди                                      | Впереди                      | Впереди                | Впереди                                  | Перевести на себя            | Назад, на себя      |

|   | Перед взлетом  | Перед подъемом шасси              | Подъем шасси                         | По окончании подъема шасси        | Перед опусканием шасси   | Опускание шасси   | По окончании опускания шасси  | Перед посадкой      |
|---|--|-----------------------------------|--------------------------------------|-----------------------------------|--|---|-------------------------------|---------------------|
| Сигнализация                              | Выключена, проверить:<br>а) включить — загорятся зеленые огни,<br>б) нажать кнопку — горят все огни. Выключить | Включить — загорятся зеленые огни | После полуоборота огни гаснут        | Горят красные огни — выключить    | Включить загорятся зеленые огни, проверить: нажать кнопку — горят зеленые и красные огни | После полуоборота рукоятки огни гаснут                          | Горят зеленые огни. Выключить | Выключено           |
| Тросы                                     | Натянуты и не двигаются  | Натянуты и не двигаются           | Сматываются первую половину подъема  | Натянуты чуть слабее средней пары | Натянуты   | Сначала не двигаются, во второй половине опускания наматываются | Не двигаются — натянута       | Наиболее натянуты   |
| 1) верхняя пара (от ползушки опускающие)  | Наиболее натянуты  | Наиболее натянуты                 | Сматываются первую половину подъема  | Более натянуты                    | Слабины нет  | Сначала не двигаются, во второй половине опускания сматываются  | Натянуты — натянута           | Наиболее натянуты   |
| 2) средняя пара (от ползушки поднимающие) | Натяжение чуть слабее  | Натяжение чуть слабее             | Наматываются первую половину подъема | Сильно натянуты                   | —  | Сматываются не провисают  | Допускается слабина           | Допускается слабина |
| 3) нижняя пара (от колес)                 | Нет провисания   | Нет провисания                    | Наматываются                         | Сильно натянуты                   | —  | Сматываются не провисают  | Допускается слабина           | Допускается слабина |

## 18. Устранение неисправной работы шасси в полете

| Характер неисправности                 | Проверка  | Результат проверки  | Причина неисправности   | Порядок устранения неисправности  |
|--|---|---|---|---|
| <b>П о д'е м ш а с с и</b>             |   |   |   |   |
| 1. Шасси не поднимается                | 1. Аварийный стопор<br>2. Скорость полета<br>3. Неисправности шасси | Должен быть выключен<br>Не должна превышать 220—250 км/час, нормально 170—200 км/час.<br>Аварийный стопор выключен, скорость нормальная | При включенном аварийном стопоре шасси поднять нельзя<br>За счет больших нагрузок на шасси и шитки за счет сжатия воздуха<br>Сильное заедание ползушек или шарниров шасси | Выключить аварийный стопор<br>Уменьшить скорость до нормальной  |
| 2. Шасси поднимается с большим усилием | 1. Скорость полета<br>2. Нижняя пара тросов у корбки подъемника     | Велика<br>Тросы провисают   | Велико сопротивление шасси<br>Не опущен (не выключен) тормоз  | Шасси не поднимать. Установить все рычаги и аварийный стопор на посадку<br>Уменьшить скорость до 170—200 км/час<br>Опустить шасси до конца. Выключить тормоз и начать снова поднимать шасси |

| Характер неисправности                           | Проверка  | Результат проверки  | Причина неисправности  | Порядок устранения неисправности  |
|--|---|---|--|---|
| 3. Не горят лампочки (красные), приподнято шасси | 3. Неисправности шасси<br>1. Нажать на контрольную кнопку | Скорость полета нормальная для подема. Тросы натянуты. Тормоз выключен<br>а) Не горят красные и зеленые лампочки<br>б) Не горят красные лампочки, зеленые горят<br>в) То же, но шасси не поднимается при усилии более 12 кг | Заедание ползушки или шарниров<br>Отсоединился проводник от аккумулятора | Шасси не поднимать. Опустить шасси. Садиться для выяснения причины заедания<br>Опустить шасси, поднимать снова, снятая обороты. Для подема шасси нужно сделать 43—44 оборота (порядок опускания шасси в этом случае см. ниже)<br>Дотянуть шасси, пока не загорятся красные огни<br>Опустить шасси, идти на посадку для устранения дефекта |

| Характер неисправности   | Проверка                     | Результат проверки                     | Причина неисправности | Порядок устранения неисправности  |
|--|------------------------------|--|-----------------------|---|
| <b>О п у с к а н и е ш а с с и</b>   |                              |  |                       |   |
| 1. Перед опусканием шасси при включении сигнализации красные лампочки не горят | Нажать на контрольную кнопку | а) Красные и зеленые лампочки не горят | Отказ сигнализации    | <p>а) Поднять шасси полностью вверх (копец определять по усилию на рукоятке около 10 кг). Опустить шасси, считая обороты, наблюдая движение тросов</p> <p>Движение верхней пары тросов через 43—44 оборота прекратится. Следом за этим начнет слабнуть самая нижняя пара тросов. Вращение рукоятки подъемника прекратить. Включить аварийный стопор. После этого можно делать посадку</p> <p>б) При наличии стопора на ползушку и механического указателя руководствоваться</p> |

| Характер неисправности   | Проверка | Результат проверки                  | Причина неисправности   | Порядок устранения неисправности  |
|--|----------|-------------------------------------|---|---|
| 2. Перед опусканием шасси, при проверке исправности ламп сигнализации нажатием на контрольную кнопку зеленые лампы не горят обе или не горит одна из них | —        | б) Красные и зеленые лампочки горят | <p>Отшло шасси из крайнего верхнего положения или повреждение в цепи красных ламп</p> <p>Неисправность обеих или одной зеленой лампочки</p> | <p>ся показанием указателя, посадку сделать, когда указатель покажет, что шасси заперто.</p> <p>Нормально опустить шасси</p> <p>а) Опустить шасси, считая обороты и следя за движением тросов, как указано в п. 1а</p> <p>б) При наличии механического указателя—руководствоваться его указаниями</p> |

| Характер неисправности  | Проверка  | Результат проверки                                 | Причина неисправности  | Порядок устранения неисправности  |
|---|---|--|--|---|
| 3. При начале опускания шасси обе красные лампы не гаснут   | Проверить состояние тросов к колесам (нижняя пара тросов) | Нижняя пара тросов сильно слабеет                  | Заело шасси в поднятном положении (шасси заклинилось в верхнем положении шпигтами) | Помочь шасси опуститься при помощи сил инерции. Дать 1—2 оборота рукояток — на опускание, чтобы дать слабую трое сам к колесам, после чего сделать горки пикирования (высота не меньше 1 000 м) или виражи, бочки на высоте 600 м |
| 4. То же, не гаснет одна красная лампочка   | То же   | Один из тросов нижней пары натянут, второй слабеет | Заела в поднятном положении одна сторона шасси                                     | Помочь опусканию шасси (фигурами делать бочки, виражи в ту сторону, в какую провиснет трос), высота не менее 600 м<br>То же   |
| 5. В первой половине (во время первых 22 оборотов рукояток) опускания шасси, одна сторона шасси не опускается | Смотри нижние тросы                                       | Слабеет один трос                                  | То же  | То же   |

| Характер неисправности  | Проверка   | Результат проверки             | Причина неисправности   | Порядок устранения неисправности   |
|---|--|--------------------------------|---|--|
| 6. Во второй половине опускания шасси (после 20 оборотов рукояток) шасси перестает опускаться | Смотри на нижнюю пару тросов                                   | Тросы слабеют                  | а) Не включен тормоз<br>б) Не исправлен тормоз или заедает ползушка или шарниры шасси | Включить<br>Использовать аварийный стопор  |
| 7. Зеленые лампы обе или одна не загораются   | Натяжение всех тросов нормальное. Нажать на контрольную кнопку | Обе или одна лампочка не горят | Неисправность цепи или самой лампы  | а) Поднять полностью шасси и снова опустить, считая обороты и следя за трое сам, как указано в п. 1а<br>б) Руководствоваться показаниями механического указателя положения шасси — при его наличии |

## 19. Определение дальности самолета и расход горючего

Прилагаемые графики расхода горючего для одиночного самолета позволяют с достаточной точностью решить задачу по подсчету дальности самолета И-16 М-25 при заданной скорости и высоте полета. Отклонения действительных расходов от расчетных зависят в основном от точности регулировки смеси высотным корректором, которые, как показала практика, колеблются в значительных пределах, достигая 10% в большую и до 16% в меньшую сторону для одиночного самолета и до 22% в большую сторону для ведомых самолетов звена.

При внимательном и точном выполнении указаний по пользованию высотным корректором отклонения не превышают 5%.

Положение по пользованию высотным корректором дано в «Инструкции по эксплуатации».

Основные данные для подсчета расхода горючего в полете приведены на рис. 12, на котором даны километровые расходы, т. е. расход горючего на километр воздушного пути в кг. Скорости даны действительные не по прибору. Высоты приведены к стандартной атмосфере.

На рисунке 13 приведен расход горючего при наборе высоты на наивыгоднейшей скорости, для самолета И-16 М-25. Расход горючего дан в кг/час, на каждый определенный момент взлета.

На этом рисунке одновременно дается время набора высоты как для одиночного самолета, так и для звена, и кроме того скорость по траектории истинная и приборная.

**Пример:** требуется подсчитать максимальную дальность при условии полета на высоте 4 000 м, на скорости  $V = 350$  км/час.

По данным рисунка время подъема на 4 000 м 5 мин., расход горючего при подеме до 2 000 м считаем равным 170 кг/час, а время подема на эту высоту 2 мин. Расход горючего при подеме от 2 000 до 4 000 м па-

дает от 170 кг/час до 140 кг/час, т. е. средний расход будет  $\frac{170 + 140}{2}$ .

