50X1-HUM

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY



S-E-C-R-E-T

50X1-HUM

| | | | |
|---|---|---|---|
| COUNTRY | USSR | REPORT | |
| SUBJECT | Performance and Maintenance Documentation from Soviet TU-104B Aircraft | DATE DISTR. | 8 JUL 1959 |
| | | NO. PAGES | 1 |

50X1-HUM

DATE OF INFO.

PLACE & DATE ACQ.

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE.

documents pertaining to the operation and maintenance of the TU-104B aircraft

50X1-HUM

Also included is documentation on the aircraft engine, type RD-3M.

50X1-HUM

Distribution of Attachment:

AIR: Loan

50X1-HUM

S-E-C-R-E-T
NOFORN/CONTINUED CONTROL

| STATE | x | ARMY | x | NAVY | x | AIR | # | x | FBI | | AEC | | ORR/Ev | x | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|

(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution, by "#".)

50X1-HUM

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

50X1-HUM

50X1-HUM

Page Denied

Next 3 Page(s) In Document Denied

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

очереди огнетушителей, выключатель на щитке «Сигнализация пожара» поставить в положение «Выключено» и затем снова на «Включено».

При этом сигнальная лампа-кнопка должна погаснуть.

Примечания. 1. Выключатель системы ставить в положение «Выключено» необходимо не ранее чем через 20 сек. после срабатывания огнетушителей для того, чтобы дать возможность давлению в системе сравняться с атмосферным. При наличии в системе давления электромагнитные краны не откроются.

2. Прекращение пожара в отсеке определяется визуально и подтверждается потуханием сигнальной лампы-кнопки, при установке выключателя в положение «Выключено» и затем «Включено».

4. Если первая очередь огнетушителей использована и система приведена в исходное положение, то в случае вторичного пожара на самолете, система автоматически не срабатывает. В этом случае при загорании красной лампы-кнопки на щитке «Сигнализация пожара» необходимо нажать «Кнопку открытия огнетушителей второй очереди».

При визуальном обнаружении вторичного пожара (сигнальная лампа не горит) необходимо для включения пожарной системы нажать на лампу-кнопку загоревшегося двигателя и затем на кнопку включения второй очереди огнетушителей.

5. Если пожар возник внутри кабин самолета, то члены экипажа должны потушить его при помощи ручных углекислотных огнетушителей, установленных по одному в кабине пилотов, в буфете и в заднем гардеробе.

Настоящее письмо изучить со всем командным, летным и инженерно-техническим составом, эксплуатирующим самолеты Ту-104, и вклеить в ранее разосланное Руководство по летной эксплуатации самолета Ту-104 (приказ ГУГВФ № 316—1957 г.).

**И. о. заместителя начальника ГУГВФ**
**СЕМЕНКОВ.**

Тип РИО ГУГВФ Зак 1857 37

ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО ФЛОТА
ПРИ СОВЕТЕ МИНИСТРОВ СССР

№ 107/ц
20.10.58.

## НАЧАЛЬНИКАМ (КОМАНДИРАМ) ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ ГВФ

В связи с окончанием испытаний противопожарной системы силовой установки самолета Ту-104 на натурном огневом стенде в «Руководство по летной эксплуатации Ту-104» ввести раздел «Пожар на самолете», который изложить в следующей редакции:

## IX. ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ

1. В случае возникновения пожара в отсеке силовой установки выпуск огнегасящего состава из огнетушителей 1-й очереди к очагу пожара происходит автоматически, от сигнала термоизвещателя. Одновременно загорается красная сигнальная лампа-кнопка на щитке «Сигнализация пожара».

При возникновении пожара в силовой установке летчик обязан резким движением перевести рычаг управления загоревшегося двигателя в положение «Стоп» и держать прижатым в этом положении: закрыть пожарный кран.

Скорость самолета должна быть не менее 130 *км/час* по прибору. Установить номинальный режим работающему двигателю ($n$ = 4425 об/мин) и продолжать одномоторный полет в соответствии с указаниями, изложенными в Руководстве по летной эксплуатации самолета Ту-104.

Примечание. Перевод рычага управления двигателем в положение «Стоп» резким движением обязателен, так как при плавном переводе рычага на «Стоп» откроется лента перепуска и воздух, выходящий из компрессора, усиливает пожар.

Если пожар не потушен первой очередью огнетушителей, необходимо нажать «Кнопку открытия огнетушителей второй очереди».

2. В случае, когда пожар в отсеке силовой установки обнаружен визуально, а красная сигнальная лампа-кнопка не горит, пожарную систему необходимо включить вручную, для чего выключить (как описано выше) двигатель, закрыть пожарный кран и нажать на лампу-кнопку загоревшегося двигателя.

Это действие будет равносильно срабатыванию термоизвещателя.

3. В случае ликвидации пожара огнетушителями первой очереди система должна быть приведена в исходное положение. Для этого надо не ранее чем через 20 сек. после срабатывания первой

50X1-HUM

Page Denied

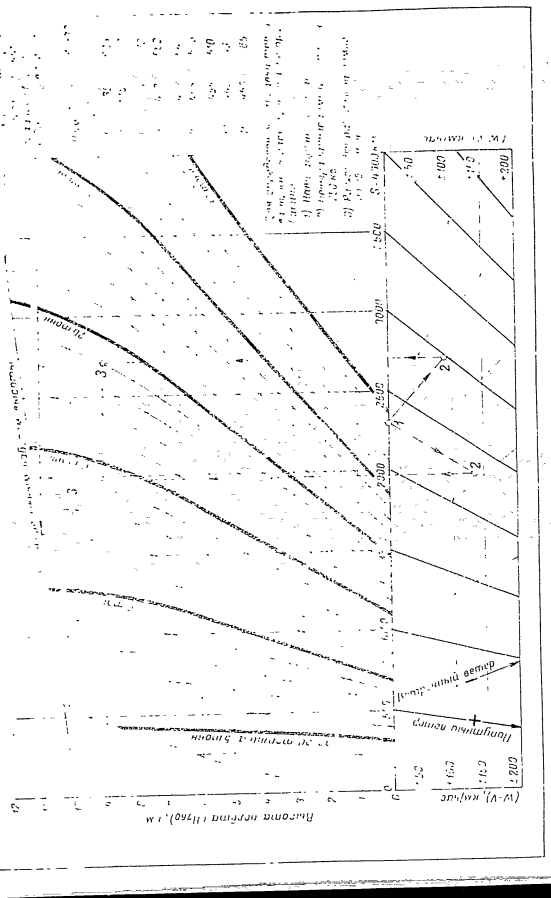
Next 239 Page(s) In Document Denied

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

50X1-HUM

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

## Общий расход топлива в полете



## ТАБЛИЦА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ W — V

для самолетов с крейсерскими воздушными скоростями 700—900 км/час

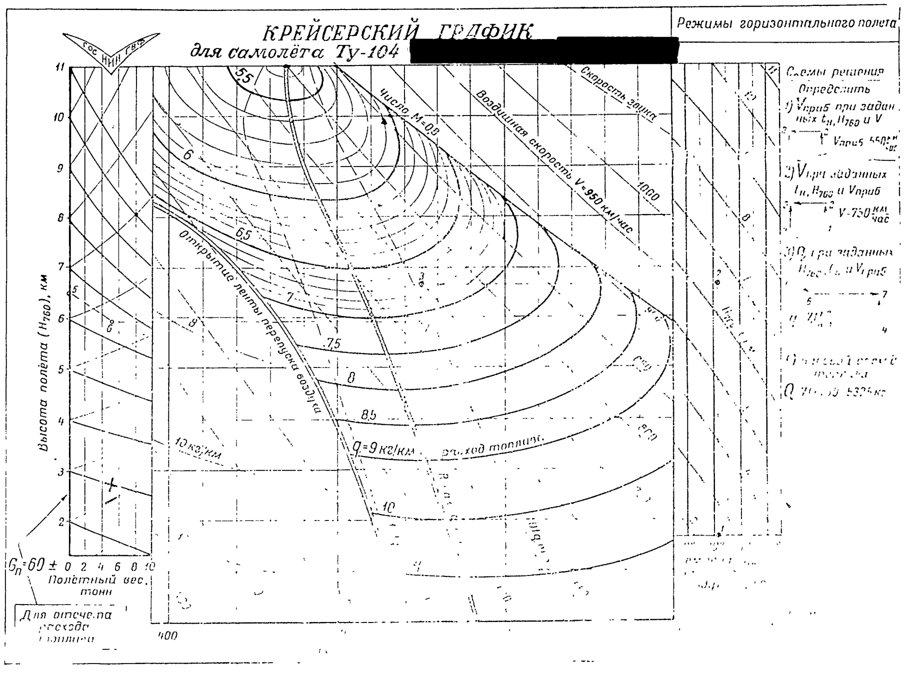
| [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 0 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| 10 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| 20 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | 104 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | 11 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | [illegible] | 2 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | 12 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| [illegible] | [illegible] | 10 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | 15 | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| 65 | 295 | 9 | 16 | 23 | 30 | 37 | 43 | 48 | [illegible] | [illegible] | [illegible] |
| 70 | 290 | 7 | 12 | 18 | 21 | 28 | 32 | 36 | 40 | 45 | [illegible] |
| 75 | 285 | 5 | 9 | 13 | 17 | 20 | 22 | 24 | 27 | 28 | 28 |
| 80 | 280 | 4 | 6 | 8 | 10 | 11 | 12 | 12 | 13 | 11 | [illegible] |
| 85 | 275 | 2 | 2 | [illegible] | [illegible] | 2 | 1 | 0 | 1 | 1 | [illegible] |
| 90 | 270 | 0 | 1 | 3 | 4 | 6 | 8 | 11 | 15 | 20 | 26 |
| 95 | 265 | 2 | 5 | 7 | 11 | 15 | 19 | 21 | 29 | 36 | 43 |
| 100 | 260 | 4 | 8 | 12 | 18 | 21 | 30 | 36 | 45 | 54 | 64 |
| 105 | 255 | 5 | 12 | 18 | 21 | 32 | 39 | 48 | 57 | 67 | [illegible] |
| 110 | 250 | 7 | 15 | 23 | 31 | 40 | 49 | 59 | 69 | 80 | 92 |
| 115 | 245 | 9 | 18 | 27 | 37 | 48 | 58 | 70 | 82 | 94 | 107 |
| 120 | 240 | 10 | 21 | 32 | 43 | 55 | 67 | 80 | 93 | [illegible] | [illegible] |
| 125 | 235 | 12 | 24 | 36 | 48 | 62 | 75 | 89 | 104 | 117 | 132 |
| 130 | 230 | 13 | 26 | 40 | 54 | 69 | 83 | 98 | 113 | 127 | [illegible] |
| 135 | 225 | 14 | 28 | 44 | 59 | 75 | 90 | 106 | 122 | 137 | [illegible] |
| 140 | 220 | 15 | 31 | 47 | 63 | 80 | 96 | 112 | 129 | 146 | 164 |
| 145 | 215 | 16 | 32 | 49 | 67 | 85 | 101 | 118 | 136 | 153 | 172 |
| 150 | 210 | 17 | 34 | 52 | 70 | 89 | 106 | 124 | 142 | 160 | 180 |
| 155 | 205 | 18 | 36 | 54 | 73 | 92 | 110 | 128 | 147 | 166 | 186 |
| 160 | 200 | 19 | 37 | 56 | 75 | 95 | 114 | 133 | 152 | 171 | 192 |
| 165 | 195 | 19 | 39 | 58 | 78 | 97 | 117 | 136 | 155 | 175 | 195 |
| 170 | 190 | 20 | 40 | 59 | 79 | 99 | 119 | 138 | 158 | 178 | 198 |
| 175 | 185 | 20 | 40 | 60 | 80 | 100 | 120 | 140 | 160 | 180 | 200 |
| 180 | 180 | 20 | 40 | 60 | 80 | 100 | 120 | 140 | 160 | 180 | 200 |

## КРЕЙСЕРСКИЕ РЕЖИМЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

[illegible]

1. Все данные указаны для полетов при стандартной температуре.
2. Повышение температуры на 5° против стандартной [illegible] на 40 об/мин [illegible] расхода топлива на 1% при той же скорости по прибору.

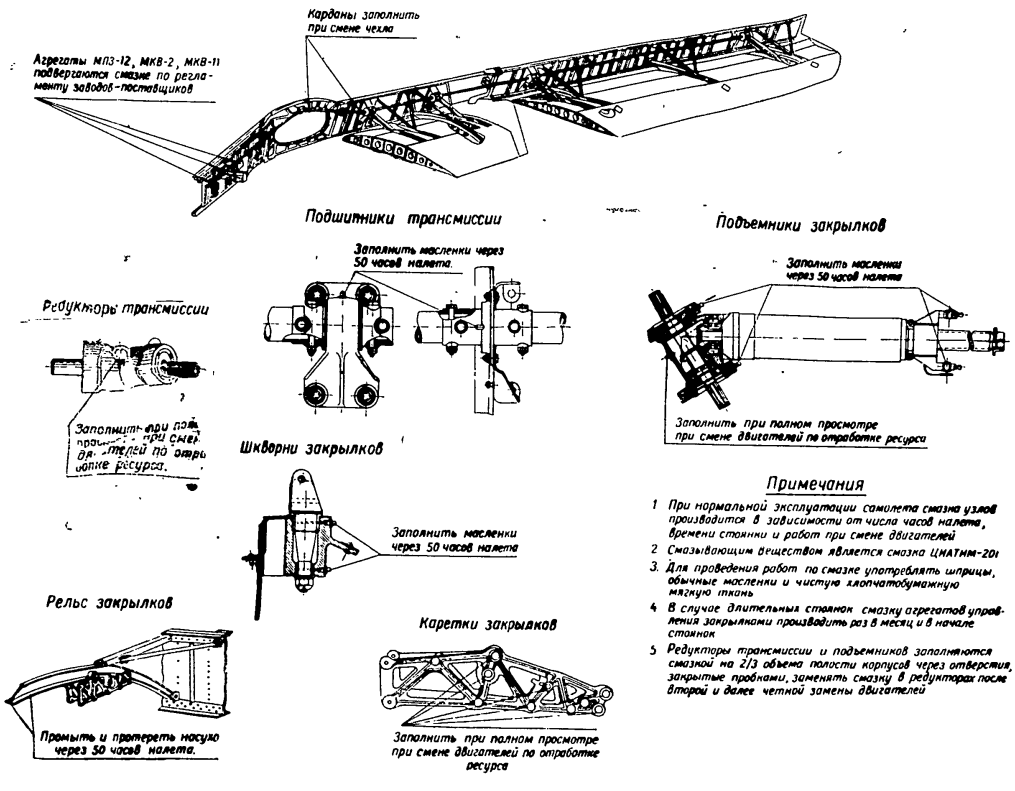
Автор: В. Плаксон Май 1957 г. Приложение к руководству по летной эксплуатации самолета Ту-104 [illegible]



# КРЕЙСЕРСКИЙ ГРАФИК
## для самолёта Ту-104 [redacted]

Режимы горизонтального полета

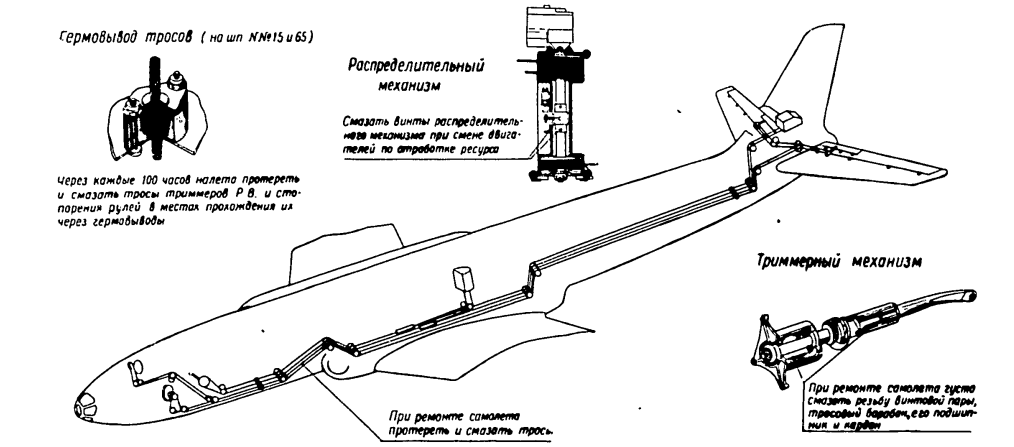
# КАРТА СМАЗКИ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ