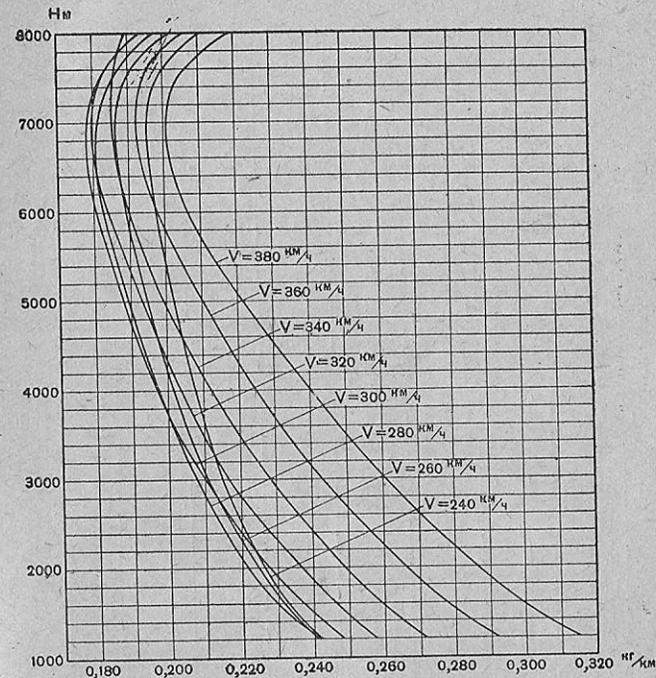


Рис. 12. Километровые расходы самолета И-16 М-25.

Весь расход на наборе высоты выразится:

$$\frac{170}{60} \cdot 2 + \frac{170 + 140}{2} \cdot \frac{5 - 2}{60} = 13,5 \text{ кг.}$$

Нормальная заправка баков 160 кг, поэтому в конце набора в баках остается  $(160 - 13,5 = 146,5 \text{ кг})$ .

Километровый расход (рис. 12) при скорости  $V = 350$  км/час на высоте 4 000 м будет средним между расходом для  $V = 340$  и  $V = 360$  км/час для той же высоты, т. е.:  $\frac{0,225 + 0,213}{2} = 0,219 \sim 0,220$  кг/час и сле-

довательно, при посадке с пустыми баками максимальная дальность будет  $D = \frac{146,5}{0,220} = 665$  км.

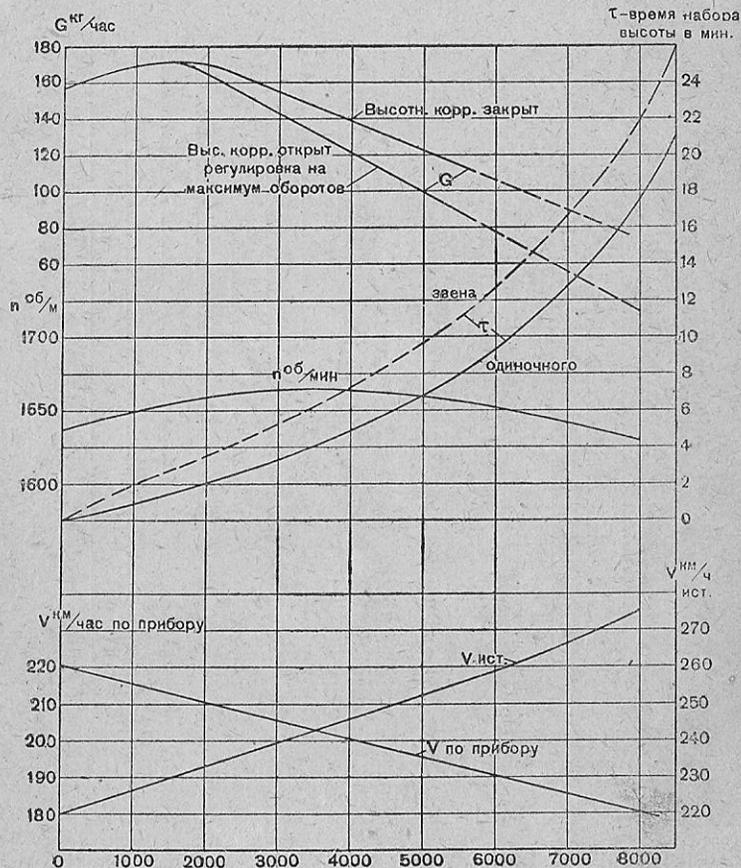


Рис. 13. Часовой расход горючего при подеме самолета И-16 М-25.

Учитывая неточность регулировки высотным корректором в большую сторону 10% будем иметь действительную дальность около 600 км.

## ГЛАВА ТРЕТЬЯ СТРЕЛКОВОЕ ВООРУЖЕНИЕ

И-16, И-25 А

Стрелковое вооружение И-16 состоит из двух неподвижно установленных в центроплане несинхронных пулеметов «ШКАС», стреляющих вперед вне площади, ометаемой винтом. Пулеметы установлены в нормальном положении, ручками заряжания вверх. На левой стороне пулемет отстоит от вертикальной плоскости симметрии самолета на расстоянии 1510 мм. С правой стороны, вследствие того, что расположение подкоса переднего лонжерона центроплана неудобное для прохождения гильзоотводной трубки, пулемет расположен на расстоянии 1515 мм от оси самолета (рис. 14).

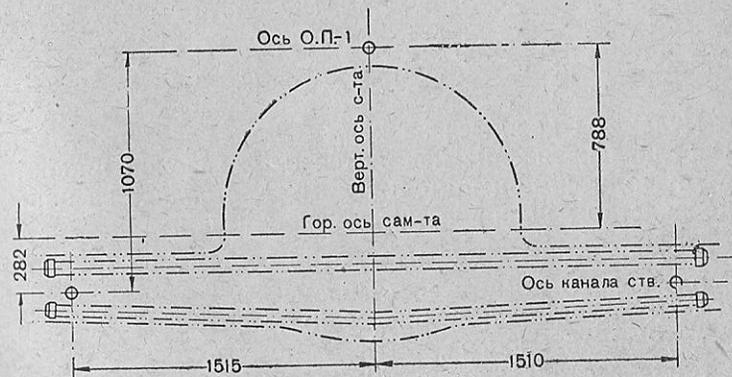


Рис. 14. Схема расположения пулеметов относительно осей самолета (вид спереди).

Положение пулеметов по вертикали и по хорде крыла одинаково как правого, так и левого.

Дульная часть ствола каждого пулемета выводится наружу через переднюю кромку центроплана. Передняя часть газовой камеры пулемета, выходящая за пределы обшивки носка, закрыта обтекателем во избежание неравномерного охлаждения пулемета при стрельбе в воздухе, которое могло бы привести к заклиниванию газового поршня.

Для постановки и с'емки пулеметов, а также для подхода к ним, в верхней и нижней частях обшивки центроплана в его носке между нервюрами №№ 3 и 4 имеются специальные люки, закрываемые легкос'емными крышками на шомполах и замках «Ферри».

**Пулеметная установка состоит, из:**

крепления пулеметов,  
головок питания,  
патронных рукавов,  
приемников патронных коробок,  
патронных коробок,  
системы перезаряжания,  
системы управления стрельбой,  
оптического прицела «ОП-1».

### 1. Крепление пулеметов

Пулеметы крепятся за кожух ствола в двух точках. Переднее крепление находится близ газовой пробки и производится при помощи хомута, а заднее за цапфы посредством шкворня и затяжной гайки.

**Переднее крепление пулеметов состоит из (рис. 15):**

разрезного хомута со стеблем,  
двух шестимиллиметровых болтов,  
двух шайб Гровера,  
гайки вертикальной регулировки,  
несущей муфты,  
3-мм контрольной шпильки,

контргайки на стебле,  
втулки горизонтальной регулировки,  
контргайки на втулке горизонтальной регулировки,  
стяжного болта,  
контрольной шпильки,  
корончатой гайки,  
шплинтов,  
фермы переднего крепления,  
верхнего и нижнего узлов крепления фермы на переднем лонжероне центроплана,  
специальных болтов с шайбами, корончатыми гайками и шплинтами.

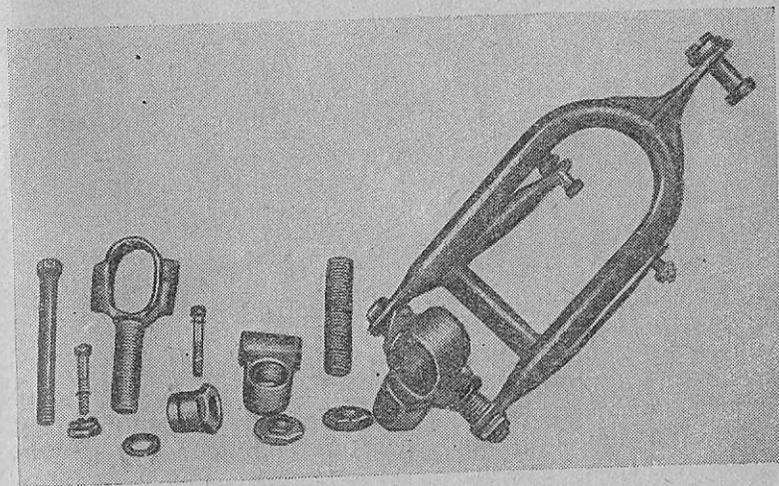


Рис. 15. Детали переднего крепления пулеметов.

Шкворень переднего крепления пулемета (рис. 15) представляет собой разрезной хомут, имеющий форму кожуха ствола пулемета, изготовленный из листовой

хромомолибденовой стали толщиной 2 мм, приваренный своей нижней частью к стволу. Хомут стягивается двумя 6-мм болтами конtringающимися шайбами Гровера. Стебель, имеющий нарезку, ввинчен в гайку вертикальной регулировки. Гайка вертикальной регулировки имеет кольцевую выточку для контрольной шпильки, которая удерживает ее в гнезде несущей муфты, когда отпущена контргайка на стебле при вертикальной регулировке. В несущую муфту ввинчена втулка горизонтальной регулировки, на которой сидит контргайка. Внутри втулки проходит стяжной болт, связанный с ней контрольной шпилькой. Стяжной болт сидит в ушках фермы переднего крепления. Корончатая гайка стягивает ушки фермы, поэтому втулка горизонтальной регулировки играет одновременно роль распорной втулки.

Фермы переднего крепления пулеметов расположены симметрично относительно оси самолета на расстоянии 1510 мм. Имея вынос вперед, фермы крепятся одним ушком к узлу, приклепанному на верхнем поясе переднего лонжерона центроплана, и двумя ушками к узлам, приклепанным к нижнему поясу переднего лонжерона.

Крепление фермы на верхнем узле производится специальным 10-мм болтом с шайбой, корончатой гайкой и контрится шплинтом. К нижним узлам фермы крепятся 8-мм болтами также с шайбами, корончатыми гайками и конtringаются шплинтами. Во избежание люфтов в креплениях ферм и появления большого расцеивания при стрельбе, все болты имеют тугую посадку. Ферма переднего крепления сварная, она состоит из вилки с ушками и двух подкосов, заканчивающихся ушками. Фермы изготовлены из хромомолибденовых трубок размером  $16 \times 14$ .

После сварки, ферма переднего крепления и хомут со стволем подвергаются термической обработке  $470-75 \text{ кг/мм}^2$ . Для предохранения от коррозии, все детали переднего крепления подвергаются воронению.

**Заднее крепление пулеметов за цапфы кожуха ствола состоит из (рис. 16):**

1) вильчатого шкворня с зажимной гайкой и дюралевых прокладок, двух 8-мм болтов, двух гаек, двух шайб Гровера, вильчатого шкворня, зажимной гайки, контрольного кольца, корончатой гайки, шплинта.

*2) контрольной гайки шкворня.*  
*3) контрольного кольца, на котором сидит лонжеронный приклепаный 5 мм. хромомолибден. шплинт.*

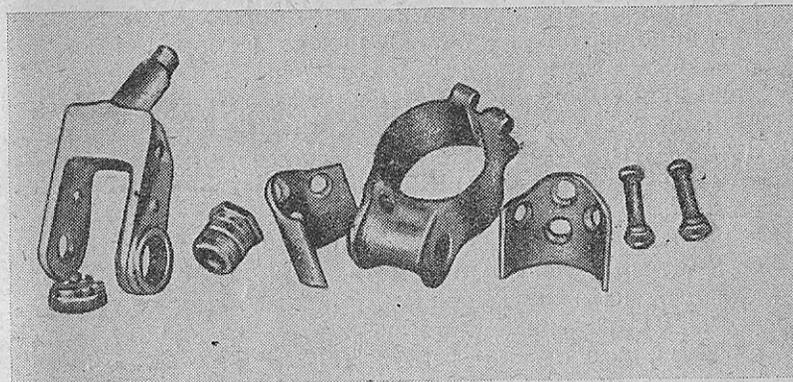


Рис. 16. Детали заднего крепления пулемета.

Заднее крепление пулеметов осуществляется посредством вильчатого хромомолибденового шкворня, изготовляемого из поковок путем механической обработки с последующей термообработкой до  $K_2 = 70-80 \text{ кг/мм}^2$  и хромировкой. В правой щеке шкворня имеется нарезное отверстие для зажимной гайки, охватывающей правую цапфу пулемета. Пулемет вводится в шкворень при отвернутой зажимной гайке и подается влево до

отказа так, что левая цапфа входит на 2,5—3 мм в имеющееся отверстие по диаметру цапфы пулемета в левой щеке шкворня.

Вращением зажимной гайки закрепляется в шкворне кожух ствола пулемета. Гайка контрится контровым кольцом, которое своей загнутой частью схватывает зажимную гайку со щекой шкворня. В правой щеке шкворня имеются три отверстия  $\varnothing = 1,8$  мм, расположенных радиально на расстоянии друг от друга в  $15^\circ$ . По окружности зажимной гайки радиально расположены 12 отверстий  $\varnothing = 2$  мм на равном расстоянии друг от друга. Таким образом, подтяжка зажимной гайки возможна в пределах поворота ее на угол  $15^\circ$ . Хвостовик шкворня сидит во втулке стяжного хомута и затянут корончатой гайкой. В щеках шкворня имеются овальные отверстия для болта крепления кронштейна приемной головки. Стяжной хомут под шкворень сварной; он состоит из втулки и хомута с трубками под 8-мм болты. Хомут выполняется из хромолибденовой стали с последующим отжигом, облегчающим его монтаж. Хомут под шкворень крепится к нижнему поясу переднего лонжерона на расстоянии 1510 мм от оси самолета для левого пулемета, и на 1515 мм — для правого, по вышеуказанным причинам. Под хомут проложены выравнивающие поверхность прокладки из дюралюминия с отверстиями под головки заклепок. Для предохранения от коррозии шкворень и зажимная гайка хромируются, а остальные детали заднего крепления подвергаются воронению.

## 2. Система питания пулеметов

Патроны для пулемета «ШКАС» соединенные между собой металлическими звеньями, образуют патронные ленты.

Патронные ленты укладываются в патронные коробки (схему укладки—см. рис. 17). Из патронных коробок ленты проходят через ролики приемников патрон-

ных коробок в патронные рукава и поступают через приемные головки в пулеметы. Стреляные гильзы и звенья выбрасываются наружу через гильзо- и звеньевыводы.

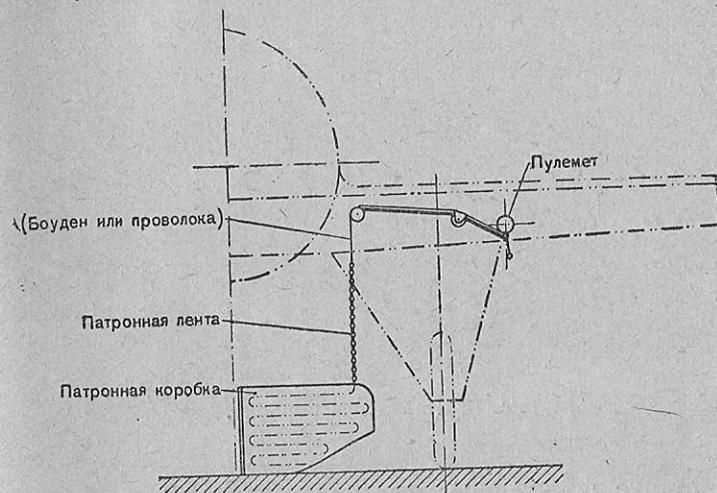


Рис. 17. Схема установки патронной коробки (вид спереди).

### Патронные коробки

Патронные коробки установлены в центроплане между передним лонжероном и куполами для колес шасси. Крепление коробок осуществляется при помощи направляющих угольников на нулевой и первой нервюрах центроплана и петель с ломающимися шомполами. Петли приклепываются к днищам коробок, а также к нулевой и первой нервюрам. Шомпола имеют язычки, предохраняющие их от выпадения из петель, и кольцо для вытаскивания.

Патронные коробки (рис. 18), емкостью по 900 патронов каждая, изготавливаются из листового дюралюминия толщиной 0,8 мм. На верхней части коробки имеет-

ся откидная крышка для укладки патронной ленты и две стальные ручки на шарнире для переноски коробки. В нижней части имеются два выреза для вытаскивания коробки из центроплана. У выхода ленты к верх-

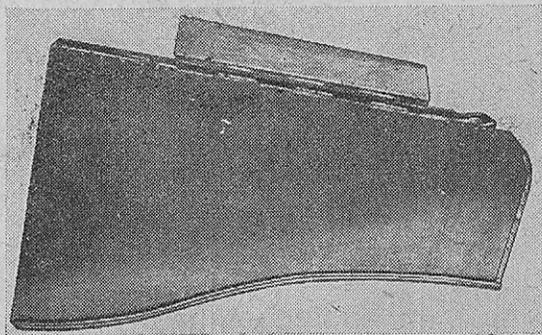


Рис. 18. Патронная коробка.

ней стенке приклепана пластинчатая пружина из нержавеющей стали, предназначенная для направления ленты на ролик приемника патронного рукава.

#### Приемники патронных рукавов

Приемники патронных рукавов (рис. 19) состоят из сварного приемника 1; ролика 2; распорных втулок 3; стяжного болта 4 и гайки.