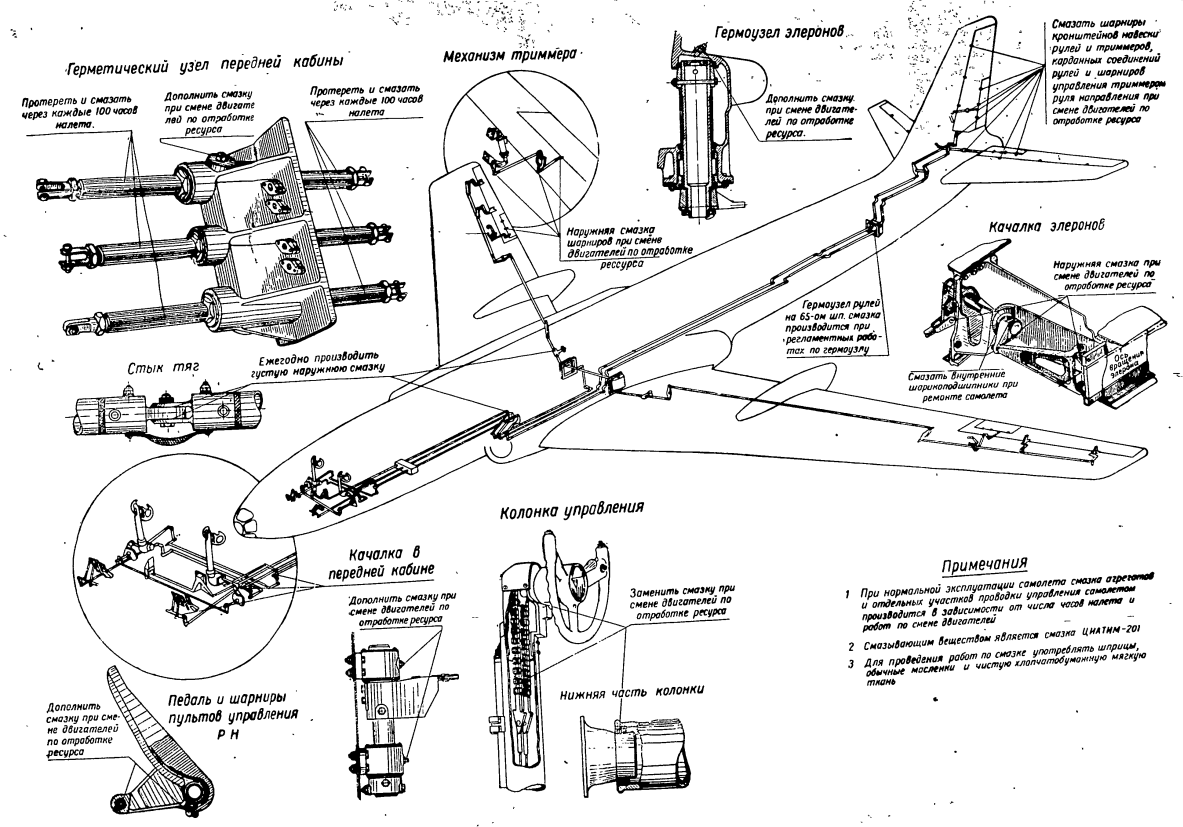

## Примечания

1. При нормальной эксплуатации самолета смазка узлов производится в зависимости от числа часов налета, времени стоянки и работ при смене двигателей
2. Смазывающим веществом является смазка ЦИАТИМ-201
3. Для проведения работ по смазке употреблять шприцы, обычные масленки и чистую хлопчатобумажную мягкую ткань
4. В случае длительных стоянок смазку агрегатов управления закрылками производить раз в месяц и в начале стоянок
5. Редукторы трансмиссии и подъемников заполняются смазкой на 2/3 объема полости корпусов через отверстия, закрытые пробками, заменять смазку в редукторах после второй и далее четной замены двигателей

# КАРТА СМАЗКИ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРАМИ И СТОПОРАМИ РУЛЕЙ САМОЛЕТА ТУ-104[3]



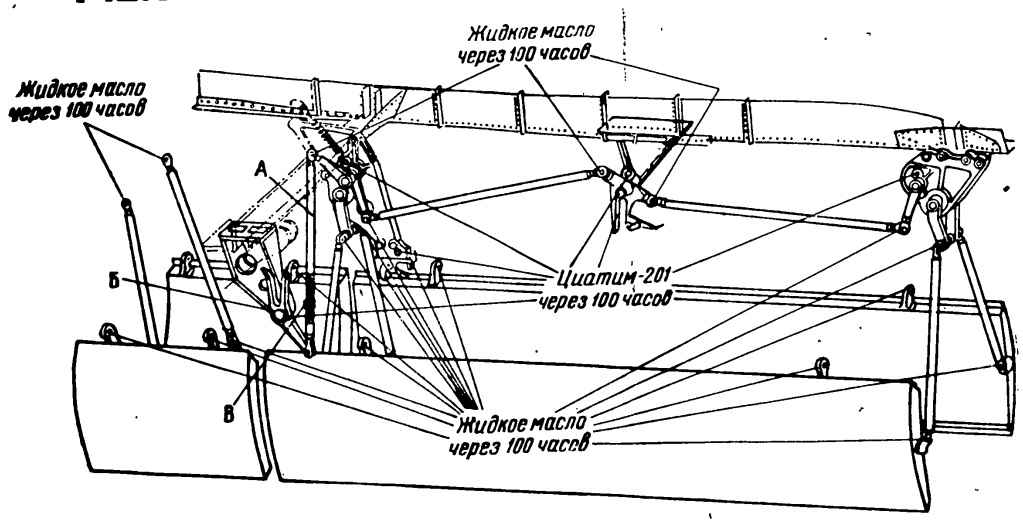
# КАРТА СМАЗКИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ТУ-104



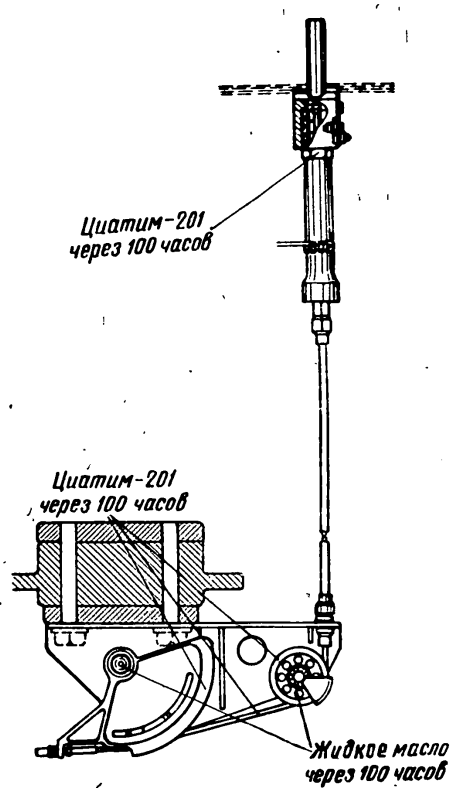

## Примечания

1. При нормальной эксплуатации самолета смазка агрегатов и отдельных участков проводки управления самолетом производится в зависимости от числа часов налета и работ по смене двигателей
2. Смазывающим веществом является смазка ЦИАТИМ-201
3. Для проведения работ по смазке употреблять шприцы, обычные масленки и чистую хлопчатобумажную мягкую ткань

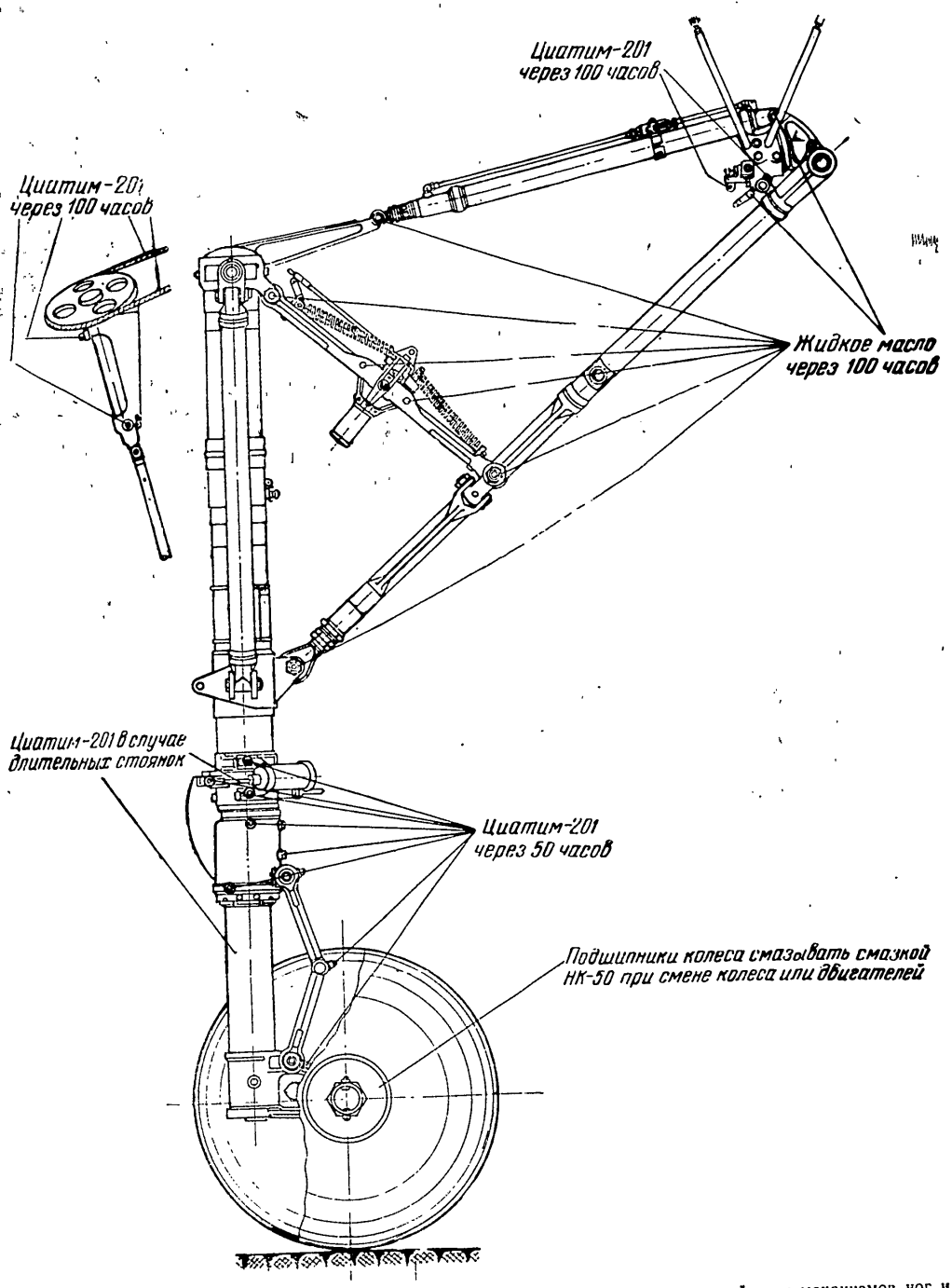
# МЕХАНИЗМ СТВОРОК ГЛАВНОЙ НОГИ




# МЕХАНИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ВЫПУСКА ГЛАВНОЙ НОГИ



# ПЕРЕДНЯЯ НОГА ШАССИ




Примечания: 1. При нормальной эксплуатации самолета смазка устройств и механизмов ног и хвостовой опоры шасси производится в зависимости от числа часов налета, времени стоянки и работ по смене двигателей.

2 Смазывающими веществами являются консистентные смазки ЦИАТИМ-201 и НК-50 и жидкое масло, будь то: веретенное АУ ГОСТ 1642—50 или трансформаторное ГОСТ 982—56.

3. Для проведения работ по смазке употреблять: шприцы, обычные масленки и чистую хлопчатобумажную мягкую ткань

4. Оставшуюся или выступившую смазку и образовавшиеся подтеки масла удалять.

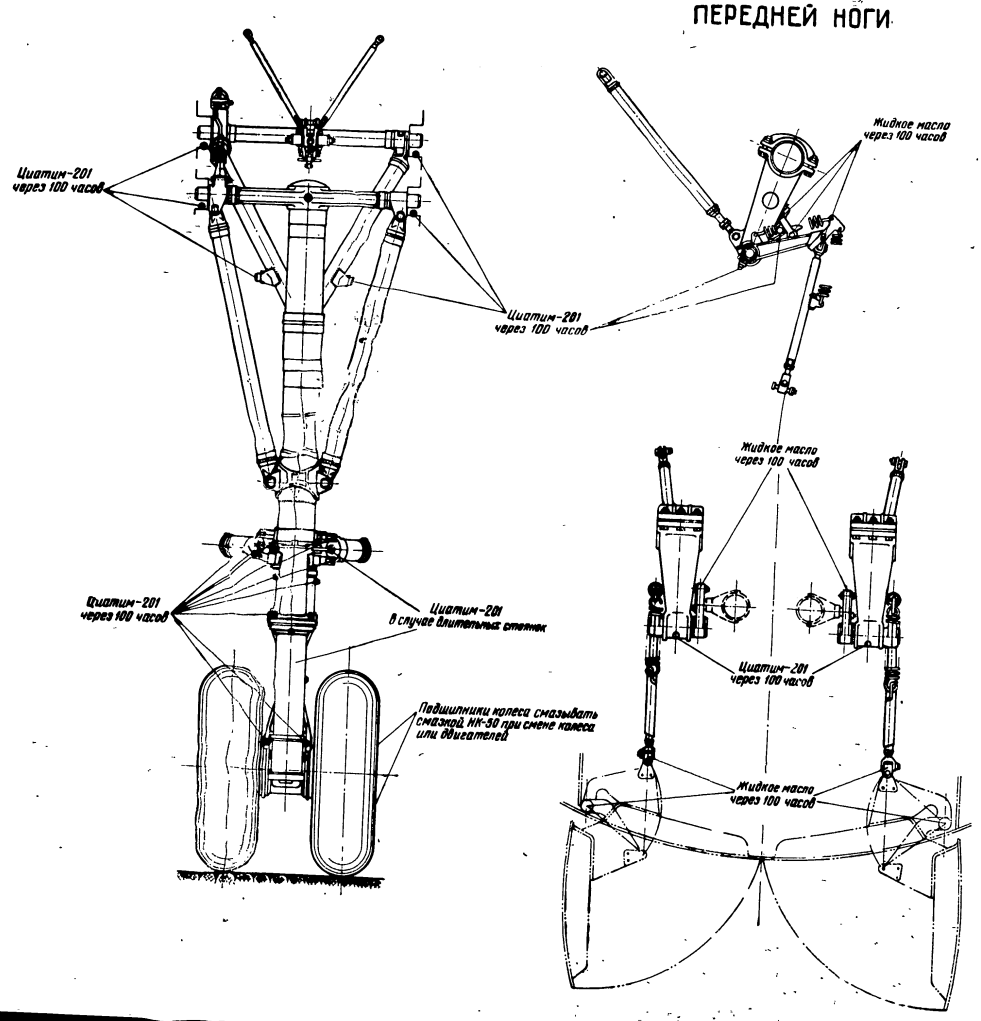
5. В случаях длительных стоянок все устройства и механизмы ног и хвостовой опоры, за исключением подшипников колес, смазывать соответствующими смазками раз в месяц. При этом зеркала штоков амортизаторов и гидравлических цилиндров смазывать смазкой ЦИАТИМ-201 при начале стоянки, а далее с промежутками в один месяц. Перед первым вылетом, после длительной стоянки, смазку с поверхности зеркал штоков удалять

6. Передний и задний редукторы заполнять смазкой ЦИАТИМ-201, проверяя наличие и добавляя ее через отверстия, закрытые пробками, при каждой смене двигателей.

7. Для смазки узлов механизмов задних створок нужно створки открыть посредством приводной раздвижной тяги «А», для чего: раскоитрить шестигранник стяжного болта «В», вращать его по часовой стрелке до полного открытия створок.