Приемники патронных рукавов коробчатого сечения, выполнены из нержавеющей стали толщиной 0,7 мм, при помощи точечной электросварки. Расходящиеся щечки приемника охватывают угловую часть патронной коробки. К приемнику приварен кронштейн, между щеками которого смонтирован, при помощи стяжного болта и распорных хромированных втулок, стальной хромированный ролик. Для облегчения хода, и

уменьшения сопротивления пулеметной ленте при стрельбе, ролик смонтирован на шарикоподшипниках. Гайка стяжного болта контрится путем раскерновки его. Ролик в приемнике устанавливается большим диа-

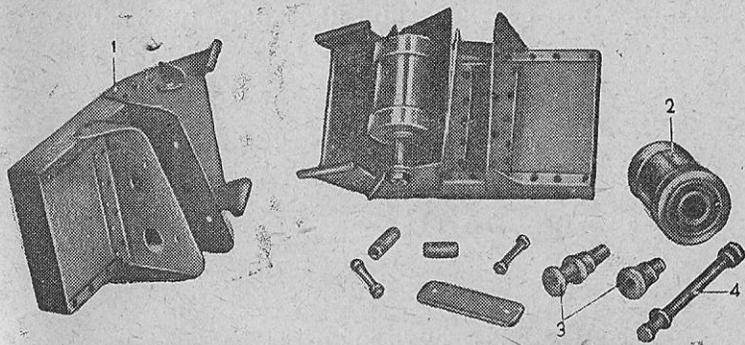


Рис. 19. Приемник патронного рукава.

метром вперед по полету. Приемник патронного рукава крепится к подкосу нервюры № 1 центроплана при помощи двух 4-мм болтов, распорных трубок, гаек и шайб Гровера.

#### Патронные рукава

Патронные рукава изготавливаются из нержавеющей стали толщиной 0,7 мм, коробчатого сечения  $18 \times 80$ , сваренные точечной электросваркой.

Рукава закрепляются в 3 точках. С одной стороны они имеют фланцы для стыковки с фланцами приемных головок 5-мм болтами с гайками и шайбами Гровера, а с противоположной — расширенную часть для охватывания приемника патронных коробок при помощи 4-мм болтов. В средней части оба рукава крепятся к нервюре № 2 центроплана посредством стяжного хомута, охватывающего рукав. Хомут выполняется из листовой углеродистой стали, толщиной в 1 мм. Для облегчения установки рукава при регулировке, хомут имеет овальные отверстия под болты.

В верхней стенке рукава имеют отбортованные отверстия по всей длине, предназначенные для облегчения протаскивания патронной ленты в рукаве. Оба рукава изогнуты в горизонтальной плоскости. Левый рукав изогнут и в вертикальной плоскости (рис. 20), что

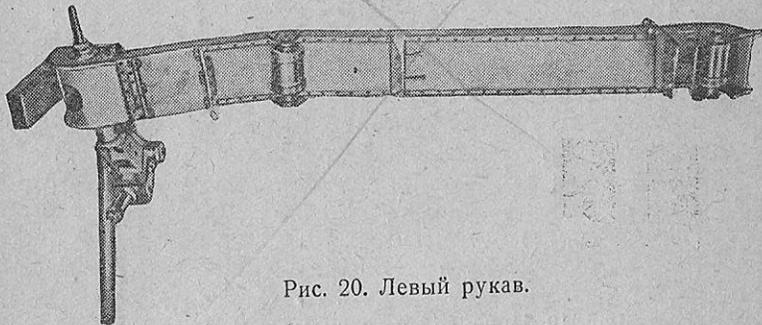


Рис. 20. Левый рукав.

вызвало (для свободного прохода ленты) постановку дополнительного ролика. (Правый рукав рис. 21). Как

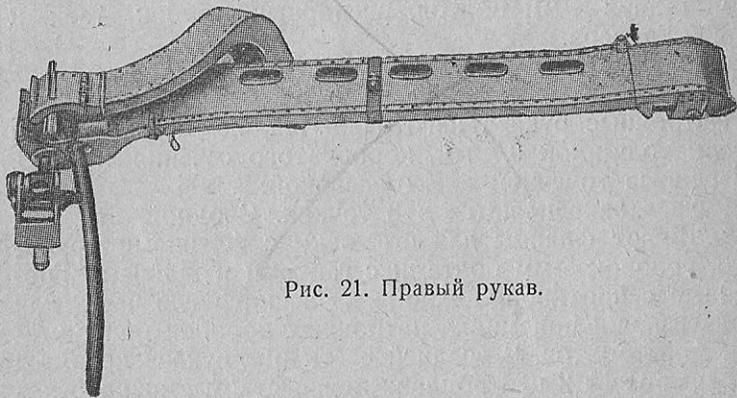


Рис. 21. Правый рукав.

правый, так и левый рукава в местах перехода к приемным головкам питания имеют откидные, на шомполах, крышки для протаскивания небольшого куска па-

тронной ленты. Места прохода из рукавов в приемные головки должны быть совершенно плавными, без уступов. В противном случае, лента будет цепляться за уступы, что повлечет задержку в стрельбе.

### *Головки питания*

Головки питания служат для:

приема патронной ленты из рукава, направления ее в зубчатку пулемета, отвода стреляных звеньев и крепления гильзоотвода.

Пулеметы «ШКАС» — односторонние. Подвод патронной ленты с левой стороны; гильзы выбрасываются через гильзоотводный канал то же с левой стороны, и освободившиеся звенья сваливаются с зубчатки так же в левую сторону. В силу указанных обстоятельств правая и левая головки не одинаковы.

### *Правая приемная головка*

(рис. 22)

Кронштейн головки состоит из стальной скобы, изготовленной из листовой углеродистой стали толщиной 3 мм, с приваренной втулкой. С левой стороны скоба имеет ушки, к которым крепится тремя 4-мм болтами гильзоотводная трубка. Скоба кронштейна лежит между щеками шкворня заднего крепления пулемета, одной щекой на цапфе пулемета, второй на зажимной гайке заднего крепления. Для удержания скобы кронштейна (когда снят пулемет) и придания необходимой жесткости креплению пулемета, в отверстия щек шкворня и скобы поставлен стяжной 6-мм болт. В щеках шкворня отверстия овальные, позволяющие отклонение головки при вертикальной регулировке пулемета. Во втулке скобы крепятся двумя конусными болтами и гайками, контящимися раскерновкой болтов, стальной точеный стержень — ось головки. Ось головки изго-

товляется из хромомолибденовой стали марки С 2546 с последующей термообработкой до  $K_2 = 85-100$  кг/мм<sup>2</sup> и хромировкой. Со стороны скобы кронштейна, ось головки имеет фланец, к которому четырьмя 3-мм болтами с гайками и шайбами Гровера крепится передняя стенка приемной части головки. Про-

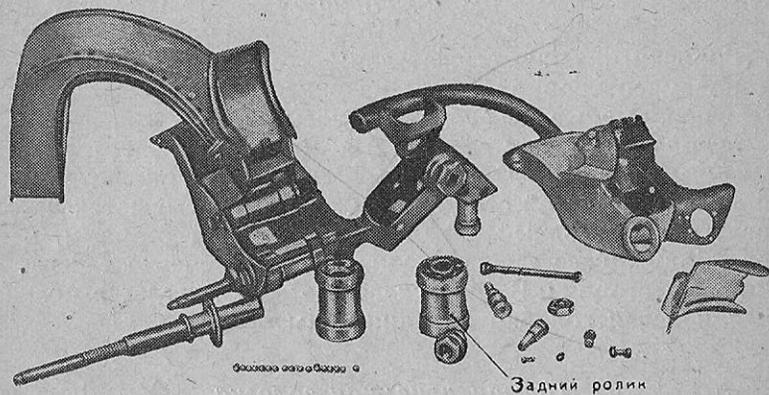


Рис. 22. Детали правой приемной головки.

тивоположный конец оси головки заканчивается пальцем, входящим в специально просверленное отверстие в кожухе подавателя пулемета. В средней части оси имеется кольцевая выточка для шариков и нарезка, на которую навинчивается конус, проходящий через заднюю стенку приемной головки, контрящийся контргайкой. Между кольцевой выточкой и конусом смонтирован стальной хромированный ролик, обращенный своим меньшим диаметром вперед по полету. Ролик монтируется на 26 шариках  $\varnothing = 5$  мм, по 13 штук с каждой стороны.

Для уменьшения износа рабочих поверхностей, ролик и конус изготавливаются из хромоникелевой стали марки С 2157 с последующей термообработкой до  $K_2$ , не ниже 110 кг/мм<sup>2</sup>.

Таким образом, приемная часть головки крепится к кронштейну только передней стенкой, а задняя стенка лежит на фланце конуса. Приемная часть головки представляет собою сварную коробку из листовой углеродистой стали, толщиной 1,5 мм. К нижнему фланцу приемника присоединяется 5-мм болтами правый рукав.

Передняя рабочая пластина приемника, подогнанная по контуру ролика, имеет два рельса, направляющие патронную ленту в пулемет. К задней стенке приварена точечной электросваркой вертикальная 1,5-мм пластина, которая служит как рельсы и ролик для направления патрона в паз кожуха зубчатки пулемета. Для протаскивания патронной ленты к пулемету в нижней стенке приемной головки имеется окно. Между передней и задней стенками приемной головки, при помощи распорных втулок и стяжного болта с гайкой, законтренной раскерновкой, смонтирован на шарикоподшипниках (для облегчения хода ленты) второй ролик. Во избежание быстрого износа рабочей поверхности, ролик изготавливается из хромоникелевой стали марки С 2157, термически обрабатывается до  $K_2 = 85-100$  кг/мм<sup>2</sup> и хромируется. Распорные втулки кадмируются. Своим большим диаметром задний ролик обращен вперед по полету. Передний и задний ролики расположены таким образом, чтобы патронная лента подходила к пулемету снизу под углом. Впереди второго ролика, между боковыми стенками приемной части головки, установлена на четырех 3-мм болтах съемная пластина, подогнанная к заднему ролику. Пластина имеет язычок, предохраняющий патронную ленту от захлестывания в пространство между кожухом зубчатки и приемником.

В верхней части приемная головка имеет окно, к фланцу которого 5-мм болтами пристыковывается звеньеотводный рукав.

Освобождающиеся звенья, еще сидящие на носиках патронов, поступают под крышку звеньеотвода, шарнирно закрепленную к верхней стенке звеньеотводного

окна приемника головки. Нижняя стенка звеньеотводного окна подходит к барабану ручки заряжания пулемета с допускарным зазором не более 4 мм, иначе звенья будут попадать между барабаном и стенкой, что вызовет задержку в стрельбе. Звеньеотводная крышка сварная, изготовлена из той же стали, что и приемная часть головки. Верхняя стенка крышки выгнута по радиусу кожуха зубчатки пулемета, на котором она лежит своей задней частью. К нижней поверхности верхней стенки звеньеотводной крышки приварены два ребра, направляющие звенья и придающие ей жесткость. Заднее ребро крышки постепенно уходит вперед, чтобы снять несколько раньше звено с патрона. Сверху крышки приварены два ребра, между которыми ложится ручка заряжания пулемета, удерживающая крышку в закрытом положении. Освободившиеся звенья через звеньеотводный рукав выходят под крыло в воздух.

Для предохранения от коррозии скобы кронштейна воронятся, распорные втулки кадмируются. Остальные детали хромируются. Все рабочие поверхности головки имеют глянцевую хромировку.

### *Левая головка питания*

(рис. 23)

Конструктивно левая головка питания аналогична правой головке, но вследствие односторонности прие-

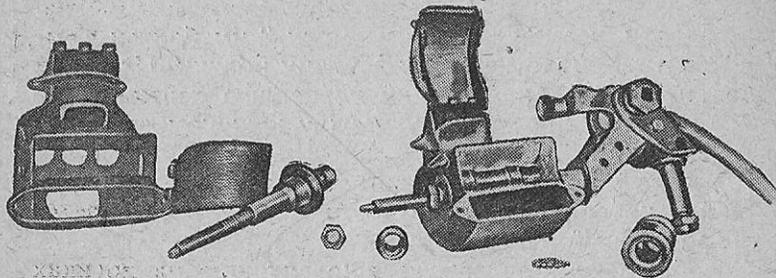


Рис. 23. Детали левой головки питания.

ма пулеметов, как указывалось выше, происходит изменение направления движения патронной ленты на 180°. В связи с этим обстоятельством, в левой головке имеется только один ролик. Ось, зажимной конус, ролик; звеньеотводная крышка, крепление приемной части головки звеньеотвода, рукава и кронштейна головки совершенно аналогичны правой головке. Своим меньшим диаметром ролик обращен вперед по полету. Защитное покрытие деталей и термическая обработка соответственно аналогичны деталям правой головки. Рабочие поверхности имеют глянцевую хромировку.

### *Звеньеотводные рукава*

Звеньеотводные рукава крепятся своими фланцами к фланцам приемных головок 5-мм болтами. Противоположные фланцам концы звеньеотводов выходят через специально предназначенные вырезы в нижней обшивке центроплана — с правой стороны и в крышке нижнего пулеметного люка — с левой стороны.

Звеньеотводы представляют собой сварные рукава коробчатого сечения из нержавеющей стали толщиной 0,7 мм.

### *Гильзоотводы*

(рис. 24)

Гильзоотводы состоят из 2 самостоятельно крепящихся частей: ползушки гильзоотвода 1 и гильзоотводной трубки 2.

Ползушка гильзоотвода крепится полозками к шлицам на барабане ручки заряжания пулемета, у гильзоотводного канала.

Гильзоотводная трубка крепится приваренными к ней ушками к ушкам скобы кронштейна приемной головки 4-мм болтами.

Обе части гильзоотвода стыкуются так, что между их торцами образуется зазор (1—1,5 мм), гарантирую-

ший свободную работу ручкой заряжания пулемета и свободный переход гильзы или патрона в случае осечки. В связи с этим, стыкующийся торец гильзоотводной трубки развальцовывается. Ползушка и трубка изготавливаются из углеродистой трубки размером 18 × 16,5 мм. Ползушка гильзоотвода имеет пружину,

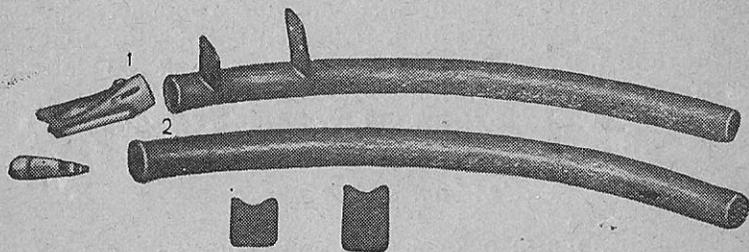


Рис. 24. Гильзоотвод.

предохраняющую возвращение стреляной гильзы в кожух. Для проталкивания стреляной гильзы из ползушки в трубку гильзоотвода, при с'емке задней части пулемета, в ползушке имеется продольное окно.

Для предохранения от коррозии ползушка хромируется, а трубка воронится. При хранении пулемета ползушку гильзоотвода с барабана ручки заряжания не снимать.

### 3. Система перезаряжания

(рис. 25)

Перезаряжание пулеметов осуществляется системой, состоящей из: механизмов перезаряжания 1 (деталь пулемета); ориентирующих роликов 2; механизмов раз'ема тросов 3 с тендерами; возвратных пружин 4; натяжного ролика 5; переходных роликов 6; ручек перезаряжания и тросовой проводки ТМ-2.

К карабину механизма перезаряжания трос прикрепляется при помощи узла, запаянного оловом. По

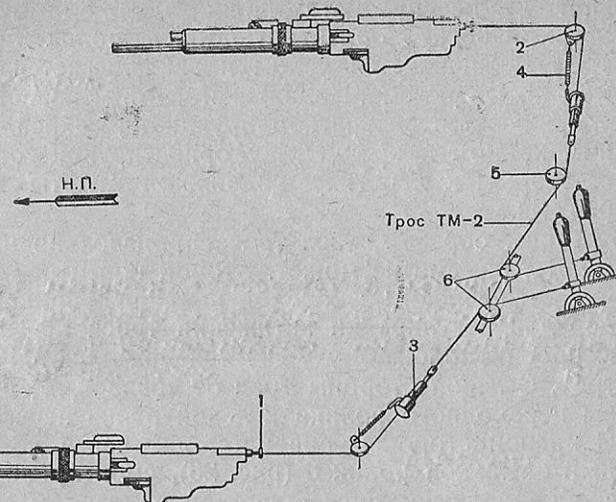


Рис. 25. Схема перезаряжания.

выходе из механизма перезаряжания трос огибает ориентирующий ролик (рис. 26), укрепленный на стойке нервюры № 4 центроплана/стяжным хомутом.

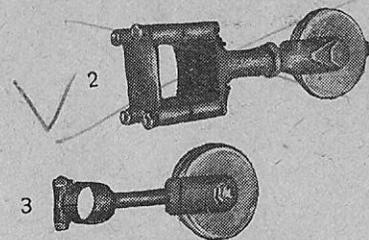
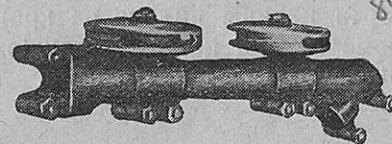


Рис. 26. Переходные ролики.

1—переходные ролики; 2—ориентирующий ролик; 3—натяжной ролик.

При с'емке пулемета ролик необходимо отклонять вверх. Обогнув ориентирующий ролик 2 (рис. 26), трос заканчивается узлом и закладывается в муфту механизма раз'ема. Подвижная часть механизма раз'ема удерживается возвратной пружиной, закрепленной одним концом к кронштейну ориентирующегося ролика, а вторым к хвосту подвижной муфты механизма раз'ема.

Таким образом, узел троса произвольно выпасть из муфты раз'ема не может. Второй конец раз'ема заканчивается вилкой, к которой шарнирно прикреплен тендер для регулировки натяжения троса перезаряжания. К противоположному ушку тендера вплетен с коушем трос. С левой стороны трос от тендера идет через пазы переходного ролика к левой ручке перезаряжания. С правой стороны трос проходит через дополнительный натяжной ролик 3 (рис. 26), смонтированный на 3 стойке заднего лонжерона центроплана и предназначенный для оттягивания троса от купола колес шасси.

Переходные ролики 1 (рис. 26) смонтированы в обоймах на мостике с левой стороны заднего лонжерона на второй стойке и втором подкосе.

Ручка перезаряжания с секторами (рис. 27) установлена у левого борта кабины пилота на кронштейнах, крепящихся на раме № 5 и подкосе, идущем от четвертой полурамки к пятой раме фюзеляжа.

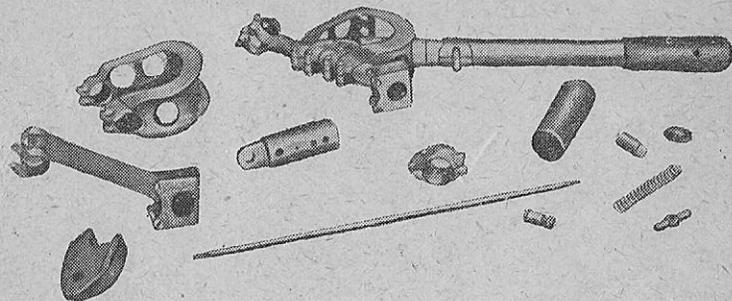


Рис. 27. Детали ручки перезаряжания.

Конструктивные особенности пулемета «ШКАС» не дают возможности при подобной установке разрядить его в воздухе, поэтому система перезаряжания служит также для установки пулеметов на предохранитель при взлете и посадке самолетов. При отводе и удержании подвижных частей пулемета ручкой перезаряжания в заднем крайнем положении исключается возможность произвольных выстрелов.