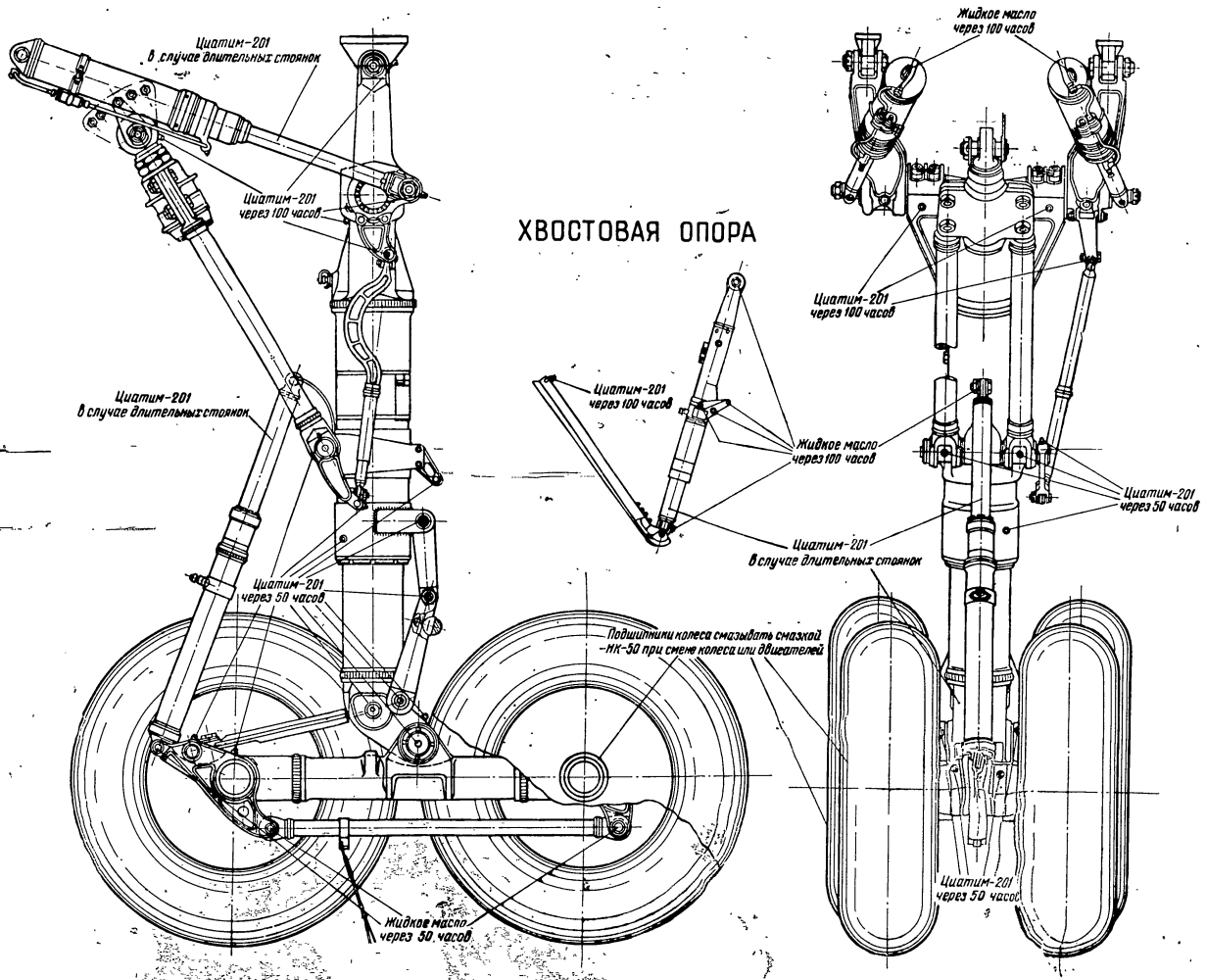
8 После смазки створки закрыть, для чего: стяжной болт «В» вращать против часовой стрелки до упора его шестигранника в торцы обеих половинок тяги «А». По закрытии створок стяжной болт законтрить, вложив контровку в прорезь его шестигранника.

# МЕХАНИЗМ СТВОРОК ПЕРЕДНЕЙ НОГИ



# КАРТЫ СМАЗКИ ШАССИ

## ГЛАВНАЯ НОГА ШАССИ




ХВОСТОВАЯ ОПОРА

Редактор **А. М. Федорова.** Техн. редактор **А. В. Крылов**

Корректор **Т. А. Маркова**

Г-42378 Подписано к печати 22.10.58

Форм. бум. 60 × 92 1/32. Печ. л. 3,125 + 3 вклейки. Зак. РИО 19

Продаже не подлежит

Тип. РИО ГУГВФ. Зак. 2287

5. Турбостартер перед установкой обтекателя.

6. Соответствие положения рычагов на пульте управления и р чагов на агрегате ПН-15-28 при регулировке.

7. Чистота канала воздухозаборника и отсутствие посторонне предметов перед установкой крышки люка.

Хранение двигателей при стоянке самолета

1. После каждых 7—10 дней стоянки самолета запустить и про реть двигатели на режиме 0,8 номинального в течение 4—5 мину

2. При стоянке самолета более 30 дней необходимо произвес полную консервацию двигателей, согласно инструкции по консерв ции, прикладываемой к двигателю.

Примечание. При стоянке самолета до 30 дней запуск и прогрев д гателей можно не производить, если на двигателях произведена внутренняя к сервация.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ть натяжение тросов управления двигателями при по
тра (см. таблицу натяжения тросов стр. 66) и сма
я тяг смазкой ЦИАТИМ-201.

ные двигатели подвесить на самолет, произвести
роль правильности установки, расконсервировать
запуску.

Предупреждение. Запрещается присоединять трубопровод системы наддува к фланцам отбора воздуха от компрессоров двигателей до полной расконсервации двигателей и обработки их на земле (на номинальном и максимальном режимах). При присоединении трубопровода наддува к фланцам отбора воздуха следует обращать внимание на чистоту фланца, и при наличии на них копоти и масла последние удалить.

8. Отрегулировать систему управления двигателями.

После регулировки и проверки рычаги на пультах установить в положение «Стоп».

9. Заправить самолет топливом и маслом.

10. Сверить показания топливомеров с действительным количеством топлива в баках.

11. Опробовать двигатели открытыми капотами. При работающих двигателях осмотреть монтаж агрегатов и трубопроводов и убедиться в отсутствии течи топлива и масла.



12. После первого запуска вновь установленных двигателей и после облета самолета:

— осмотреть монтаж двигателей, агрегатов и трубопроводов, убедиться в отсутствии течи топлива и масла, а также травления воздуха в воздушных магистралях высокого давления;

— проверить и промыть топливные и масляные фильтры на входе в двигатель;

— проверить и промыть топливные фильтры насосов ПН-28-15 и топливные фильтры тонкой очистки турбостартеров;

— проверить положение двигателей на самолете по равномерности кольцевой щели, образуемой соплом двигателя и кольцевым отекателем. Допустимая величина неравномерности щели $\pm 8$ *мм*.

## Перечень обязательных предъявлений ОТК

### Силовые установки

1. Фильтры на двигателе и турбостартере после съемки, перед установкой и установка на место.
2. Жиклер стравливания воздуха из автомата приемистости ПН-15-28 после съемки, перед установкой и установка на место.
3. Герметичность пожарных кранов.
4. Регулировка длины новых подкосов.

пускового коллектора, и убедиться в отсутствии на них трещин повреждений.

5. Промыть бензином и продуть воздухом магистраль подвод воздуха к автомату приемистости агрегата ПН-15 (трубку подвод воздуха в фильтр). Осмотреть фильтр на отсутствие повреждени и смочить его маслом МК-8.

6. Прочистить и промыть бензином жиклер стравливания возд ха из автомата приемистости агр. ПН-15.

## 3. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ПРИ СМЕНЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ОТРАБОТКЕ РЕСУРСА

### Дополнительно к обслуживанию через каждые 100 часов налета

1. В системе аварийного слива топлива проверить:

— герметичность коммуникаций воздушной системы;

— герметичность пневмоголовок клапанов по отсутствию течи топлива из штуцера при отсоединенной от него трубы подвода сжатого воздуха;

— отсутствие течи топлива из клапанов аварийного слива;



— работу кранов и клапанов аварийного слива, для чего произвести контрольный аварийный слив топлива в течение 2—3 секунд в заранее поставленную под сливные точки тару.

2. Проверить герметичность пожарных кранов, для чего отвернуть пробку на насосе ПН-28-15 при закрытом пожарном кране, включить подкачивающий насос и убедиться в отсутствии постоянной течи топлива из отверстия.

3. Слить масло и топливо из масляной и топливных систем самолета.

4. Снять отработавшие ресурс двигатели с самолета, предварительно произведя им внутреннюю консервацию. Укомплектовать двигатели, поставить все недостающие заглушки и отвезти на место, где двигатели будут законсервированы и упакованы в ящик для транспортировки по назначению.

5. При снятых двигателях произвести дефектацию: всасывающих каналов гондол двигателей, их обшивки, каркасов и капотов, стекателей газов; узлов и подкосов подвески двигателей; выхлопных труб турбостартеров; агрегатов и трубопроводов топливных и масляных систем, а также трубопроводов систем: воздушной, охлаждения генераторов, обдува гондол, противообледенительных систем в гондолах и системы управления двигателями. Заменить дюритовые шланги топливной системы в гондолах двигателей.

— положения рычагов «Стоп», «Максимальные обороты», «Чрезвычайный режим» и «Малый газ» на пультах управления двигателями соответствуют тем же положениям рычагов на агрегатах ПН-28-15.

При установке рычагов на агрегатах ПН-28-15 на упор рычаги управления на пультах не должны доходить до кромки в прорезе на 6—7 *мм*.

После проверки рычаги на пультах установить в положение «Стоп».

3. Снять обтекатель и произвести наружный осмотр турбостартера. Перед осмотром вставить подушки, полностью закрыв воздушный канал на входе в компрессор.

При осмотре турбостартера проверить:

— нет ли подтекания в топливных и масляных коммуникациях;

— нет ли механических повреждений узлов и деталей;

— надежна ли контровка крепления агрегатов, узлов и коммуникаций.

4. Снять, промыть и установить топливный фильтр тонкой очистки турбостартера.

5. Поставить обтекатель на турбостартер, и, убедившись в отсутствии посторонних предметов в воздушном канале, вынуть подушки.



6. Снять самолетные топливные фильтры, осмотреть, промыть бензином, продуть сжатым воздухом и установить на место.

7. Проверить работу откачивающих насосов ЭНЦ-19 дренажной топливной системы.

## 2. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ЧЕРЕЗ КАЖДЫЕ 100 ЧАСОВ НАЛЕТА

### Дополнительно к техническому обслуживанию через каждые 50 часов налета

1. Заменить масло в маслосистеме двигателя.

2. Осмотреть и промыть фильтры подвода масла в гидромуфты. При их загрязнении снять для промывки фильтры, стоящие в магистралях смазки турбостартеров.

3. Проверить герметичность пожарных кранов, для чего отвернуть пробку на насосе ПН-28-15 при закрытом пожарном кране, включить подкачивающий насос и убедиться в отсутствии постоянной течи топлива через отвернутую пробку. Открыть пожарный кран и пролить топливную систему, после чего кран закрыть.

4. Осмотреть трубки, подводящие топливо к воспламенителям

— открыть вторые и третьи нижние и третьи верхние крышки к
потов двигателей;

— при температуре наружного воздуха ниже 0°С проверить вру
ную легкость вращения роторов;

— проверить, открыты ли ленты перепуска воздуха из компре
соров.

При опробовании двигателей:

— осмотреть агрегаты, трубопроводы, их крепления и дюритовы
соединения в мотогондолах — нет ли течи и наружных повреждени

— прослушать работу двигателей и убедиться в отсутствии тр
ски, помпажа и посторонних шумов.

При остановке двигателей:

— убедиться в отсутствии факеления, дымления из реактивны
сопел и течи из дренажных трубок подкачивающих насосов топли
ной системы и агрегатов гидросистемы.

После выключения двигателей:

— закрыть крышки капотов и проверить, надежно ли закры
все остальные крышки люков гондолы и капотов двигателей;

— закрыть заглушками воздухозаборники.



# VI. ПЕРИОДИЧЕСКИЕ РЕГЛАМЕНТНЫЕ ОБСЛУЖИВАНИЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

## 1. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ЧЕРЕЗ КАЖДЫЕ 50 ЧАСОВ НАЛЕТА

### Дополнительно к послеполетному обслуживанию

1. Снять масляный фильтр двигателя. Осмотреть, промыть чи-
ым бензином и продуть сжатым воздухом элементы фильтрующе-
пакета.Убедиться в отсутствии повреждений и установить фильтр
место. При малом загрязнении масляного фильтра допускается
омывка фильтрующего пакета без разборки.

2. Осмотреть системы управления двигателями (рычаги, тяги,
осы и детали крепления), выяснить, нет ли люфтов в сочленениях,
тертости на тягах и тросах, не повреждены ли герметические вводы
не нарушена ли контровка деталей.

Смазать соединения тяг смазкой ЦИАТИМ-201.

Убедиться, что:

— ход рычагов управления двигателями на левом и правом пуль-
х обеспечен от упора «Стоп» до упора «Максимальные обороты»
«Чрезвычайный режим», а перемещение их легкое, плавное (без
едания и рывков) и синхронное;

меры сгорания, кожуха реактивного сопла, подкачивающего топливного насоса, турбостартера и отвода масла из коробки приводов.

11. Проверить равномерность зазора между фланцем двигателя нажимным кольцом в месте стыка воздушного канала самолета входным каналом двигателя.

12. Осмотреть масляный бак, бачок пускового топлива, заливные горловины, крепление их, нет ли повреждений на них, а также течи масла и топлива, целы ли прокладки, надежно ли крепление крышек.

13. Проверить уровень масла в маслобаке (до заправки) и расходование его в полете.

14. Осмотреть агрегаты, шланги и трубопроводы топливной, масляной, гидравлической и воздушной систем, патрубки отбора воздуха из компрессора, расположенные в гондоле двигателя, нет ли течи топлива, масла и травления воздуха, а также повреждений (вспучивания, трещин, потертостей и разрывов) на шлангах и трубопроводах (трещин, потертостей и вмятин) на трубопроводах, проверить состояние и затяжку хомутов топливных и масляных трубопроводов.

Разрешается использовать в течение гарантийного срока случаи шланги «РВДМ» и «ШГМ», имеющие мелкие трещины на всю глубину покровного слоя резины.



В случае запотевания шлангов высокого давления или наличия на них других признаков повреждений проверить их годность к эксплуатации под давлением при работающем двигателе.

Течь в соединениях с уплотнительными кольцами устранять только заменой колец.

Проверить, затянуты ли соединения трубопроводов распределительного клапана и автомата приемистости насоса ПН-15.

15. Проверить состояние деталей проводки управления двигателем, обратив внимание на ход тросов в гермоузлах.

16. Осмотреть реактивное сопло, проверить крепление обтекателей в реактивном сопле, нет ли на стенках сопла трещин.

Проверить лопатки газовой турбины, нет ли повреждений и люфтов.

17. Опробовать двигатели.

Перед запуском двигателей:

— убедиться в наличии противопожарных средств у самолета;

— снять все заглушки с самолета, с воздухозаборников и чехлы с приемников ТП-156, убедиться, что в воздушных каналах гондол и в реактивных соплах двигателей нет посторонних предметов;

лопатки переднего направляющего аппарата и первых [illegible] ней ротора компрессора, нет ли повреждений (трещин, [illegible] вмятин, искривлений) и люфтов лопаток;

— стык воздушного канала самолета с входным [illegible] гателя, не выходит ли из стыка резиновое уплотнительное [illegible]

После осмотра воздухозаборник двигателя закрыть [illegible]

2. Осмотреть гондолу двигателя снаружи [illegible] — нет ли деформации, повреждений на элементах [illegible] обшивке гондолы;

— крышки люков и капотов, плотно ли они прилегают и нас[illegible] ли запираются замками.

3. Открыть все крышки люков и капотов гондолы двигателя [illegible]

Осмотреть гондолу двигателя внутри, нет ли в гондоле, на [illegible] ках капотов и корпусе двигателя следов течи топлива и масла [illegible]

4. Осмотреть ленту перепуска воздуха из компрессора, [illegible] и механизм выпуска воздуха из гондолы, нет ли повреждений [illegible] дежно ли их крепление. После осмотра ленту перепуска воздуха [illegible] компрессора закрыть.

5. Проверить крепление двигателя — подкосы и [illegible] крепления подкосов с двигателем и фюзеляжем, узлы крепления [illegible] потов, нет ли износа, трещин, коррозии на деталях и узлах, о[illegible]



ления в затяжке болтов и нарушения контровки в сочленениях. Подкос № [illegible] должен поворачиваться на шарнирах от руки.

6. Осмотреть средний корпус компрессора снаружи, нет ли повреждений на нем, законтрены ли болты крепления корпусов и лопаток направляющих аппаратов ступеней компрессора.

7. Осмотреть задний корпус компрессора и кожух камер сгорания двигателя, надежно ли крепление кожуха и нет ли перегрева, особенно в нижней его части и в местах расположения воспламенителей и заглушек.

8. Осмотреть агрегаты двигателя и самолетные агрегаты, их приводы, тяги управления, надежно ли их крепление, нет ли повреждений контровки на шарнирах и болтовых соединениях.

9. Проверить трубопроводы систем суфлирования двигателя, охлаждения генераторов и обдува гондолы, нет ли повреждений на них и закупорки заборников воздуха. Осмотреть заборник дренажной системы топливных баков и трубки дренажных бачков, нет ли закупорки, обледенения.

10. Осмотреть дренажи двигателя и его агрегатов, нет ли закупорки, не подтекает ли топливо и масло из соединений трубок и нет ли повреждений на трубках отвода топлива из кожуха ка-

17. Работа гидросистемы при пробе двигателей.

Высотное оборудование

1. Работа высотного оборудования при пробе двигателей.
2. Герметичность кабин.

Бытовое оборудование

1. Качество мойки обшивки самолета.
2. Состояние стекол после протирки.
3. Состояние обшивки и теплозвукоизоляции в нижней части зеляжа (на отсутствие воды).

## V. ПОСЛЕПОЛЕТНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

### Предварительные работы

1. Убедиться в отсутствии подтекания топлива и масла в капотов двигателей и с дренажных трубок.
2. При температуре наружного воздуха ниже — 40°С слить м из маслосистем двигателей.
3. Топливные фильтры тонкой очистки агр. ПН-28 и самол



фильтры на входе в двигатели снять, осмотреть, промыть бензином, продуть сжатым воздухом и установить на место.

### Осмотр и проверка силовых установок (дефектация)

1. Осмотреть всасывающий канал гондолы двигателя и проверить:

— внутреннюю часть всасывающего канала, не нарушена ли плотность в стыках, нет ли повреждений обшивки, ослабления заклепок и посторонних предметов, загрязнения и следов подтекания топлива и масла в месте расположения турбостартера, а в зимнее время, нет ли льда в канале и на лопатах компрессора. В случае обледенения, иней и лед удалить, обдув детали горячим воздухом.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Осмотр всасывающего канала производить только в мягкой обуви и в спецодежде без наружных пуговиц;**

— капоты турбостартера, нет ли из-под капотов течи топлива и масла, плотно ли прилегают капоты и надежно ли запираются замками;

— выхлопную трубу турбостартера и ее обтекатели, надежно ли крепление и нет ли повреждений (трещин, короблений, прогаров и ослаблений заклепок и точечной сварки);

6. Трансмиссия управления закрылками после снятия лючков.
7. Проводка управления рулями, элеронами, триммерами по снятия панелей, лючков.
8. Натяжение тросов управления.
9. Углы отклонения рулей, элеронов, закрылков.
10. Замер усилий на рычагах управления.
11. Состояние роликов в коленах колонок управления и канатов элеронных секторов.
12. Опорные подшипники колонок управления при замене смазки.

## Шасси

1. Замена смазки в узлах шасси и хвостовой опоры.
2. Давление в амортстойках шасси и хвостовой опоре.
3. Состояние тормозных рубашек, барабанов, подшипников после снятия колес.
4. Затяжка гаек осей колес.
5. Давление в стабилизирующем амортизаторе.
6. Давление в пневматиках.
7. Выработка тормозных колодочек.
8. Состояние камер при замене тормозных колодочек.
9. Уровень масла в амортстойках.



## Гидросистема и воздушная система

1. [illegible] масла в баке дренажной системы.
2. Д[illegible] расхода перед съемкой, после установки.
3. Рабо[illegible] тормозной системы.
4. Работ[illegible]стемы до полной разрядки гидроаккумуляторов.
5. Линейн[illegible] гидросистемы после съемки, перед установкой.
6. Давление [illegible] камерах при торможении от основной и аварийной сис[illegible]
7. Управлени[illegible] передней ноги.
8. Исправност[illegible]ительного клапана.
9. Работа авто[illegible]зов.
10. Состояние р[illegible]к мембран гасителей пульсации.
11. Баллоны сжа[illegible]здуха при промывке.
12. Гидробаки и их фи[illegible] после снятия и перед установкой.
13. Работа гидросистемы шасси при подъеме и выпуске.
14. Запорные клапаны противообледенительной системы крыла после снятия. Работа запорных клапанов после установки.
15. Зарядка гидроаккумуляторов и гасителей пульсации.
16. Наддув гидробаков.

## Высотное оборудование

1. Вскрыть панели в первом и втором багажном отсеках, а в мотогондолах.

Осмотреть кронштейны, узлы, трубопроводы и агрегаты высотного оборудования, не нарушено ли лаковое покрытие, нет ли коррозии, трещин, деформации, не ослабли ли крепления.

2. Проверить герметичность кабины самолета.

Испытание кабины на герметичность производится согласно инструкции ГосНИИ ГВФ.

После отключения шланга компрессора от штуцера наземного кондиционирования убедиться в правильной посадке обратного клапана на седло в штуцере.

3. Если имеются подозрения на ненормальную работу системы наддува кабины из-за утечки воздуха через трубопроводы, произвести проверку герметичности воздухопроводов системы наддува и герметической части.

Испытания на проверку герметичности воздухопроводов вне герметической части производятся согласно инструкциям ГИИ-1974 НИ-2102.



## Перечень обязательных предъявлений ОТК

### Планер

1. Работа ЭЦН-19 дренажной топливной системы.
2. Герметичность пневмоголовок клапанов аварийного слива.
3. Состояние сферической стенки 65-го шпангоута.
4. Состояние и крепление трубопроводов по воздухозаборнику двигателей после съемки панелей.
5. Состояние силового набора стабилизатора и киля после снятия лючков.
6. Затяжка болтовых соединений по разъемам крыла, фюзеляжа, оперения.
7. Узлы подвески рулей, элеронов после снятия лючков.

### Управление

1. Легкость хода до крайних положений колонок, педалей, штурвалов управления.
2. Состояние карданного вала руля высоты.
3. Состояние механизмов стопорения рулей и элеронов.
4. Чистота направляющих рельс кожухов подъемников, узлов подвески закрылков.
5. Работа закрылков при подъеме и выпуске.

13. Проверить шаровые опоры (их торцовые части) основных шасси, нет ли повреждений.

14. Через одну смену двигателей заменить тормозные камеры основных колес шасси.

15. Произвести смазку шасси, руководствуясь картой смазки, данной в приложении.

## Гидросистема

1. Слить масло из основной и тормозной систем.
2. Снять и промыть баки, заменить фильтры.
3. Снять и промыть линейные фильтры.
4. Проверить состояние резиновой мембраны гасителей пульсации (аккумуляторов) основной гидросистемы.
5. Заменить бумажные пакеты в фильтрах ФГ-11.
6. Разрядить воздушные полости гидроаккумуляторов и гасителей пульсации [illegible] дать отстой и зарядить азотом. При зарядке гидроаккумуляторов давление масла в тормозной системе должно быть стравлено до нуля, чтобы избежать случая зарядки гидроаккумуляторов азотом, когда их поршни находятся не в крайних положениях и не обеспечена тем самым зарядка полных объемов.

Давление азота должно быть:



— в основном и аварийном гидроаккумуляторах тормозной системы $60 \pm 3$ *кг/см*$^2$;

— в гасителях пульсации основной системы $50 + 2$ *кг/см*$^2$.

7. Проверить сжатым воздухом от аэродромного баллона систему наддува баков гидросистемы при закрытых пробках заливных горловин.

Одновременно проверить срабатывание предохранительного клапана дренажной системы и исправность редукционного клапана.

## Воздушная система

1. Снять запорные клапаны системы противообледенения крыла, разобрать, промыть и осмотреть резиновые мембраны. При обнаружении дефектов мембран, заменить их. Смазать графитовой смазкой штоки клапанов и штоки тарелок мембран. После сборки и установки запорных клапанов проверить их герметичность и исправность работы.

2. Через одну смену двигателей заменить резиновые мембраны запорных клапанов противообледенительной системы.

3. Через одну смену двигателей промыть баллоны сжатого воздуха горячей водой. При наличии коррозии баллоны заменить.

При повышенной течи неисправные комбинированные замки и клапанный распределитель заменить.

Аналогичную проверку произвести в выпущенном положении шасси.

8. Произвести один раз аварийный выпуск шасси от тормозной системы для проверки работы агрегатов этой системы и замерить время выпуска шасси.

Время выпуска шасси должно быть не более 180 секунд.

9. Убрать и выпустить шасси от основной системы.

После выпуска шасси, загорания лампочек и возвращения кранов в исходное положение закрыть крышки кранов, законтрить крышку основного крана и опломбировать крышку аварийного крана.

10. Стравить до нуля давление азота из амортизационной стойки передней ноги шасси.

Пятикратно проверить управление разворотом передних колес. Проверку производить от наземного агрегата или от ручного бортового насоса.

Продолжительность поворота колес из одного крайнего положения в другое на угол ± 40° должна быть не более 5—8 секунд.

При выполнении разворотов обратить внимание на плавность разворотов, на соответствие разворотов направлению движения штурвальчика и соответствие нейтрального положения колес нейтральному положению штурвальчика.



11. Проверить установку колес передней ноги шасси в нейтральное положение, для чего:

— развернуть штурвалом колеса в сторону на 20—30°;

— зарядить амортстойку азотом до начального давления $15 + 1$ *кг/см²*.

При нарастании давления до указанной величины шток амортстойки с колесами должен повернуться и установиться в нейтральное положение, при этом колеса должны быть направлены по продольной оси самолета. Время установки не ограничивается, так как оно зависит от степени нарастания давления. Если шток амортстойки с колесами не устанавливается в нейтральное положение, то амортстойку необходимо снять для выяснения неисправностей.

12. Замерить давление в амортизационных стойках шасси, в стабилизирующем амортизаторе и амортизаторе хвостовой опоры.

Начальные давления должны быть:

— в амортизационной стойке основных ног $36 + 1$ *кг/см²*;

— в амортизационной стойке передней ноги $15 + 1$ *кг/см²*;

— в стабилизирующем амортизаторе $75 \pm 5$ *кг/см²*;

— в амортизаторе хвостовой опоры $15 + 1$ *кг/см²*.

— проверить зазор между петлей подвески основных ног шас и вертикальной стенкой крюка подвески; зазор должен быть ра 4—2 *мм* при нейтральном положении кнопки пульта управления шас

— убедиться в плотности прилегания створок ниши перед стойки и створок гондол основных стоек.

Сдвиг слоя смазки на штоке стабилизирующего амортиза после выпуска шасси укажет на обжатие его и, следовательно, наличие повышенного трения в шарнирах тележки шасси. Повыш ное трение устранять промывкой керосином шарнирных соедине тележек и набивкой в масленки смазки ЦИАТИМ-201.

Сдвиг смазки и наличие отпечатка на раме тележки укажут полное ее опрокидывание.

После проверки удалить насухо смазку с резиновых упоров и з зарядить стабилизирующие амортизаторы до нормального давле равного 75 — 5 *кг/см*².

6. Проверить работу шариковых замков цилиндров подъемни основных стоек шасси.

Для этого необходимо:

— отвернуть заглушки на цилиндрах подъемников;

— после выпуска шасси убедиться, что гильзы шариковых замко возвратились в исходное положение: обрез гильзы шарикового зам ка должен выступать от края отверстия на 2—3 *мм*;



— после проверки установить заглушки на место.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается устанавливать заглушки увеличенной длины, так как это может привести к заклиниванию шарикового замка.**

7. Проверить герметичность комбинированных замков основных стоек шасси и золотникового распределителя передней стойки шасси.

Для этого необходимо:

— после подъема шасси от основной гидросистемы нажать вновь кнопку крана в положение «Подъем» и удерживать ее в течение одной минуты, наблюдая при этом по масломеру уровень масла в баке тормозной системы.

Количество масла не должно увеличиваться более чем на 50 *см*³/*мин*. В случае бо́льшего перетекания жидкости выявить неисправные комбинированные замки или золотниковый распределитель и заменить их.

Для выявления неисправностей необходимо:

— отсоединить поочередно шланги тормозной системы от штуцеров комбинированных замков и золотникового распределителя;

— создавая давление включением кнопки крана основной гидросистемы на «Подъем» (при убранных шасси), убедиться в отсутствии течи из открытых штуцеров.

Допускается течь жидкости — не более 10 *см*³/*мин*.

3. Замерить углы отклонения взлетного и посадочного положе закрылков и проверить соответствие их отклонений показаниям ук зателя закрылков.

## Шасси

1. Установить самолет на подъемниках.

2. Проверить:

— нет ли люфтов в узлах подвески поворотных рам основ стоек шасси, а также в узлах крепления передних подкосов и цили ров подъема и выпуска с крылом;

— состояние всех болтовых соединений тележек основных ст шасси;

— нет ли люфтов в шарнирных соединениях механизма разворо колес передней стойки шасси.

3. Произвести переборку болтов нижней тормозной тяги и см зать смазкой ЦИАТИМ-201.

4. Проверить уровень масла в амортизационных стойках шасс хвостовой опоры и стабилизирующих амортизаторах.

При полном обжатии амортизационной стойки уровень масл должен быть до края зарядного штуцера.

Дозарядить амортизационные стойки маслом АМГ-10 до нормал ного уровня и зарядить азотом до соответствующих давлений.



5. Подключить наземный агрегат и произвести подъем и выпуск шасси от основной гидросистемы.

Перед подъемом шасси:

— разрядить стабилизирующие амортизаторы, подтянуть муфты верхних манжет и зарядить сжатым азотом до давления 50 *кг/см*²

Для проверки величины трения в шарнирных соединениях тележек шасси:

— смазать смазкой штоки стабилизирующих амортизаторов на высоту 30—50 *мм* для контроля их обжатия;

— смазать смазкой резиновые упоры на нижних звеньях шлиц-шарниров для проверки полного опрокидывания тележек шасси и установку их на упоры в убранном положении.

При подъеме и выпуске шасси:

— замерить время уборки и выпуска шасси;

— проверить величину рабочего давления при постановке шасси на замки убранного положения и загорании красных сигнальных ламп, которое должно быть не более 130 *кг/см*², это характеризует исправную работу и отсутствие заеданий в механизмах шасси;

— обратить внимание на четкость разворота тележек и исправность работы всех механизмов шасси и гидросистемы;

— убедиться, что при подъеме и выпуске в момент снятия с замков шасси выпускаются плавно, без скрипов, рывков и заеданий;

7. Замерить динамометром усилия на рычагах управления. Усилия трения не должны превышать следующих величин

**Усилия трения на рычагах управления**

| Рычаги управления | Направление отклонения | Усилия, не более, кг |
|---|---|---|
| Штурвал управления элеронами | вправо | 5 |
| | влево | 5 |
| Колонка руля высоты | на себя | 5 |
| | от себя | 5 |
| Педали руля направления | на себя | 10 |
| | от себя | 10 |
| Штурвал триммеров руля высоты | на себя | 2,5 |
| | от себя | 2,5 |

8. Смазать смазкой ЦИАТИМ-201 винты колонки механизмов управления триммерами руля высоты.

Примечание. При смазке управления пользоваться картой смазки, данной в приложении.

9. Через одну смену двигателей: а) снять штурвальные колонки для проверки износа цепей и осмотра элеронных тросов



б) осмотреть нижние опорные шарикоподшипники колонок управления, удалить старую смазку, промыть чистым бензином, смазать свежей смазкой ЦИАТИМ-201.

### Закрылки (через одну смену двигателей)

1. Выпустить закрылки, отсоединить подъемники, снять закрылки с направляющих рельсов и тщательно осмотреть: каретки, подшипники кареток, шкворни крепления подъемников, направляющие рельсы и их крепление, подкосы рельсов, опоры и стыки трансмиссии, обшивку и силовые элементы.

После снятия закрылков вилки подъемников необходимо отвернуть до конца, заметив количество оборотов, что необходимо для правильной последующей установки закрылков. После этого завернуть вилки подъемников до предела, протереть винты подъемников, удалив старую смазку, тщательно осмотреть и снова смазать смазкой ЦИАТИМ-201.

Поставить вилки подъемников в первоначальное положение.

2. Навесить закрылки и произвести три раза контрольные выпуски и уборку при совместной и раздельной работе электродвигателей.

Замерить время выпуска и уборки закрылков.

**Величины натяжения тросов от изменения температуры**

| Наименование тросов | Диаметр, *мм* | Исходное натяже при +20°С, к |
|---|---|---|
| 1. Управление элеронами | 4,5 | 68±4,5 |
| 2. Стопорение РВ и РН от 8 до 28 шп. | 3,5 | 27±4,5 |
| 3. Стопорение РВ и РН от 28 до 73 шп. | 3,5 | 18±4,5 |
| 4. Стопорение элеронов | 3,5 | 9±2,5 |
| 5. Рулевые машинки | 3,5 | 40±4,5 |
| 6. Связь пульта управления триммерами РВ | 2,5 | 13,5±2,5 |
| 7. Управление триммерами РВ | 2,5 | 27±4,5 |
| 8. Управление двигателями | — | 20±2,5 |

6. Проверить углы отклонения рулей, элеронов и триммеров, с ответствие их отклонений положениям штурвалов, колонок, педале и переключателям положения триммеров (см. таблицу на стр 67

Примечание. Линейный замер отклонения органов управления произ дится по задним кромкам рулей, элеронов и триммеров, отклоненных в крайн положение.