Для установки на предохранитель, внутри ручек перезаряжания, смонтирован стопор, фиксирующий ручку в крайнем заднем положении. Стопор действует автоматически под действием пружины — штырь заходит в гнездо на боковинах сектора. При переходе к стрельбе следует нажать в верхней части ручки кнопку и перевести ручку в крайнее переднее положение. Для правого пулемета — ручка правая, для левой установки — ручка левая.

Все ролики изготовлены из дюралюминия с глубокими канавками и заключены в дюралевые обоймы для предупреждения возможности соскакивания троса.

Для предохранения от коррозии все остальные детали перезаряжания подвергаются воронению.

С 23 серии на выпускаемых заводом самолетах тендер от механизма раз'ема перенесен к ручкам перезаряжания.

#### 4. Управление огнем

(рис. 28)

Механизм управления огнем состоит из: Гашеток, установленных на ручке управления самолетом,

механизма раз'ема троса — рис. 29, упора Боденовской оболочки — рис. 28, тросовой проводки ТМ-2.

Запаянный трос ТМ-2 в спусковом рычажке пулемета (деталь пулемета) по выходе закладывается шариком в с'емный сухарь муфты раз'ема, где контрится

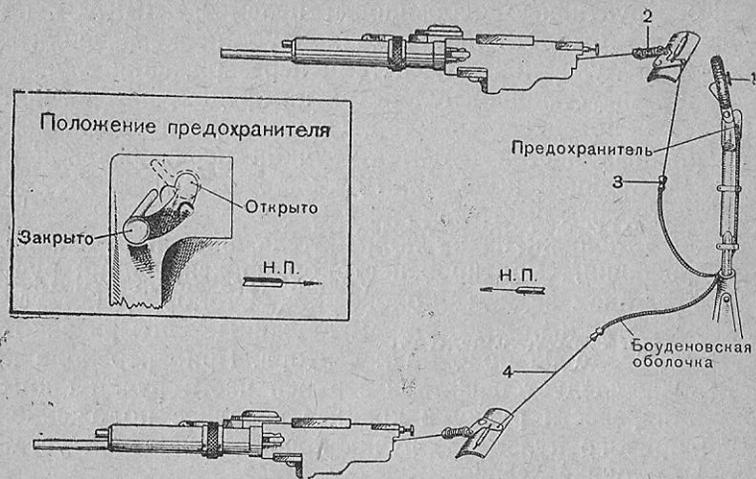


Рис. 28. Схема спускового механизма.  
1—гашетки; 2—раз'ем; 3—упор; 4—трос ТМ-2.

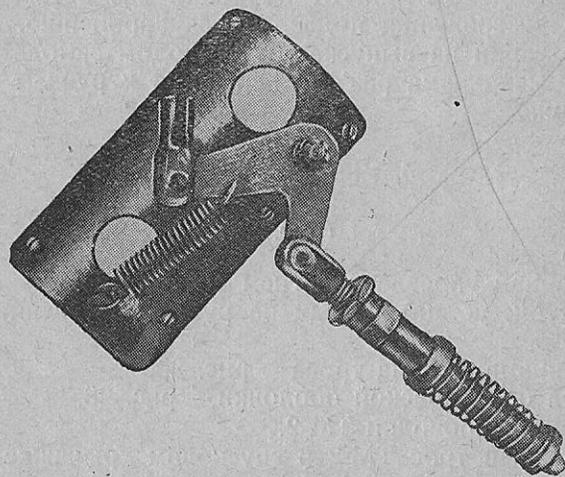


Рис. 29. Механизм раз'ема тросов.

шпилькой. В механизме раз'ема троса для предохранения от произвольного отодвигания муфты и последующего раз'ема сухариков, поставлена пружина, удерживающая муфту в переднем положении. Второе плечо рычага шарнирно закреплено с плечом спускового рычага. Второе плечо рычага соединено с плечом гашетки тросовой тягой, посредством шариков на концах троса.

Трос от гашетки идет в боуденовской оболочке до заднего лонжерона центроплана. На вторых стойках лонжерона установлены упоры боуденовской оболочки, позволяющие регулировку натяжения троса. Боуденовская оболочка к ручке управления самолетом крепится мягким хомутом. На подкосе нервюры № 2 центроплана смонтированы направляющие медные втулки, предохраняющие трос от износа.

К основанию механизма раз'ема укреплена пружина, присоединяющаяся вторым концом к плечу спускового рычажка. Назначение пружины — возвращать трос и гашетки в нормальное положение при прекращении стрельбы. Гашетки запираются предохранителем, корпус которого служит одновременно и кожухом, закрывающим заделку тросов.

## 5. Установка прицела «ОП-1»

(рис. 30)

Для прицеливания, на верхней части фюзеляжа, в вертикальной плоскости симметрии самолета, на расстоянии 783 мм от продольной его оси, вверх, на уровне глаз летчика, устанавливается оптический прицел «ОП-1», который крепится к фюзеляжу двумя кронштейнами — передним и задним. В подвижном фонаре имеется вырез, допускающий передвижение фонаря, не задевая при этом трубу прицела.

Задний кронштейн обеспечивает регулировку оси прицела в вертикальной и горизонтальной плоскости на угол  $\pm 1^\circ$ .

Для закрывания прицела на переднем кронштейне установлена специальная крышка, управление которой осуществляется ручкой. Ручка установлена на обшивке вверху фюзеляжа у рамы № 5. Трос от ручки управления крышкой проходит через медный пистон на обшивке фюзеляжа, затем перекидывается через ролик на переднем кронштейне и подходит запаянным шариком к трубке (находящейся на крышке). В трубке шарик контрится проволокой.

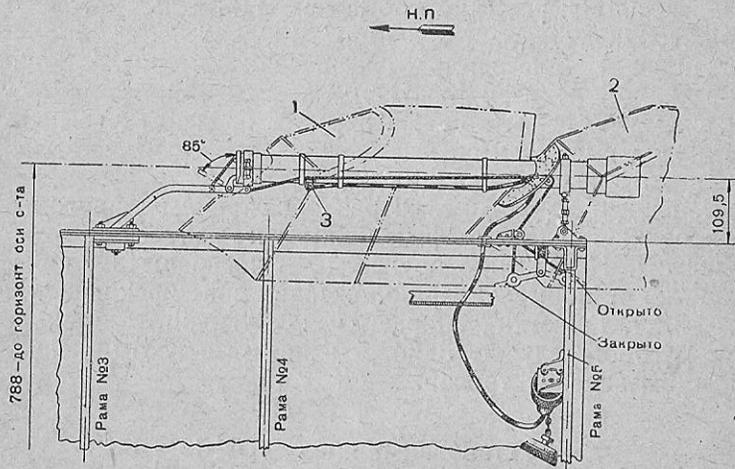


Рис. 30. Установка прицела ОП-1.

1—фонарь в открытом положении; 2—фонарь в закрытом положении; 3—лампочка освещения прицела.

Сетка прицела освещается лампочкой, поставленной под трубой прицела. У левого борта на обшивке фюзеляжа имеется розетка для включения лампочки прицела.

Для закрывания выреза в носке подвижного фонаря на трубу прицела с внутренней стороны фонаря устанавливается неподвижно специальная заглушка, выполненная из листового дюралюминия и обшитая фетром толщиной 3 мм.

## 6. Регулировка пулеметов

Пулеметная установка допускает регулировку оси каналов ствола пулеметов на угол  $\pm 1^\circ$  в то время, как построение сходящегося веера на дистанцию 400 м требует горизонтальной регулировки всего лишь на угол 13'. В вертикальной плоскости установочный угол оси канала ствола пулемета с учетом понижения пули на ту же дистанцию 400 м также 13'.

Примечание. Расположение осей каналов стволов пулеметов по отношению к осям самолета см. на рис. 31, 32 и 33.

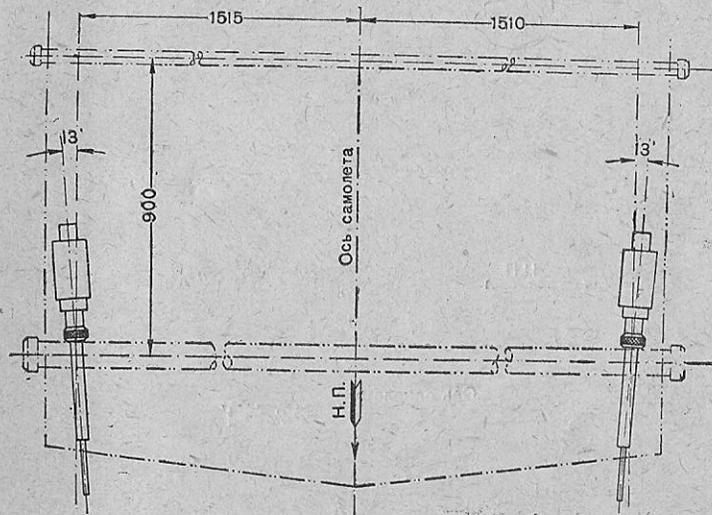


Рис. 31. Схема установки пулеметов на сходящийся веер при дистанции 400 м (вид в плане).

### Горизонтальная регулировка

Для осуществления горизонтальной регулировки оси канала ствола необходимо произвести следующее:

1. Снять крышки переднего и нижнего люков центроплана между нервюрами № 3 и 4.

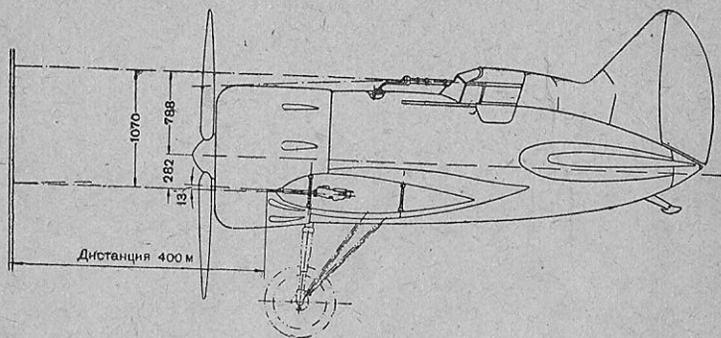


Рис. 32. Схема пристрелки пулеметов самолета.

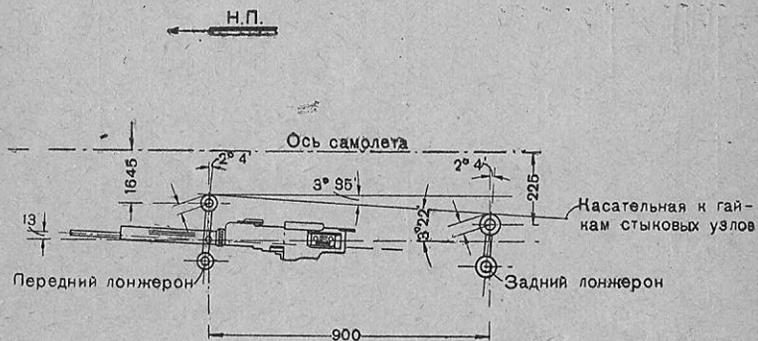


Рис. 33. Схема установки пулеметов на дистанцию 400 м с учетом траектории пули. Баллистические данные взяты по пулемету ПВ-1.

2. Расшплинтовать и ослабить корончатую гайку болта, проходящего через передние уши фермы переднего крепления пулеметов.
3. Опустить контргайку, сидящую на нарезке втулки горизонтальной регулировки. Этим самым расконтрим несущую муфту.
4. Ослабить стяжной болт расширенной части рукава, сидящей на приемнике у патронной коробки на нервюре № 1 центроплана.
5. Ослабить болты стяжного хомута, укрепленного на нервюре № 2 центроплана.
6. Снять заднюю с'емную часть пулемета, оставив только ствол с кожухом, сидящим в шкворнях заднего крепления.
7. Регулировка достигается вращением болта, сидящего в передних ушках фермы переднего крепления пулеметов. После регулировки всю установку закрепить и, если потребуется, проложить прокладку в местах стыковки рукава с приемной головкой так, чтобы переход из рукава в головку был без уступов, иначе лента будет цепляться за уступы, в результате чего произойдет задержка в стрельбе.

### Вертикальная регулировка

Для осуществления вертикальной регулировки необходимо произвести следующее.

1. Снять крышки верхнего, нижнего и переднего люков центроплана между нервюрами № 3 и 4.
2. Снять кольцо, контрящее ее зажимной болт.
3. Отпустить зажимной болт.
4. Отпустить контргайку, сидящую на вертикальном стволе шкворня переднего крепления пулемета.
5. Опустить болт, стягивающий щеки шкворня заднего крепления.

При регулировке патронные рукава испытывают весьма незначительную деформацию. В случае значи-

тельного отклонения в установке пулеметов, необходимо отпустить все болты крепления рукава и после снова закрепить.

## 7. Регулировка оси прицела «ОП-1»

Конструкция заднего кронштейна крепления «ОП-1» предусматривает регулировку оси прицела «ОП-1» на угол  $\pm 1^\circ$  в вертикальной и горизонтальной плоскостях. При горизонтальной регулировке следует:

1. Отпустить гайку стяжного болта.
2. Ослабить контргайку, сидящую на втулке горизонтальной регулировки.

Регулировка достигается вращением стяжного болта, связанного шпилькой со втулкой горизонтальной регулировки. После регулировки втулку снова законтрить, а болт же закрутить гайку стяжного болта.

При регулировке в вертикальной плоскости следует отпустить контргайки на вертикальном стебле заднего кронштейна с правой и левой нарезкой. Вращением вертикального стебля достигается регулировка в вертикальной плоскости. После регулировки стебель законтрить.

## 8. Съемка пулеметов

Для осуществления съемки пулеметов необходимо произвести следующее:

1. Снять крышки верхнего и переднего люков между нервюрами № 3 и 4 центроплана.
2. Снять кольцо, контрящее зажимной болт.
3. Вынуть механизм перезарядки, для чего:
  - а) оттянуть задвижку затильника назад доотказа и отвернуть ее на 3—4 оборота;
  - б) нажать пуговку механизма вперед (удерживая при этом сцепной карабин), повернуть механизм на  $90^\circ$ , оттянуть на 25—30 мм, повернуть механизм обратно на  $90^\circ$ , и он вытолкнется пружиной газового штока,

4. Раз'единить трос включения стрельбы, для чего:
  - а) сдвинуть назад втулку раз'емной муфты, преодолевая сопротивление пружины, и
  - б) разнять сухарики.

5. Оттянув назад доотказа замок ручки зарядания, поставить ручку в вертикальном положении и откинуть крышку звеньеотвода.

6. Отпустить зажимной болт в правой щеке заднего шкворня.

7. Разнять хомут переднего крепления близ газовой пробки, *обвернуть предварительно 2 болта.*

8. Подать пулемет вправо доотказа, затем назад и под наклоном вперед вынуть пулемет через верхний люк.

## 9. Съемка механизма перезарядки пулемета с самолета *муфта раз'ема.*

Для осуществления съемки механизма перезарядки пулемета с самолета необходимо произвести следующее:

1. Освободить подвижную муфту механизма раз'ема троса от возвратной пружины.
2. Сдвинуть подвижную муфту раз'ема по направлению к тендеру.
3. Вынуть трос с узлом из механизма раз'ема.
4. Протасить трос с узлом через обойму ориентирующего ролика в направлении к пулемету.

## 10. Съемка задней с'емной части пулемета

Для осуществления съемки задней с'емной части пулемета необходимо произвести следующее:

- а) снять крышку верхнего люка центроплана между нервюрами № 3 и 4;
- б) вынуть механизм перезарядки, для чего: сдвинуть защелку затильника назад доотказа и отвернуть ее на 3—4 оборота и т. д.;



Пулемет осматривается в разобранном виде. При этом необходимо убедиться, нет ли на наружных частях пулемета и в канале ствола, особенно в патроннике — ржавчины, ее следов, раковин, забоин, заусениц, царапин, треснувших и поломанных деталей. Если обнаружены треснувшие и поломанные детали, необходимо заменить запасными. Если на деталях замечены забоины, заусеницы, царапины и т. д., их следует зачистить и, наконец, замеченную ржавчину, следует удалить. После осмотра собрать пулемет проверить его работу. Особое внимание обратить на работу возвратной боевой пружины. При сборке пулемета прорезь с цифрой «2,5» на пробке газового цилиндра совместить с прорезью на кожухе ствола.

## 12. Заряжание пулемета в центроплане самолета

1. Установить пулемет в центроплане.
2. Поставить флажок подавателя вертикально вниз.
3. Поставить ручку перезаряжания в кабине пилота на предохранитель.
4. Оттянуть движок назад на ручку заряжания, поднять ручку заряжания вверх и перевести ее вправо до отказа.
5. Через лючок в рукаве или же через отбортованные отверстия, протолкнуть патронную ленту к зубчатке пулемета, вращая ручкой заряжания справа налево, ввести в зубчатку 8—9 патронов.
6. Поставить флажок подавателя в горизонтальное положение.
7. Повернуть ручкой заряжания зубчатку доотказа справа налево (вид сзади) и совместить обе части гильзоотвода.
8. Направить в звеньеотводное окно звенья, еще сидящие на кончиках патронов, закрыть крышку звенье-

отвода, прижав ее к кожуху зубчатки заряжания, Ручка заряжания опущена до горизонтального положения.

Для того чтобы разрядить пулемет, необходимо:

1. Снять заднюю с'емную часть, как указывалось выше.
2. После с'емки поставить флажок подавателя вертикально вниз.
3. Протолкнуть шток перезаряжания доотказа назад.
4. Нажать на большой прилив защелки на кожухе ручки заряжания правой рукой и вращать зубчатку до полного освобождения ее от патронов.

## 13. Задержки при стрельбе, причины и способы их устранения

При стрельбе из пулемета «ШКАС» могут быть следующие виды задержек:

- осечки,
- попадание патронов под зубчатку,
- обрыв звена,
- неполный отход подвижных частей назад (неотдача),
- неполное отражение гильзы.

При задержке пулемета в стрельбе, прежде всего следует обратить внимание на положение патронов в зубчатке, не попал ли патрон под зубчатку и не произошло ли обрыва или растяжения звена ленты. Покачивая рукой зубчатку и убедившись, что патроны свободно лежат в зубчатке, нужно обратить внимание на положение штока. Через газовые отверстия можно судить о положении подвижных частей пулемета. Если части находятся в переднем положении, то ясно, что произошла осечка. По отраженному патрону можно судить о причине осечки. Кроме этого, необходимо установить, когда произошла остановка подвижных частей — при движении штока назад или вперед. Для этого необхо-

димо снять крышку рычага подачи. При этом могут быть два положения.

1. Палец рычага подачи не взведен, остановка штока произошла при движении назад.

2. Палец рычага подачи взведен.

При этом могут быть два случая:

а) расстояние штока от торца коробки меньше 9 мм — остановка штока произошла при движении назад, имеется также неотдача;

б) расстояние штока от торца коробки больше 9 мм — остановка штока произошла при движении вперед; имеется утыкание гильзы в ствол, вследствие неполного отражения гильзы.