**Регулировочные данные органов управления**

| Органы управления | | Направление отклонения | Отклонения | |
|---|---|---|---|---|
| | | | градусы | *мм* |
| Элероны | | вверх | 15°—1° | 238—16 |
| | | вниз | 15°—1° | 238—16 |
| Флетнер, элерона | | вверх | 4°30′±30′ | 15±1 |
| | | вниз | 4°30′±30′ | 15±1 |
| Триммер элерона | | вверх | 5°±1° | 17±2 |
| | | вниз | 5°±1° | 17±2 |
| Руль высоты | | вверх | 26°—1° | 312—12 |
| | | вниз | 12°—1° | 144—12 |
| Триммер руля высоты | тросовое управление | вверх | 12°—2° | 36—6 |
| | | вниз | 12°—2° | 36—6 |
| | электрическое управление | вверх | 8°+1° | 21±3 |
| | | вниз | 8°+1° | 24±3 |
| Руль поворота | | вправо | 25°—1° | 436—18 |
| | | влево | 25°—1° | 437—18 |
| Флетнер руля поворота | | вправо | 15°40′ $^{+1°}_{-2°}$ | 61 $^{+4}_{-8}$ |
| | | влево | 15°40′ $^{+1°}_{-2°}$ | 61 $^{+4}_{-8}$ |
| Триммер руля поворота | | вправо | 5°30′—1° | 22—4 |
| | | влево | 5°30′—1° | 22—4 |

Примечание. В случае подозрения на появление трещин необх[illegible] в этих местах удалить смывкой лакокрасочное покрытие и осмотреть при печ[illegible] лупы десятикратного увеличения или использовать метод красок.

## Управление самолетом

1. Проверить оттарированным тензометром предварительное [illegible] тяжение тросов управления элеронами, рулевыми машинками ав[illegible] пилота, триммерами руля высоты, а также стопорения рулей и эл[illegible] ронов. Если натяжение тросов не соответствует установленным вел[illegible] чинам, то следует отрегулировать натяжение в соответствии с граф[illegible] ком зависимости натяжения тросов от изменения температ[illegible] ры (рис. 2) и таблицей на стр. 66.

2. Снять крышки с головок штурвальных колонок. Очистить [illegible] старой смазки зубчатую передачу, звездочку и цепь, произвес[illegible] осмотр и смазать смазкой ЦИАТИМ-201.

3. Осмотреть ролики в коленах колонок управления, канавки эл[illegible] ронных секторов и тросы.

4. Смазать смазкой ЦИАТИМ-201 шарнирные сочленения пед[illegible] лей управления рулем направления.

5. Добавить смазку ЦИАТИМ-201 в корпуса герметических у[illegible] лов управления самолетом.



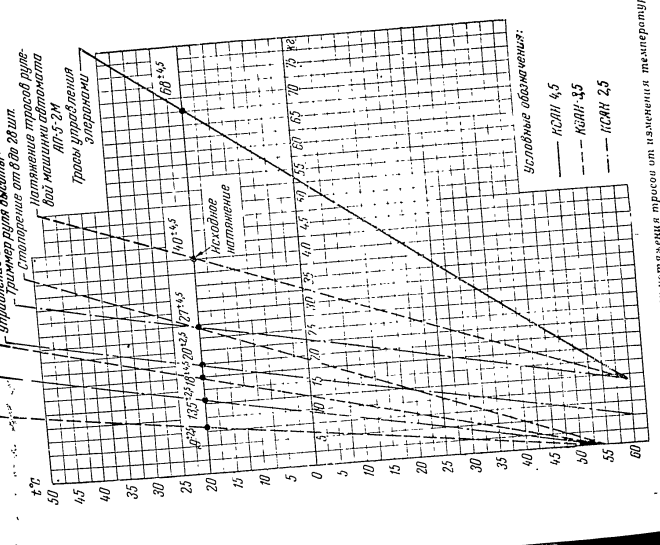



Рис. 2. График зависимости натяжения тросов от изменения температуры.

11. Через одну смену двигателей:

а) вскрыть панели крыла в зоне элеронов, проверить состоян крепление противовесов, матерчатой диафрагмы, нет ли трещин, деформаций и коррозии элементов силового набора и обшивки элеронов;

б) вскрыть теплозвукоизоляцию под полом кабины экипажа пассажиров в районах 12, 30 и 60—65 шпангоутов и проверить, ли коррозии обшивки фюзеляжа, гермошпангоута и стрингеров;

в) произвести смазку ЦИАТИМ-201 роликов, рабочих поверхностей рельсов и шарниров навески спинок кресел.

12. При налете 1000 часов дополнительно:

1) Снять обтекатели антенны радиолокатора, осмотреть кром обшивки у выреза по 6 шпангоуту и убедиться в отсутствии трещ

2) Осмотреть стенку 8 шпангоута и убедиться в отсутствии тр щин. Особое внимание обращать на нижний угольник обвода фюзеляжа.

3) Открыть люк в полу переднего вестибюля, грузовые люки аварийные люки, просмотреть по внешнему контуру наружную об шивку люков и убедиться в отсутствии трещин в обшивке и каркас люков. При осмотре аварийных люков особое внимание обращать н



узкие перемычки внешней обшивки, образованные круглым вырезом под окно и краем люка.

4) Снять крышку монтажного лючка между 27—28 шпангоутами и осмотреть с внешней и внутренней сторон об[redacted]юзеляжа в этой зоне, а также окантовку выреза под лючок [redacted]рещин и деформаций.

5) Осмотреть обшивку во[redacted]всех вырезов в герметической части фюзеляжа.

6) Осмотреть литую раму из материала МЛ-5Т4, окантовывающую спереди вырез в фюзеляже под фонарь кабины пилотов, и убедиться в отсутствии трещин. Осмотр необходимо вести из пилотской кабины. Раму под вертикальными крайними стойками каркаса фонаря осматривать при помощи электроподсвета и зеркала.

7) Осмотреть стальной каркас фонаря кабины пилотов и убедиться в отсутствии трещин. Осмотр необходимо вести из пилотской кабины. Особое внимание обратить на узел над форточкой.

8) Осмотреть болты крепления кронштейнов 15 шпангоута к полу и убедиться в их нормальном состоянии.

9) При снятых двигателях осмотреть герметические карманы перед первым и вторым лонжеронами и убедиться в отсутствии трещин по вырезам и углам карманов в обшивке фюзеляжа.

Проверить тарировочными ключами затяжку гаек стыков:

— центроплана с крылом;
— консольных частей крыла;
— стабилизатора и киля с фюзеляжем;
— разъемных частей фюзеляжа по 15 и 65 шпангоутам.

Проверить состояние стыковочных лент и зализов, нет ли трещ разработки отверстий и коррозии.

Детали, мешающие подходу к гайкам, должны быть сняты и по ле проверки затяжки гаек установлены вновь.

2. Произвести тщательный осмотр всех трубопроводов в откры тых местах, а также через лючки и панели планера и убедиться в исправности крепления труб, нет ли касания труб о конструкции планера, нет ли на трубах потертостей, вмятин, коррозии, течи и других повреждений.

3. Осмотреть все доступные электронные узлы и детали, а так же нижнюю часть рамы фонаря пилотов, сняв наружные ленты и убедиться в отсутствии коррозии.

4. Осмотреть через смотровые лючки все узлы подвески рулей и элеронов, нет ли коррозии и законтрены ли гайки узлов.

5. Вскрыть лючки стабилизатора и киля, убедиться в отсутствии повреждений силового набора конструкции и коррозии.



6. Произвести проверку моментов затяжки болтов крепления органических и силикатных стекол. При этом должны соблюдаться следующие величины крутящих моментов:

а) для стекол носового фонаря $M_{кр} = 15—20$ *кгсм*, кроме болтов на стыке прижимных лент, для которых $M_{кр} = 10—15$ *кгсм*;

б) для всех органических (кроме форточек) и триплексных стекол фонаря пилота $M_{кр} = 15—20$ *кгсм*, для форточки $M_{кр} = 35—45$ *кгсм*.

Примечание. При всех работах, связанных со стеклами, соблюдать требования, указанные в инструкциях ПИ-2149, НПИ-420—54 и НПИ-754—54.

7. Очистить от накипи и промыть внутренние поверхности электрокипятильника, водогрейки, электробака термоса.

Осмотреть теплоизоляцию вокруг нагревательных приборов.

8. Осмотреть и очистить внутреннюю поверхность водяных и сливных баков.

9. Произвести чистку пиропистолета механизмов выпуска и сброса тормозного парашюта.

10. Проверить правильность взаимодействия сигнализаторов уровня воды в баках (СУ-3) системы санузлов с электромагнитными заправочными кранами.

**б) после установки нового предохранительного клапана или снимавшего по какой-либо причине ранее стоявшего клапана, необходима обязательная проверка на срабатывание.**

17. Проверить работу автомата тормозов и агр. УГ-34, для чего
— подключить электросеть самолета к наземному агрегату электропитания;
— включить автомат торможения;
— поочередно снять каждый датчик автомата торможения и рукоятку повернуть его шестерню, одновременно нажимая поочередно левую и правую педали.

При исправной работе автомата торможения происходит характерный щелчок, указывающий на срабатывание агрегата ГА-49, загорается сигнальная лампочка на средней приборной доске.

18. Произвести смазку шарнирных соединений шасси согласно карте смазки, данной в приложении.

### Гидросистема

1. Снять дроссели постоянного расхода, промыть их чистым бензином, тщательно осмотреть и установить на место.
2. Слить отстой из линейных фильтров.



3. Стравить отстой масла из воздушных полостей гидроаккумуляторов тормозной системы и гасителей пульсаций основной системы посредством кратковременного открытия зарядного клапана до появления газовой струи.

После чего: а) проверить давление азота в гидроаккумуляторах тормозной системы включением тумблера на среднем пульте, давление по манометру должно быть $60 \pm 3$ *кг/см*$^2$; б) проверить давление азота в гидроаккумуляторах (гасителях пульсации) основной системы. Давление должно быть $50 \pm 2$ *кг/см*$^2$.

4. Проверить работу ручного гидронасоса, для чего при нейтральном положении всех кранов создать в гидросистеме давление 150 *кг/см*$^2$.

5. Произвести замену смазки ЦИАТИМ-201 в валиках стеклоочистителей ГА-211 и шарикоподшипниках качалок.

## 3. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ПРИ СМЕНЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ОТРАБОТКЕ РЕСУРСА

### Дополнительно к обслуживанию через каждые 100 часов налета

1. Снять зализы стыка центроплана с крылом, стыка консольных частей крыла и стыка стабилизатора и киля с фюзеляжем и тщательно осмотреть стыковочные узлы.

12. При открытых створках шасси проверить, нет ли:

— трещин и других повреждений на кронштейнах подвески створок;

— повреждений, коррозии и не нарушена ли контровка в шарнирных и болтовых соединениях механизма закрытия и открытия створок (редукторы, кронштейны, пружины, рычаги, тяги, ролики и кулисы);

— течи масла из трубопроводов и по штоку цилиндра замка подвески стойки шасси, а также повреждений на деталях замка и надежность крепления трубопровода; замок должен быть открыт;

— течи масла из предохранительных клапанов понизителей давления тормозной системы и надежно ли их крепление.

13. Замерить давление в амортстойках шасси, в стабилизирующем амортизаторе и амортизаторе хвостовой опоры.

Давление в амортизаторе хвостовой опоры должно быть 15 + 1 *кг/см²*;

Давление в стабилизирующем амортизаторе должно быть 90 5 *кг/см²*.

Проверить соответствие давления в амортизационных стойках основных ног шасси и их обжатия по таблице на стр. 31.



14. Проверить надежность стопорения штока кнопки включения управления разворотом передних колес.

В случае нечеткого стопорения штока кнопки в вытянутом положении, необходимо открыть крышку на стенке пульта и подтянуть регулировочный винт стопора.

15. Проверить величину свободного хода штурвала управления разворотом передних колес, которая должна быть не более 25°.

16. Проверить исправность предохранительного клапана тормозной гидросистемы, для чего нажать на выключатель принудительного включения насосной станции при полностью заряженном гидроаккумуляторе и, удерживая его, поднять давление в системе до срабатывания клапана. Предохранительный клапан при этом не должен работать более одной секунды, так как длительная работа может привести к повреждению клапана или манометра.

При срабатывании предохранительного клапана в тормозной гидросистеме слышен шум, а стрелка манометра сильно вибрирует. Давление, при котором срабатывает клапан, должно быть 166—170 *кг/см²*.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: а) на время проверки предохранительного клапана необходимо отключить и заглушить гидротрубку от ПДМЭ-150 во избежание его повреждения;**

5. Осмотреть тормозные камеры, сняв выборочно 3 - 4 ко[illegible] убедиться, что на поверхности камеры, прилегающей к колесу [illegible]т повреждений и вспучиваний.

Проверить затяжку гайки штуцера подвода жидкости к камер[illegible]

6. Осмотреть состояние и крепление ведущей шестерни при[illegible] датчика автомата торможения, предварительно промыв ее к[illegible]лем. При обнаружении поломки или выкрашивания зубьев шесте[illegible] необходимо узел установки шестерен заменить новым.

Смазать шестерни и шарикоподшипники смазкой ШРАТИМ-20 или НК-50. При обслуживании не допускать попадания керосина и масла в датчик автомата торможения.

7. Осмотреть подшипники колес и убедиться, что на обоймах и роликах нет трещин, надиров, цветов побежалости и других повреждений. Смазать смазкой НК-50 подшипники. Смазка должна заполнять только лабиринты между роликами и обоймой.

8. Смонтировать колеса и произвести затяжку подшипников.

9. После установки колес на тележки основных ног шасси смонтировать трубопроводы и удалить воздушные пробки прокачкой систем тормозов.

Перед прокачкой слить масло из тормозных камер (не менее 1 л с каждой пары колес), после чего при наличии давления в гидроаккумуляторах основной тормозной системы нажать на тормоза (для переброски челночного клапана) и отпустить. Произвести прокачку масла АМГ-10 через каждый штуцер внешних тормозных механизмов.



При прокачке не допускать переполнения баков тормозной гидросистемы и загрязнения прокачиваемого масла.

Прокачка аварийной тормозной системы производится аналогично, но переброску челночного клапана осуществлять нажатием рычагов аварийного торможения.

10. Замерить манометром, установленным на штуцерах тормозных трубопроводов, давление масла при торможении от основной и аварийной систем.

Давление должно быть:

- от основной системы 14 *кг/см²*;
- от аварийной системы 14 - 17 *кг/см²*;
- от стояночного тормоза 10 - 12 *кг/см²*.

11. Проверить торможение колес поочередным включением в работу тормозных педалей и рычагов аварийного торможения. Сигнальная лампа аварийной тормозной системы должна включаться при давлении 130 *кг/см²*. При растормаживании колеса должны свободно вращаться.

2. Проверить, нет ли в механизме управления закрылками недопустимых люфтов и нет ли следов черноты возле опорных шайб, установленных под головками болтов и под гайками (признак недостаточной затяжки болтов).

В болтовых соединениях трансмиссии люфты не допускаются.

В шлицевых соединениях трансмиссии допускается крутильный люфт не более 0,5°.

В шлицевых соединениях труб трансмиссии допускается осевой люфт не более 10 *мм*.

В зубьях шестерен редукторов между трансмиссией и подъемниками допускается зазор не более 1°. Зазор проверяется поворотом труб трансмиссии.

Величина биения валов трансмиссии допускается не более 3 *мм*. Суммарный крутильный люфт трансмиссии по всей длине между последними подъемниками в отдельных сочленениях, т. е. в шлицах, втулках подъемников и редукторах, должен находиться в пределах 2—3 *мм* на радиусе тяги.

3. Заполнить масленки системы управления закрылками смазкой ЦИАТИМ-201.

Примечание. При смазке закрылков пользоваться картой смазки, данной в приложении.



## Шасси

1. Снять колеса передней стойки шасси, промыть и осмотреть барабаны колес, подшипники и ось, нет ли трещин, повреждений и неисправностей. Смазать подшипники смазкой НК-50. Установить колеса на место.

2. Заменить люфт в сочленениях шлиц-шарниров. Допустимый суммарный люфт в верхнем, среднем и нижнем узлах шлиц-шарнира — 0,1 *мм*.

3. Снять колеса тележек основных стоек шасси. Удалить из подшипников старую смазку и промыть их бензином. Очистить барабаны и тормозные щеки от грязи путем протирки и обдува сжатым воздухом.

4. Осмотреть тормозные рубашки и их крепление к барабанам колес. В случае ослабления крепления тормозных рубашек подтянуть болты.

Если на рабочей поверхности биметаллической тормозной рубашки колеса образовалась трещина, распространяющаяся по всей ширине рабочей поверхности и раскрытая более чем на 3 *мм* или выходящая на торец рубашки до внешней поверхности стальной обечайки — колесо снять с самолета и направить в ремонт для замены тормозной рубашки на новую.