### *Причины и способы устранения задержек*

1. Осечки могут быть вследствие неудовлетворительного качества патронов, в этих случаях следует ручкой перезарядки из кабины перезарядить пулемет т. е. отвести в заднее крайнее положение подвижные части до посадки на шептало, подать ручку вперед и продолжать стрельбу. Осечка в результате поломки возвратной пружины или ослабления ее, требует обязательной смены пружины. Осечка вследствие поломки или износа бойка — сменить боек.

2. Попадание патрона под зубчатку может быть в результате растяжения звена ленты; перекоса ленты.

Проверить направление ленты из головки в пулемет, извлечь помятый патрон и продолжать стрельбу.

3. Обрыв звена ленты может быть при неудовлетворительном качестве звена. Нужно зарядить пулемет и продолжать стрельбу.

4. Не полный отход подвижных частей назад «неотдача» может быть в тех случаях, когда:

а) имеется излишне обильная смазка движущихся частей пулемета, главным образом поршня газового штока;

б) большая нагрузка на шток, вследствие большого извлекающего усилия патрона из звена.

В первом случае следует вынуть шток с затвором и протереть их. Во втором случае ручкой перезарядки из кабины взвести подвижные части до крайнего заднего положения; до посадки на шептало, и подать ее обратно в переднее положение, и продолжать стрельбу. Если не поможет, то нужно проверить извлекающее усилие из всех без исключения звеньев. Звенья, дающие извлекающее усилие свыше 10 кг, нужно расширить с помощью металлического штыря, имеющего форму патрона, так чтобы извлекающее усилие находилось в пределах от 6 до 10 кг.

5. Неполное отражение гильзы происходит в результате неполного отхода подвижных частей, т. е. отражатель ведет дульце за гильзоуловитель и при движении вперед подвижных частей пулемета производит утыкание гильзы в пенек ствола. В таких случаях следует снять заднюю с'емную часть пулемета и выбросить гильзу.

### **14. Уход за пулеметом**

В целях большей долговечности ствола, при автоматической стрельбе делать очереди не более 100 выстрелов. Вести стрельбу из пулемета, сделавшего более 1000 выстрелов, без чистки не разрешается. Следует пулемет разобрать и прочистить, после чего можно продолжать стрельбу. Без особой надобности не взводить и не спускать подвижных частей пулемета. Затыкание канала ствола пулемета не разрешается. При хранении пулемета необходимо выключить:

1. Пружину подавателя, для чего флажок подавателя поставить в горизонтальное положение.

2. Возвратно-боевую пружину, для чего отвести подвижные части в переднее положение.

### **15. Смазка**

По окончании стрельбы с воздуха, в тире или на стрельбище следует немедленно протереть канал ствола тряпкой или паклей, густо пропитанной смазкой с

тем, чтобы дать возможность отойти порохом осадкам и облегчить дальнейшую чистку пулемета. При первой же возможности приступить к чистке и смазке всего пулемета.

### 16. Инструмент по уходу за пулеметами

Заводом к выпускаемым самолетам прикладывается на 10 машин один комплект инструмента (рис. 34), содержащий: двухсторонний ключ 1 для вертикальной

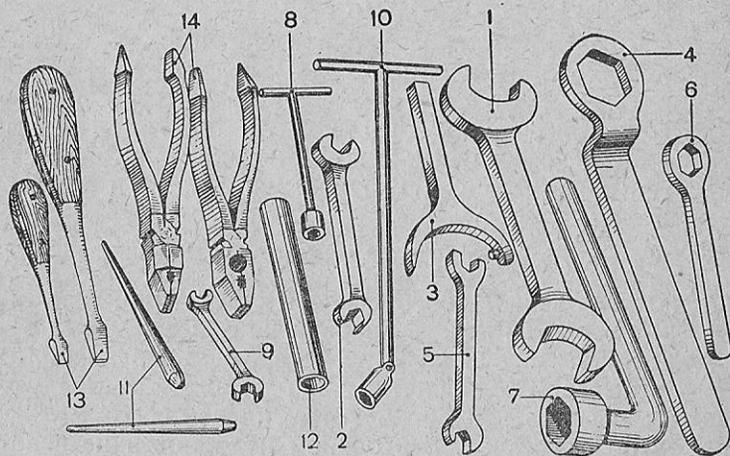


Рис. 34. Инструмент вооружения.

регулировки и подтяжки зажимного конуса на оси головки; ключ гаечный 2; ключ 3 для соединительной муфты; глухой ключ 4 для гайки крепления пулемета; ключ 5 для горизонтальной регулировки, двухсторонний, и регулировки оси прицела, глухой ключ 6; торцовый ключ 7 для затяжки шкворня; торцовый ключ 7-мм 8; двухсторонний ключ 5×7 мм 9; торцовый шарнирный ключ 9-мм 10; две медные конусные выколотки 11; стальная трубка 12 для правки оси головки; две отвертки 13; двое плоскогубцев 14 и сумка для инструмента, в которую от утилитарная.

### 17. Дополнительные указания

1. С конца 1936 г. выпускаемые с завода 21 самолеты И-16 с М-25 снабжаются колесами 700 × 150 мм.

2. На последних сериях самолета И-16 с М-25 в связи с введением ряда конструктивных изменений и с увеличением полезной нагрузки получены следующие весовые и центровочные данные:

- 1) Полетный вес самолета — 1552 кг.
- 2) Полная нагрузка — 420 кг.
- 3) Вес конструкции — 1132 кг.
- 4) Ц. т. самолета при  $Q = 1237$  кг — 27,3%.
- 5) Ц. т. самолета при  $Q = 1552$  кг — 32,1%.

3. В некоторых сериях самолета И-16 с М-25 система проводки управления крышкой прицела изменена. Введены переходные ролики вместо медного пистона.

4. В связи с введением в пулемет стопорного кольца зубчатки для зарядки пулемета зарядание пулемета в центроплане самолетов, выпускаемых в серии с указанными выше изменениями в пулемете, производить следующим порядком:

- 1) поставить ручку перезарядания на средний стопор сектора;
- 2) нажать на гашетку, снимая этим самым подвижные части пулемета с шептала, и произвести зарядку пулемета.

После зарядки ручку перезарядания перевести в крайнее заднее положение и перед переходом на стрельбу энергично подать ручку в переднее крайнее положение.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

| Глава первая. Общие данные самолета                                 |    | Стр. |
|---|----|------|
| 1. Краткая характеристика самолета . . . . .                        | 3  |      |
| 2. Размерные данные . . . . .                                       | 7  |      |
| 3. Весовые данные . . . . .   | 7  |      |
| 4. Перечень полной нагрузки самолета . . . . .                      | 10 |      |
| 5. Данные винта . . . . .   | 10 |      |
| Глава вторая. Летные свойства самолета                              |    |      |
| 1. Руление . . . . .  | 11 |      |
| 2. Взлет . . . . .  | 14 |      |
| 3. Набор высоты . . . . .   | 15 |      |
| 4. Горизонтальный полет . . . . .                                   | 15 |      |
| 5. Планирование . . . . .   | 16 |      |
| 6. Посадка . . . . .  | 16 |      |
| 7. Виражи глубокие . . . . .  | 19 |      |
| 8. Одианный переворот . . . . .                                     | 20 |      |
| 9. Двойной переворот (бочка) . . . . .                              | 21 |      |
| 10. Петля . . . . .   | 21 |      |
| 11. Иммельман . . . . .   | 22 |      |
| 12. Пикирование . . . . .   | 22 |      |
| 13. Парашютирование . . . . .                                       | 23 |      |
| 14. Скольжение . . . . .  | 23 |      |
| 15. Производство штопора . . . . .                                  | 24 |      |
| 16. Ошибки пилотирования, влекущие за собой срыв в штопор . . . . . | 24 |      |
| 17. Управление механизмом подъема и опускания шасси . . . . .       | 26 |      |
| 18. Устранение неисправной работы шасси в полете . . . . .          | 30 |      |
| 19. Определение дальности самолета и расход горючего . . . . .      | 36 |      |

## Глава третья. Стрелковое вооружение

Стр.

|  |    |
|--|----|
| 1. Крепление пулеметов . . . . .                                     | 40 |
| 2. Система питания пулеметов . . . . .                               | 44 |
| 3. Система перезаряжания . . . . .                                   | 54 |
| 4. Управление огнем . . . . .  | 57 |
| 5. Установка прицела „ОП-1“ . . . . .                                | 59 |
| 6. Регулировка пулеметов . . . . .                                   | 61 |
| 7. Регулировка оси прицела „ОП-1“ . . . . .                          | 64 |
| 8. Съемка пулеметов . . . . .  | 64 |
| 9. Съемка механизма перезаряжания пулемета с самолета . . . . .      | 65 |
| 10. Съемка задней съемной части пулемета . . . . .                   | 65 |
| 11. Подготовка к стрельбе . . . . .                                  | 66 |
| 12. Заряжание пулемета в центроплане самолета . . . . .              | 68 |
| 13. Задержки при стрельбе, причины и способы их устранения . . . . . | 69 |
| 14. Уход за пулеметом . . . . .                                      | 71 |
| 15. Смазка . . . . .   | 71 |
| 16. Инструмент по уходу за пулеметами . . . . .                      | 72 |
| 17. Дополнительные указания . . . . .                                | 73 |

*В новом отпуске.*

*Справочник шасси. Шехангошев.*

---

*Правила загрузки и разгрузки и хранения  
материалов (по турне)*

*О тарировании для выпр. работы  
форм режущ. и шлифовальн. и калиб.*

*Получение записки*