3. Тщательно осмотреть тяги, качалки, поводки и роликовые направляющие управления рулем высоты, рулем направления и элеронами, тяги триммеров, а также тросы элеронов, рулевых машинок и триммеров руля высоты. Обратить особое внимание на места сочленения их со штурвалами, педалями и промежуточными качалками. Проверить наличие и надежность контровок. Резьбовые регулируемые наконечники тяг не должны выходить за пределы контрольных отверстий.

Направляющие ролики труб тяг не должны иметь выработки, а трубы тяг — вмятин.

Допустимая выработка труб тяг под роликами направляющих может быть на глубину не более 0,5 *мм*. При большей выработке труб тягу отсоединить, повернуть в направляющих роликах на 180°, присоединить и законтрить.

4. Проверить в доступных местах зазоры между роликами направляющих и трубами тяг.

Допустимый зазор должен быть в пределах 0,15—0,8 *мм*. При наличии зазора более 0,8 *мм* заменить ролик другим с увеличенным диаметром. Поврежденные ролики заменить.

5. Вскрыть лючки и проверить состояние и надежность крепления триммерных механизмов и качалок управления триммерами. Смазать смазкой ЦИАТИМ-201.



6. Осмотреть механизмы стопорения рулей и элеронов. Убедиться в отсутствии смазки и грязи на наконечниках стопорных штырей и в стопорных гнездах, которые не должны смазываться.

Проверить величину зазора между торцовыми поверхностями штырей и стопорных гнезд в положении рычага управления «расстопорено». Зазор считается нормальным, если расстояние от корпуса, из которого выступает штырь стопорения, до второй оси стальной серьги находится в пределах 86 ± 4 *мм*.

7. Произвести смазку, руководствуясь картой смазки, данной в приложении.

## Закрылки

1. Выпустить полностью закрылки, вскрыть все лючки в крыльях, на мотогондолах и панель в районе 32-го шпангоута в центроплане для подхода к узлам трансмиссии и подъемникам закрылков и проверить: состояние рельсов, подшипников кареток, подкосов, редукторов, карданов, стыков труб трансмиссии и состояние механизмов МПЗ-12 управления закрылками.

Осмотр стыков труб трансмиссии производить с помощью лупы 3—5-кратного увеличения, обращая особое внимание на перемычки между отверстиями под болты и перемычки между торцом трубы и отверстиями под болты, где могут появляться трещины.

2. Подтянуть все ослабленные винты на панелях и [illegible]

3. Смочить кисточки электростатических разрядников смесью 80% глицерина и 20% спирта, при необходимости заменить на новые или отремонтированные.

4. Проверить трубопроводы в местах прохода через [illegible] шпангоуты, нервюры, где это доступно для осмотра через [illegible] легкосъемные лючки), нет ли потертостей и других повреждений.

5. Произвести выборочную съемку лючков в панелях [illegible] отсеков, проверить состояние теплоизоляции и убедиться в отсутствии воды под полами.

6. Произвести проверку усилий открытия замка створок контейнера тормозного парашюта. Усилия должны быть:

— при открытой створке — не менее [illegible];

— в положении контейнера створками [illegible] не более [illegible];

— в положении контейнера створками [illegible] шютом (рабочее положение) — не [illegible].

7. Осмотреть элероны между 16 и 17 [illegible] крыла и [illegible] рить, нет ли трещин и деформаций [illegible].

8. Проверить работу санузлов, дозаправку [illegible] проводов водяной системы при заправке системы водой.

9. Вскрыть панели по левому борту в переднем багажном отделении и под полом заднего вестибюля и убедиться:



нет ли повреждений на трубопроводах сброса давления воздуха;

надежно ли затянуты гайки крепления статического трубопровода на шп. 469 и на перегородках 8 и 5 шпангоутов.

При налете сверх 1000 часов дополнительно:

произвести тщательный осмотр внешней обшивки каркаса фонаря кабины пилотов, нет ли трещин. Особое внимание обратить на кромку обшивки перед лобовыми стеклами;

б) осмотреть видимые участки нижних стыковых угольников, соединяющих обшивку центроплана с фюзеляжем, и убедиться в отсутствии разрушения болтов;

в) осмотреть нижний гермолючок под центропланом.

## Управление самолетом

1. Осмотреть в доступных местах перемычки металлизации. Изношенные и порванные перемычки заменить.

2. Прочистить и смазать смазкой ЦИАТИМ-201 штоки тяг герметических [illegible], тросы триммеров, тросы стопорения рулей и управления двигателями в местах прохождения их через герметические [illegible]. Убедиться в отсутствии заедания тросов в гермовыводах.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При очистке тросов запрещается применять бензин, керосин и другие растворители, которые способствуют появлению коррозии.**

роткого импульса (0,5 сек.) на включение электронасоса и ме давления по показанию соответствующего манометра.

Гидравлическая полость аккумулятора предварительно долж быть полностью разряжена (стрелка манометра на нуле). Показан манометра после импульса должно быть не менее 60 *кг/см²*.

4. Проверить работу тормозной системы до полной разряд гидроаккумулятора последовательными торможениями с выключ ным АЗС. Гидроаккумулятор за время разрядки от 150 *кг/см²* до должен обеспечить не менее 15 торможений. В процессе торможен проверить, работает ли стояночный тормоз.

5. Проверить работу гидронасоса тормозной системы при заряд ке гидроаккумулятора и убедиться, что:

— сигнальная лампа включается при давлении 100 *кг/см²*;

— насос включается при давлении $120^{+5}_{-2}$ *кг/см²*;

— насос выключается при давлении $150^{+5}_{-2}$ *кг/см²*;

— потребляемая насосом сила тока не более 180 *а* при создани им давления в гидросистеме $160^{+5}_{-2}$ *кг/см²*;

— время зарядки гидроаккумулятора от 0 до $150^{+5}_{-2}$ *кг/см²* не превышает 60 секунд.



6. В отсеках под полом служебного вестибюля проверить:

— надежность крепления гидроаккумуляторов, агрегатов панели основной гидросистемы, дренажного бака, холодильника, гидровыключателей УГ-34 и нет ли течи масла из этих агрегатов и их штуцерных соединений;

— количество жидкости в баке дренажной системы.

Слить масло из дренажного бачка.

7. Проверить состояние резиновых профилей щеток стеклоочистителей ГА-211. Замену резиновых профилей производить по мере их выхода из строя.

Примечание. Замену резиновых профилей необходимо производить каждый год (желательно при подготовке самолетов к летней эксплуатации).

8. Проверить усилие прижатия щеток к стеклу. Усилие должно быть $3{,}5 \pm 0{,}1$ *кг*.

## 2. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ЧЕРЕЗ КАЖДЫЕ 100 ЧАСОВ НАЛЕТА

### Дополнительно к обслуживанию через каждые 50 часов налета

1. Осмотреть стабилизатор и киль, нет ли повреждений обшивки, ослабления заклепок и коррозии.

обшивку, опоры и кронштейны трансмиссии на стенке заднего л
жерона крыла.

2. Протереть чистой ветошью рельсы, кожухи подъемников, ус
и детали механизма управления и подвески закрылков.

При сильном загрязнении допускается протирка узлов и детал
ветошью, смоченной керосином, с последующей протиркой насу
чистой салфеткой.

3. Проверить действие закрылков при работе одного и двух эле
тродвигателей, замерив продолжительность выпуска и уборки пр
раздельной и совместной их работе. При этом прослушать через м
таллический стержень характер звука в зубчатых передачах реду
торов и подъемников закрылков.

Время выпуска и уборки закрылков должно быть:

при работе от двух электродвигателей — не более 25 сек;

при работе от одного электродвигателя — не более 50 сек.

4. Проверить состояние буферных резиновых прокладок на нижней кромке хвостовика крыла и герметизирующего резинового профиля у нижней полки второго лонжерона крыла.

5. Смазать смазкой ЦИАТИМ-201 болты подъемников закрылков.

Примечание. Смазку производить, руководствуясь картами смазки в Приложении.



## Шасси

1. Протереть и смазать смазкой ЦИАТИМ-201 рабочие пазы кулис управления створками передней стойки и створками основных стоек шасси.

2. Наполнить смазкой ЦИАТИМ-201 все масленки основных и передней стоек до появления свежей смазки в зазорах.

3. Наполнить смазкой ЦИАТИМ-201 редукторы и шарнирные соединения механизмов створок гондол шасси.

4. Наполнить смазкой ЦИАТИМ-201 все масленки хвостовой опоры до появления свежей смазки в зазорах.

Примечание. При смазке шасси руководствоваться картами смазки, данными в приложении.

## Гидросистема

1. Произвести осмотр агрегатов, трубопроводов и гибких шлангов на панелях агрегатов в районе дросселей и в гондолах шасси. Убедиться в отсутствии течи в соединениях и других повреждений.

2. Стравить до нуля давление масла из гидроаккумуляторов основной и аварийной тормозных систем.

3. Проверить давление в полости нейтрального газа гидроаккумулятора путем подачи для каждого аккумулятора в отдельности ко-

4. Промыть обшивку фюзеляжа, крыла, гондол [illegible] рения специальной мыльной эмульсией согласно «Временной ин[illegible] рукции по мойке самолетов», составленной [illegible]ВФ.

Примечание. Для протирки обш[illegible] чистый бензин Б-70 и с добавкой керосина не более 50% [illegible] тификат.

5. Снять деревянным шп[illegible] тноколовой замазки стыках листов, по заклепочн[illegible] фюзеляжа, в районе окон аварийных люков.

6. Осмотреть кронш[illegible] рулей, нет ли повреждений коррозии.

7. Осмотреть и пр[illegible] мости очистить фильтры сануз[illegible]

8. Долить масло [illegible] в турбохолодильные установки ч[illegible] рез одно из четырех [illegible]стий.

## Пассажирская кабина

1. Обра[illegible]ать пылесосом кресла, диваны, обивку бортов, потол ков куп[illegible] кабин, портьеры и занавески.

2. Протереть плафоны, бра в общей кабине, купе и туалетных



## Система управл[illegible]

1. Проверить в доступных мес[illegible] нет ли люфтов в шарнирных сочленениях подвески и в шарн[illegible] правления элеронами, рулями высоты и направления и их трим[illegible]ми.

2. Проверить карданный вал, [illegible]ющий [illegible] и правую половины руля высоты, нет ли люф[illegible] в шарнирных [illegible]нениях и не нарушена ли контровка.

## Закры[illegible]

1. Выпустить полностью закрылки, осмотреть [illegible]лки на многоопорах и панель в районе 32 шпангоута в центр[illegible]лане, проверить состояние рельсов, подшипников кареток, подкос[illegible] редуктора, карданов, стыков труб трансмиссии и состояние механизмов [illegible]-12 управления закрылками.

При осмотре болтовых соединений стыков труб убедит[illegible] также в отсутствии черноты или черной смазки в мест[illegible] прилегания [illegible] к трубе. Чернота или черная смазка свидетельствует [illegible] наличии перекоса или люфтов в соединениях.

Осмотр обратной стороны соединения тр[illegible] трансмиссии произвести с помощью зеркала.

Осмотреть в доступных местах конструкцию закрылков, [illegible]

— внутренняя обшивка, портьеры, занавески, диваны, кресла, столы, багажные сетки, гардеробы и оборудование буфета-кухни имеют повреждений и загрязнений;

— стекла окон не имеют повреждений, аварийные люки закрыты надежно;

— двери, особенно наружные, и входной люк для экипажа не имеют повреждений, уплотнительная резина на них исправна, замки работают надежно.

Обмыть умывальные и кухонные раковины теплой водой с мылом.

Проверить действие смывной системы унитазов.

### Заключительные работы

1. Заправить самолет топливом и маслом.

2. Убедиться, что самолет заземлен, колодки установлены под колеса шасси, рули и элероны застопорены.

3. Установить заглушки, зачехлить, закрыть и опломбировать самолет.



# IV. ПЕРИОДИЧЕСКИЕ РЕГЛАМЕНТНЫЕ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПЛАНЕРА, ЕГО СИСТЕМ И АГРЕГАТОВ

## 1. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ЧЕРЕЗ КАЖДЫЕ 50 ЧАСОВ НАЛЕТА

### Дополнительно к послеполетному обслуживанию

1. Через монтажный люк с правой стороны хвостовой части фюзеляжа осмотреть сферическую стенку 65 шпангоута и ее крепление — нет ли деформаций, трещин, повреждений заклепочных швов. Особое внимание обратить на заклепочные соединения в местах крепления сферической стенки к шпангоуту, ступеньке и на подкрепляющую диафрагму.

2. Определить по окраске состояние насыщенности влагопоглотителей стекол. Силикагель в насыщенных влагопоглотителях (розового цвета) заменить сухим или осушить его.

3. Проверить, нет ли загрязнений дренажных отверстий и скопления влаги, снега и льда в крыле, гондолах, хвостовой части фюзеляжа, на рулях и стабилизаторе.

— количество масла в баках по масломерам.

В баке основной системы должно быть 24 *л* масла при выпущенных шасси, а в баке тормозной системы — 22 *л*.

Проверку количества масла в баке основной системы производить при давлении в системе 150 *кг/см²*. Проверку обязательно производить также после выполнения каких-либо работ по гидросистеме.

Количество масла в баке тормозной гидросистемы проверяется при заряженных аккумуляторах тормозной и аварийной систем до давления 60 + 3 *кг/см²* в газовых камерах, при давлениях в системах 150 *кг/см²* и при заторможенных колесах стояночным тормозом.

Провернуть рукоятки фильтров баков на два полных оборота.

3. На гидропанели агрегатов тормозной системы проверить:

— надежность крепления гидронасоса, переключателя давления масла ПДМ-150, сигнализатора падения давления масла СПМ-130, предохранительного и обратных клапанов и нет ли течи масла из штуцерных соединений этих агрегатов;

— надежность крепления трубопроводов и нет ли течи из них.

Кран стравливания давления из тормозной системы должен быть закрыт и законтрен.



По управлению самолетом проверить:

— нет ли повреждений на деталях и узлах штурвалов и педалей, а также целы ли контровки на шарнирных и болтовых соединениях;

— легкий ли ход штурвалов и педалей и полностью ли отклоняются в нужном направлении руль и элероны;

— легкость до полного хода штурвальчика триммеров руля высоты и соответствие его нейтрального положения нейтральному положению триммеров на руле высоты.

После проверки триммер установить в нейтральное положение по указателю, а также убедиться в действительном нейтральном положении на руле.

Проверить исправность механизмов стопорения рулей и элеронов.

После проверки и регулировки управления руля и элероны застопорить.

Пассажирские кабины, вестибюли и туалетные

Осмотреть пассажирские кабины, вестибюли, туалетные, кухню и убедиться, что:

— все помещения чистые и укомплектованы съемным бытовым имуществом;

левая стойка основного шасси, левая первая отъемная часть крыла снизу).

Верх фюзеляжа, гондолы двигателей и крыла.

1. Осмотреть верх фюзеляжа, форкиль и крышки люков, нет ли повреждений обшивки и стекол фонаря кабины экипажа.

2. Осмотреть гондолы двигателей, обшивку, крышки капотов и люков.

3. Осмотреть правую и левую части крыла: обшивку, ленты, закрывающие места стыка отъемных частей крыла, аэродинамические перегородки, зализы и крышки лючков.

Кабина экипажа

1. Проверить действие замков входной двери и входного люка и осмотреть их уплотнительную резиновую окантовку.

2. Осмотреть пол в переднем вестибюле и кабине, нет ли деформации, трещин, прорыва обшивки под заклепками и среза заклепок.

3. Проверить крепление и состояние стекол фонарей, замков и уплотнительной резины подвижных форточек.

4. Проверить правильность положения насадков обдува стекол и их выходных щелей.

5. Осмотреть теплоизоляцию кабины, надежно ли ее крепление.



Осмотреть лакокрасочное покрытие узлов и агрегатов, обратив особое внимание на окраску деталей из магниевых сплавов.

6. Проверить крепление и исправность механизмов сидений и надежность стопорения их во всех положениях.

По основной и тормозной гидросистемам

1. В кабине экипажа проверить:

— нет ли течи масла из трубопроводов, шлангов и штуцерных соединений агрегатов среднего пульта и тормозных клапанов;

— исправность приборов контроля работы систем; показания манометров должны быть:

— основной системы — 0 *кг/см²*;

— тормозной системы — 130—150 *кг/см²*;

— аварийной тормозной системы — 150 *кг/см²*;

— крепление стеклоочистителей ГА-211, их качалок, тяг, щеток и поводков;

— законтрена ли крышка кнопок управления выпуском и уборкой шасси от основной системы и опломбирована ли крышка крана управления аварийным выпуском шасси.

2. В отсеке гидросистемы проверить:

— надежность крепления баков и трубопроводов и нет ли течи из них;

— нет ли повреждений резинового уплотнения герметизации и повреждения окантовки лючков;

— проверить исправность замков.

2. Осмотреть панели пола и фальшборта.

3. Проверить, не намокла ли теплозвукоизоляция в районе увлажнителей, по длине трубопроводов водяной системы и в районе туалетов.

### Левый борт фюзеляжа

Осмотреть:

— окна, двери, запасные выходы и их замки;

— нет ли повреждений обшивки и ослабления заклепок;

— нет ли коррозии на борту фюзеляжа в зоне реактивной струи двигателя;

— нет ли трещин и других повреждений на стекателе газов.

### Хвостовая опора

Осмотреть хвостовую опору, нет ли повреждений на деталях и течи масла из-под уплотнений штока.



### Хвостовая часть фюзеляжа

Проверить:

— нет ли течи топлива из бака № 5, соединений трубопроводов, подкачивающего насоса и клапана аварийного слива (только для самолета Ту-104);

— плотно ли прилегают и надежно ли запираются створки контейнера посадочного парашюта; запертое положение проверяется по контрольным отверстиям в створках.

При постановке контейнера тормозного парашюта проверить надежность закрытия замка сброса посадочного парашюта.

### Хвостовое оперение

Осмотреть хвостовое оперение:

— нет ли повреждений на обшивке;

— плотно ли прилегают лючки;

— нет ли повреждений на концевых обтекателях;

— исправны ли электростатические разрядники.

### Правая сторона самолета

Осмотр и проверку правой стороны самолета производить в порядке и объеме осмотра и проверки для левой стороны самолета (см. левый борт фюзеляжа, левая консольная часть крыла снизу,

— нет ли обледенения, коррозии и трещин по сварным швам и деталях;

— нет ли трещин и других повреждений на осях колес, тормозных рычагах и тягах;

— не оборвана ли метелка троса заземления.

В случае [illegible] износа металлической метелки и отсутствия упругого соприкосновения с землей, при незагруженном самолете, заменить ее новой.

10. Осмотреть колеса:

— законтрены ли гайки крепления колес на осях;

— надежно ли закреплены полуреборды;

— нет ли трещин и других повреждений на барабанах колес, ребордах и трещин на торцах тормозных рубашек, раскрытых более чем на 3 *мм*;

— нет ли травления воздуха из ниппелей камер;

— нет ли проворачивания покрышек на барабанах колес;

— надежно ли крепление датчиков автомата торможения и нет ли на них повреждений;

— не было ли перегрева колес и нет ли течи масла из тормозных камер и у штуцеров подвода масла к тормозным камерам;

— не имеют ли повреждений покрышки по наружной их поверхности.



К эксплуатации не допускаются покрышки, имеющие проколы, порезы и другие механические повреждения покровной резины размером, превышающие 40 *мм*, с повреждением более двух слоев корда, а также истирание покровной резины с повреждением первого слоя корда.

11. Проверить манометром давление воздуха в авиашинах. Давление должно быть в пределах от 8,5 до 9 *кг/см*$^2$ и одинаковое во всех авиашинах. Допустимая разница в давлениях авиашин не более 0,25 *кг/см*$^2$.

12. Замерить износ тормозных колодок щупом в четырех контрольных окнах колеса. Допустимый зазор составляет 0,5 *мм*. При большем износе заменить колодки на новые.

13. Продуть тормозные колодки сжатым воздухом.

14. Осмотреть гондолу шасси:

— нет ли повреждений на элементах каркаса и обшивке, нет ли загрязнений;

— плотно ли прилегают створки, не нарушено ли их уплотнение, нет ли повреждений на каркасе и обшивке створок, нет ли течи масла.

## Багажные помещения

1. Осмотреть люки:

рота муфт гибких шлангов, что проверяется по белой черте, нанесенной на наконечниках.

Проверку герметичности трубопроводов тормозной системы производить под давлением, нажимая на педали тормозов.

4. Осмотреть амортизационную стойку:

— нет ли трещин по сварным швам, течи масла из-под уплотнений штока и травления азота через зарядный штуцер;

— нет ли надиров, коррозии и других повреждений на рабочей части штока;

— нет ли люфтов в сочленениях шлиц-шарнира и других повреждений.

Осмотреть узлы сочленения амортизационной стойки с поворотной рамой и петлю подвески стойки на замок. Убедиться, что вкладыши подшипников траверсы амортизационной стойки не провернулись.

5. Проверить обжатие амортизационной стойки. Видимая высота рабочей части штока должна быть 70 — 120 *мм* в зависимости от полетного веса для самолета Ту-104А и 50 — 170 *мм* для самолета Ту-104.

В случае отклонения осадки амортизационной стойки от указанных величин произвести регулировку давления азота в амортизационных стойках в соответствии с нижеприведенной таблицей.



**Зависимость давления азота в амортизационной стойке основного шасси от ее обжатия**

| Видимая высота рабочей части штока, *мм* | Обжатие стойки, *мм* | Давление азота в стойке, *кг/см²* |
|---|---|---|
| 350 | 0 | 36+1 |
| 300 | 50 | 40,5+1,5 |
| 250 | 100 | 46 +2 |
| 200 | 150 | 53,5+2,5 |
| 150 | 200 | 63,5+3 |
| 100 | 250 | 79 +4 |
| 50 | 300 | 102,5+5 |
| 25 | 325 | 122 +8 |

6. Осмотреть детали механизма запрокидывания тележки и узлы сочленения, нет ли на них трещин, коррозии и других повреждений.

7. Осмотреть подкос и узлы его сочленения, нет ли трещин по сварным швам.

8. Осмотреть стабилизирующий амортизатор, сочленения его с качалкой и рычагом компенсационного устройства.

9. Осмотреть тележку, ее раму и узлы сочленений:

12. Осмотреть обшивку отсека передней ноги, нет ли деформации, трещин, прорыва обшивки под заклепками и среза заклепок.

13. Осмотреть, нет ли коррозии на обшивке в зоне размещения аккумуляторов.

### Средняя часть фюзеляжа снизу

1. Осмотреть, нет ли подтеков топлива в местах расположения топливоподкачивающих насосов и трубопроводов топливной системы и масла из трубопроводов гидросистем.

2. Осмотреть, нет ли повреждений обшивки фюзеляжа, крепления зализов, плотно ли прилегают крышки лючков и надежно ли закрываются они замками.

3. Проверить, нет ли закупорки и обмерзания дренажной топливной системы.

### Левое крыло снизу

1. Осмотреть, нет ли течи топлива в местах расположения топливных баков, агрегатов и трубопроводов топливной системы и течи масла в местах прохождения трубопроводов гидросистем.

2. Осмотреть, нет ли повреждений на обшивке крыла и воздухозаборнике двигателя.

3. Осмотреть крепление носка крыла и панели, плотно ли они прилегают и нет ли ослабленных и выпавших винтов.



4. Осмотреть крышки лючков, плотно ли они прилегают и надежно ли заперты замками.

5. Осмотреть зализы и ленты, закрывающие места стыка отъемных частей крыла, плотно ли они прилегают и нет ли на них коробления.

6. Убедиться в отсутствии повреждений концевого обтекателя крыла и подтекания из трубы аварийного слива топлива.

7. Убедиться в исправности электростатических разрядников.

8. Осмотреть элерон, триммер и их ножи, нет ли повреждений. Концевые кромки ножей, элерона и триммера должны быть прямыми и не иметь изгибов со стороны торцов.

9. Осмотреть закрылки и уплотнительную резину по их размаху.

### Левая стойка основного шасси

1. Осмотреть цилиндры подъема и выпуска стойки основного шасси, нет ли течи масла из-под уплотнений штоков.

2. Осмотреть узлы поворотной рамы, а также узлы сочленения штоков цилиндров с этой рамой и с конструкцией крыла.

3. Осмотреть шланги гидросистемы и шарнирные трубопроводы подвода масла к камерам тормозных механизмов: нет ли течи масла из соединений шлангов и трубопроводов; нет ли смещения или пово-

на быть 110—170 *мм* для самолета Ту-104А и 180—250 *мм* для самолета Ту-104.

5. Осмотреть узлы цилиндров управления поворотом передних колес — нет ли течи из-под уплотнения штоков, больших люфтов и износа деталей в узлах сочленений цилиндров с амортизационной стойкой и штоков с кронштейном подвижного хомута. Убедиться в надежности контровки гаек механизма управления поворотом передних колес.

6. Осмотреть детали обратной связи механизма поворота передних колес, нет ли ослабления и порванных нитей на тросах, а также состояние контровки гаек в узлах сочленения. В шарнирах жестких тяг обратной связи не должно быть люфтов.

7. Осмотреть колеса:

— надежно ли колеса закреплены на оси и законтрены ли гайки их крепления;

— надежно ли закреплены полуреборды;

— нет ли на барабанах и ребордах трещин и других повреждений.

8. Осмотреть покрышки:

— нет ли проворачивания покрышек на барабанах колес;

— не имеют ли покрышки повреждений, препятствующих дальнейшей их эксплуатации.



К эксплуатации не допускаются покрышки, имеющие проколы, порезы и другие механические повреждения покровной резины размером, превышающим 40 *мм* с повреждением первого слоя корда, а также истирание покровной резины с повреждением первого слоя корда.

9. Проверить манометром давление воздуха в авиашинах. Давление должно быть в пределах от 6 до 6,5 *кг/см²* и одинаковое в авиашинах обоих колес. Допустимая разница в величине давления в авиашинах должна быть не более 0,25 *кг/см²*.

10. Осмотреть створки ниши передней стойки шасси и проверить:

— нет ли трещин на кронштейнах подвески створок;

— нет ли повреждений и коррозии на деталях механизма управления створками (кронштейны, кулисы, рычаги, пружины, ролики и тяги);

— крепление и исправность клапана стравливания давления из дренажной системы баков гидросистемы;

— исправность заземления самолета.

11. Осмотреть замок подвески передней стойки, нет ли повреждений на деталях замка и течи масла по штоку и из соединений шлангов и трубопроводов.

Подвижные детали замка должны быть в положении, соответствующем открытому замку.

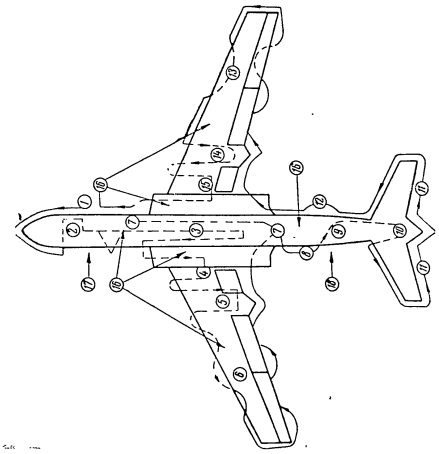


*Рис 1. Схема маршрута осмотра и проверки планера в послеполетном обслуживании:*

*1* — передняя часть фюзеляжа; *2* — передняя стойка шасси и ниша; *3* — средняя часть фюзеляжа снизу; *4* — левая передняя отъемная часть крыла снизу; *5* — левая стойка основного шасси; *6* — левая консольная часть крыла снизу; *7* — багажные помещения; *8* — левый борт фюзеляжа; *9* — хвостовая опора; *10* — хвостовая часть фюзеляжа; *11* — хвостовое оперение; *12* — правый борт фюзеляжа; *13* — правая консольная часть крыла снизу; *14* — правая стойка шасси; *15* — правая передняя отъемная часть крыла снизу; *16* — верх фюзеляжа, гондол двигателей и крыла; *17* — кабина экипажа; *18* — пассажирские кабины

или поворота относительно шланга, что проверяется по белой черте, нанесенной на наконечниках;

— в наличии зазора 1,5 *мм* между цилиндром подъема (выпуска) и регулировочной втулкой.

2. Осмотреть задний подкос и его узлы крепления, нет ли люфтов в сочленениях и повреждения деталей.

3. Осмотреть механизм распора — его каретку, направляющие щечки цилиндра, челночный клапан, шланги и трубопровод.

Убедиться в надежности крепления пружин, в достаточной их упругости и в надежности контровки гаек механизма.

4. Осмотреть амортизационную стойку и убедиться в отсутствии:

— трещин по сварным швам;

— течи масла из-под уплотнения штока;

— травления азота через зарядный штуцер;

— надиров, коррозии и других повреждений на рабочей части штока.

Осмотреть траверсу, ее узлы крепления и контровку болтов крепления. Осмотреть подвижной хомут и петлю подвески.

Проверить обжатие амортизационной стойки. В зависимости от полетного веса самолета видимая высота рабочей части штока долж-

унитазы и сиденья протереть мягкой влажной тряпкой. После полного слива воды из системы нажать на кнопку открытия электромагнитного крана ЭКВ-1 для удаления остатка воды из полости крана.

После слива нечистот сливную панель и обшивку фюзеляжа около панели протереть влажной, а затем сухой тряпками.

Примечание. В зимний период слив воды и очистка санузлов должны производиться немедленно после выключения двигателей (до охлаждения кабин). Для предотвращения примерзания дозаторов умывальников после выключения двигателей отжать вниз педали дозаторов и накинуть на них скобы (при отсутствии скоб подкладывать деревянные клинья).

10. Слить отстой из отстойников воздушной системы.

11. Произвести очистку шасси, защитных стекол посадочных и рулежных фар, крыльев, а также нижней части фюзеляжа в районе выхлопа.

12. Произвести уборку в кабинах и туалетных помещениях.

13. В случае пользования тормозным посадочным парашютом произвести чистку пиропистолета механизмов выпуска и сброса парашюта.

Примечание. При переукладке тормозного парашюта по календарному графику произвести замену пиропатронов.

14. Топливные фильтры тонкой очистки агр. ПН-28 и самолетные



фильтры на входе в двигатели снять, осмотреть, промыть бензином, продуть сжатым воздухом и установить на место.

## Осмотр и проверка планера (дефектация)

Дефектация планера производится в соответствии со схемой маршрута осмотра и проверки (рис. 1).

### Передняя часть фюзеляжа

1. Осмотреть раму фонаря кабины штурмана, нет ли трещин на ней и коррозии.

Проверить целость, чистоту и крепление стекол фонаря, плотность стыков, нет ли признаков нарушения герметичности.

2. Осмотреть обшивку, нет ли трещин, деформации, ослабленных заклепок и коррозии.

### Передняя стойка шасси и ниша

1. Осмотреть цилиндр подъема и выпуска передней стойки шасси и убедиться:

— в отсутствии люфтов в узлах сочленения цилиндра с рычагами;

— надежности крепления и целости шлангов гидросистем;

— в отсутствии следов подтеканий на шлангах, трубопроводах и их соединениях; муфты гибких шлангов не должны иметь смещения

6. Подготовить двигатели к запуску: снять заглушки с воздухозаборников, подключить аэродромный источник электроэнергии.

7. После запуска одного из двигателей отключить от самолета аэродромный источник электроэнергии по команде командира корабля.

8. Прослушать работу двигателей при их запуске, прогреве и опробовании и убедиться в отсутствии тряски, помпажа и выхода пламени или дыма из реактивных сопел.

## III. ПОСЛЕПОЛЕТНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА

### Предварительные работы

1. Принять самолет на стоянку.
2. Установить четыре колодки под колеса основных ног шасси.
3. Убедиться в отсутствии подтекания топлива, масла и воды из-под крышек капотов двигателей, с дренажных трубок, из-под обшивки фюзеляжа и крыла, гондол шасси, а также из трубопроводов тормозной системы на стойках шасси.
4. При температуре наружного воздуха ниже минус 40°С слить масло из маслосистем двигателей.



5. Установить все заглушки на самолет и одеть чехлы на приемники ТП-156. Заглушки в воздухозаборники устанавливать сразу после остановки двигателей, а в реактивные сопла — после охлаждения двигателей.

6. Получить сведения от экипажа о работе материальной части, о дефектах, выявленных в полете, о потребной заправке самолета топливом. Проверить и дозаправить самолет маслом, кислородом, жидкостью для гидросистем, воздухом и азотом.

Примечание. Все замечания экипажа о выявленных в полете неисправностях материальной части должны быть записаны бортмехаником в бортовой журнал. После устранения этих неисправностей сменный инженер (начальник смены) обязан сделать отметку об этом в бортовом журнале.

7. Убедиться, что все потребители электроэнергии выключены, рычаги управления двигателями установлены в положение «Стоп», краны управления шасси закрыты предохранительными колпачками и законтрены проволокой, а аварийный опломбирован, элероны и рули управления застопорены.

8. На стоянке принять самолет от экипажа.

9. Слить воду и нечистоты из водяной системы и сливных баков. Перед сливом убедиться в герметичности клапанов слива. Промыть водой сливные баки через водозаправочные трубы санузлов, а унитазы промыть теплой водой при помощи щетки или кисти, снаружи

10. При температуре наружного воздуха ниже — 5°С производить подогрев кабин, поддерживая в них температуру не ниже + 15°С.

При температуре наружного воздуха выше + 25°С охлаждать кабины наземным кондиционером до + 20°С.

11. Открыть вторые и третьи нижние крышки капотов двигателей, слить конденсат с отстойников воздушной системы, убедиться в отсутствии течи и наружных повреждений агрегатов, дюритовых соединений, трубопроводов и их креплений. Закрыть крышки, запереть замки крышек и убедиться в положении контровочного штыря заподлицо с головкой.

12. Проверить лопатки турбин и соплового аппарата II ступени.

13. Произвести внешний осмотр самолета в объеме предполетного осмотра (см. пункт 14 на стр. 12).

Примечания: 1. В случае обнаружения в промежуточном аэропорту истирания авиашин колес основных ног шасси до трех слоев корда, разрешается полет самолета до аэропорта базирования.

2. Если в аэропорту производилась разгрузка или погрузка грузов, осмотреть крышки люков багажных помещений и их уплотнительную резину и убедиться в отсутствии повреждений.

14. Осмотреть пассажирскую кабину, вестибюли, туалетные и



— все помещения чистые, оборудование кабин исправное;

— стекла окон не имеют повреждений, аварийные люки закрыты надежно;

— двери, особенно наружные, и входной люк для экипажа не имеют повреждений, уплотнительная резина на них исправна, замки работают надежно;

— стеклянные колпачки индикаторов кислорода не имеют повреждений;

— унитазы заправлены химжидкостью, их механизмы работают исправно.

### Заключительные работы

1. Через 15 минут после окончания заправки слить из сливных кранов топливных баков по 1 *л* керосина и проверить, нет ли в нем воды, механических примесей или кристаллов льда.

Законтрить краны и закрыть лючки.

2. При температуре наружного воздуха ниже 0°С проверить вручную легкость вращения роторов двигателей.

3. Снять заглушки со статических отверстий и чехлы с приемников ТП-156;

4. Убрать колодки из-под колес шасси.

5. Отбуксировать самолет на предварительный старт.

ку самолета грузами и средствами наземной механизации. Убедиться в том, что все люки и двери закрыты.

5. Снять чехлы и заглушки с самолета и убрать от самолета аэродромное оборудование. Убрать колодки из-под колес шасси.

6. Отбуксировать самолет на предварительный старт.

7. Подготовить двигатели к запуску. Снять заглушки с воздухозаборников двигателей.

Подключить аэродромный источник электроэнергии. После запуска одного из двигателей по команде командира корабля отключить от самолета аэродромный источник электроэнергии.

8. Проследить за работой двигателей и рулением самолета на старт.

## II. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА ПРИ КРАТКОВРЕМЕННОЙ СТОЯНКЕ

1. Принять самолет на стоянку.

2. Установить колодки под колеса основных ног шасси.

3. При необходимости подключить к самолету аэродромный источник электроэнергии.

4. Установить заглушки в статические отверстия и надеть чехлы на приемники ТП-156. После остановки двигателей закрыть заглушками воздушные каналы двигателей, предварительно убедившись в отсутствии в них посторонних предметов и загрязнений.



5. Получить сведения от экипажа о работе материальной части и о потребной заправке самолета топливом. Проверить и произвести дозаправку маслом, кислородом, жидкостью для гидросистем, воздухом и азотом.

Примечание. Все замечания экипажа о выявленных в полете неисправностях материальной части должны быть записаны бортмехаником в бортовой журнал. После устранения этих неисправностей сменный инженер (начальник смены) обязан сделать отметку об этом в бортовом журнале.

6. Заправить самолет топливом. Полную заправку производить по заправочным поплавкам.

7. Очистить шасси, протереть защитные стекла посадочных и рулежных фар и нижнюю часть самолета.

8. Произвести уборку в кабинах, кухне, туалетных помещениях и вымыть раковины.

9. По требованию экипажа слить нечистоты из сливных баков и унитазов, промыть унитазы и заправить самолет водой и химжидкостью.

Примечание. Если нечистоты не сливались, то заправку водой не производить.

течи масла; крепление датчиков автомата торможения и состояние их электропроводки исправное.

15. Осмотреть багажные помещения и убедиться, что они чистые и имеют крепежные приспособления для грузов, кран слива воды из системы увлажнения закрыт, крышки люков и их уплотнительная резина не имеют повреждений.

16. Осмотреть пассажирскую кабину, вестибюли, туалетные и убедиться, что:

— все помещения чистые и укомплектованы съемным бытовым имуществом;

— диваны, кресла, столы, багажные сетки, гардеробы и оборудование буфета-кухни не имеют повреждений и загрязнений;

— стекла окон не имеют повреждений, аварийные люки закрыты надежно;

— двери, особенно наружные, и входной люк для экипажа не имеют повреждений, уплотнительная резина на них исправна, замки работают надежно;

— механизмы водосистемы и санузлов работают исправно.

17. Осмотреть кабину экипажа и убедиться, что:

— кабина чистая;

— оборудование не имеет наружных повреждений;

— аварийный люк закрыт надежно;



— стекла кабины не имеют повреждений и чистые;

— управление элеронами, рулями и механическое управление триммером руля высоты работают нормально и исправны (после проверки триммер установить в нейтральное положение);

— рычаги управления двигателями имеют легкий ход без заеданий. После проверки рычаги поставить в положение «Стоп».

18. При температуре наружного воздуха ниже 0°С проверить вручную легкость вращения роторов двигателей.

19. При температуре наружного воздуха ниже 25°С подогреть турбостартеры двигателей аэродромным подогревателем. Продолжительность подогрева 10—20 минут (в зависимости от температуры окружающего воздуха). Эффективность подогрева проверить прожигом.

20. Проверить надежность закрытия замка посадочного парашюта.

### Заключительные работы предполетного обслуживания

1. Сдать самолет экипажу.
2. Отбуксировать самолет к аэровокзалу.
3. Установить колодки под колеса шасси.
4. При загрузке самолета проследить, чтобы не повредили обшив-

8. Проверить уровень масла в гидробаках по показанию масломеров. В баке основной системы должно быть 24 *л* масла, в баке тормозной системы — 22 *л*.

9. Проверить крепление щеток стеклоочистителей к поводкам и рычагам, крепление стеклоочистителей на валиках.

10. Проверить зарядку воздушной системы самолета, давление воздуха должно быть не менее 70 *кг/см²*.

11. Заправить водяную систему самолета водой, а унитазы туалетных — химжидкостью. Зимой вода должна быть подогретой до + 60°С, химжидкость — до + 35°С, а кабины, туалетные и багажные помещения перед заправкой — до + 15°С.

Заправку каждого бака водой прекращать немедленно по затуханию контрольной электролампы. После заправки воду из водозаправочного трубопровода полностью слить.

Убедиться в герметичности сливных клапанов унитазов.

12. Через сливные краны групп баков слить по 1 *л* отстоя топлива и проверить, нет ли в нем воды, механических примесей или кристаллов льда. Закоптрить краны, закрыть крышки лючков. В случае дозаправки топлива отстой сливать через 15 минут после заправки.

13. Протереть стекла кабин.

14. Произвести внешний осмотр самолета в следующей последовательности: передняя часть фюзеляжа — передняя стойка шасси и



ниша — средняя часть фюзеляжа снизу — левая первая отъемная часть крыла и гондола двигателя снизу — левая основная стойка шасси — левая консольная часть крыла снизу — хвостовая опора — хвостовая часть фюзеляжа — хвостовое оперение — правая первая отъемная часть крыла и гондола двигателя снизу — правая основная стойка шасси — правая консольная часть крыла снизу — верх гондол двигателей и крыла — средняя часть фюзеляжа сверху.

При осмотре самолета убедиться, что:

— обшивка, панели, зализы не имеют повреждений и следов течи топлива, масла, воды и химжидкости из санузлов;

— крышки капотов двигателей, люки, лючки и горловины топливной и масляной систем надежно закрыты;

— стекла окон кабин не имеют повреждений;

— выходы дренажных трубок топливной, масляной и воздушной систем не засорены и не обмерзли.

При осмотре шасси убедиться, что:

— покрышки колес не имеют повреждений;

— давление (замером по манометру) в авиашинах колес и обжатие амортизационных стоек нормальные;

— тележки, амортизационные стойки, подкосы, стабилизирующие амортизаторы, створки не имеют повреждений, на них нет следов

стоянке обязательно зачехлять фюзеляж, крылья и хвостовое оперение специальными чехлами.

При обслуживании кислородного оборудования **ЗАПРЕЩАЕТСЯ:**

1. Производить работы по монтажу, осмотру, проверке и ремонту кислородного оборудования грязными руками и инструментом, имеющими следы масла и жировых веществ.
2. Курить и зажигать спички.
3. Производить работы, связанные с разъемом трубопроводов, при наличии давления кислорода в системе.
4. Заряжать бортовые и переносные баллоны до давления выше 30 кг/см².
5. Использовать для зарядки бортовых и переносных баллонов кислород из транспортных баллонов, не имеющих паспортов и надписи «Медицинский кислород», а также кислород, не удовлетворяющий требованиям ГОСТ 5583—50.
6. Хранить заряженные кислородом баллоны в помещении, где хранятся другие газы в сжатом состоянии, кислоты, масло и жировые вещества.
7. Смазывать вентили бортовых и транспортных баллонов какой-либо смазкой (резьбовые соединения коммуникации кислородного оборудования разрешается смазывать графито-глицериновой смазкой).

Примечание. В целях безопасности работы по кислородному оборудованию производить не менее чем двум рабочим.

## I. ПРЕДПОЛЕТНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА

1. Установить колодки под колеса основных ног шасси.



2. Установить все заглушки на самолет и одеть чехлы на приемники ТП-156.
3. Подключить аэродромный источник электроэнергии.
4. Убедиться в отсутствии подтекания топлива, масла из-под крышек капотов двигателей и из-под обшивки фюзеляжа и крыла в местах расположения топливных и масляных баков, топливо-масляных радиаторов, топливных фильтров, клапанов аварийного слива топлива.
5. Удалить лед, снег и иней с поверхности самолета, с окон кабин экипажа и пассажиров, с дренажных трубок, с антенн и приемников воздушных давлений, из щелей между крылом и плоскостями управления (пользоваться инструкцией ГосНИИ ГВФ по борьбе с обледенением самолетов Ту-104 на земле).
6. При температуре наружного воздуха ниже минус 5°С подогреть кабины и багажные помещения до + 15°С.

При температуре наружного воздуха в кабинах выше + 25°С охладить кабины до + 20°С.

7. Проверить через горловины баков наличие топлива и масла; при необходимости дозаправить. Полную заправку топливом производить по заправочным поплавкам. В случае попадания топлива на обшивку тщательно протереть ее.

деформации обшивки, повреждения конструкции планера, органов приземления и управления, а также в отсутствии течи топлива и масла.

При выполнении каждого технического обслуживания должны быть произведены работы, указанные в соответствующем регламенте, и устранены дефекты, выявленные в полетах и при дефектации (осмотре) самолета.

Выполненные работы по регламенту технического обслуживания, начиная с послеполетного, должны быть записаны в сводные формуляры самолета и двигателей.

Все виды технического обслуживания должны выполняться с использованием необходимого наземного оборудования, средств механизации и инструмента. Обслуживание должен выполнять специально подготовленный для этого инженерный и технический состав по всем службам и специальностям, знающий конструкцию и особенности эксплуатации самолетов Ту-104 и Ту-104А.

Все работы при периодическом регламентном обслуживании по системам самолета, устранение дефектов, выявленных в полетах и при дефектации, а также монтаж приборов и агрегатов после их замены и установки на место должны предъявляться ОТК или инженеру смены при легких формах обслуживания для контроля качества и полноты выполненных работ.



Кроме того, в процессе выполнения регламентных работ производится пооперационное предъявление ОТК согласно прилагаемому перечню предъявлений.

Облет самолета для проверки работы материальной части производится после замены одного или двух двигателей.

В других случаях решение об облете принимает командир отряда по докладу старшего инженера.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:**

1. Запрещается производить опробование двигателей, если:

а) перед воздухозаборниками находятся люди на расстоянии менее 10 м или за реактивными соплами ближе 50 м;

б) реактивная струя направлена на здания, самолеты и т. д., находящиеся на расстоянии менее 150 м;

в) на бетоне перед воздухозаборниками имеются камни, куски льда, комки засохшей грязи и пр.

2. Запрещается хождение по обшивке самолета; при необходимости одевать мягкую обувь (резиновую, войлочную, матерчатую), очищенную от песка и грязи, или настилать на обшивку специальные маты.

3. Запрещается прислонять к обшивке самолета (особенно к герметической части фюзеляжа) стремянки и др. аэродромное оборудование, не обшитое мягким материалом.

4. При открытии люков в полу пассажирской кабины устанавливать на эти места предохранительные решетки.

5. В периоды возможного обледенения самолета, а также при длительной его

3. Послеполетное техническое обслуживание самолета.

4. Периодические технические обслуживания самолетов через каждые 50 и 100 часов налета и при смене двигателей по отработке ресурса.

Указанные виды технического обслуживания должны производиться в следующих случаях:

1. Предполетное техническое обслуживание самолета производится перед выпуском самолета в полет, независимо от произведенного перед этим послеполетного или периодического регламентного обслуживания, а также перед вылетом после задержки самолета в аэропорту в случае отмены рейса после обслуживания при кратковременной стоянке.

Примечание. В случае вылета самолета непосредственно после произведенного послеполетного или периодического обслуживания, а также при задержке в аэропорту не более чем на 5 часов после произведенного предполетного обслуживания или обслуживания при кратковременной стоянке, непосредственно перед вылетом самолета производятся только заключительные работы предполетного обслуживания и заправка самолета.

2. Техническое обслуживание самолета при кратковременной стоянке производится после каждой посадки самолета в аэропорту, если самолету не должен производиться более сложный вид обслуживания.



Примечание. При проведении учебных и учебно-тре[illegible]летов обслуживание при кратковременной стоянке производится в[illegible]ередных дозаправок самолета топливом и маслом, но не реже чем через каждые 2—3 часа полета.

3. Послеполетное техническое обслуживание самолета производится преимущественно в базовых и конечных аэропортах после налета $25 \pm 5$ часов с момента последнего послеполетного или периодического регламентного обслуживания.

4. Периодические технические обслуживания самолета производятся в базовых аэропортах через каждые $50^{+10}_{-5}$, $100^{+10}_{-5}$ часов налета и при сменах двигателей по отработке ресурса.

Примечания: 1. При выполнении регламентных работ периодического обслуживания должна производиться проверка налета или наработки отдельных приборов и агрегатов, которые имеют ограниченный технический ресурс, с целью выявления необходимости их замены.

2. При проведении учебных и учебно-тренировочных полетов шасси и закрылки обслуживаются, исходя из количества совершенных посадок: 50-часовые регламентные работы — через каждые $25 \pm 5$ посадок; 100-часовые регламентные работы — через каждые $50 \pm 5$ посадок и регламентные работы при смене двигателей по отработке ресурса — через каждые $200 \pm 10$ посадок (в зависимости от ресурса двигателей).

После каждого случая грубой посадки или выкатывания на грунт произвести тщательный осмотр самолета и убедиться в отсутствии

В составлении настоящего издания регламента принимали участие:

От ГосНИИ ГВФ — **Деловери В. Г., Мартынюк Н. М., Абель В. В., Заикин А. Н., Падалко М. С.**

От МУТА ГВФ — **Шнейдерман С. Я., Гальчук В. И., Лощенов В. М., Вазюля М. А., Пащенко В. А., Поташников Д. Л., Игнатов В. И., Волков В. Ф., Чепель Ю. И., Пономаренко А. П., Грацианский Г. Н., Катасонов Н. Н., Степанов Н. Г.**

От ГУГВФ — **Милославский Е. М., Дербенев М. В.**

От ОКБ — **Каштанов Н. Н., Рыбаков О. А.**

Ответственный редактор — **Деловери В. Г.**

## ОБЩАЯ ЧАСТЬ

Настоящий регламент составлен с учетом опыта эксплуатации самолетов Ту-104 и Ту-104А и является основным документом, по которому производится техническое обслуживание этих самолетов.

В регламенте дается перечень обязательных работ, выполнение которых повышает надежность эксплуатации материальной части, обеспечивает постоянную готовность самолета к полету, сохраняет основные сочленения от преждевременного износа и до минимума сокращает время стоянки самолета на техническом обслуживании.

Регламент состоит из следующих видов технического обслуживания самолета:

1. Предполетное техническое обслуживание самолета.
2. Техническое обслуживание самолета при кратковременной стоянке.

2. Отменить все ранее выпущенные дополнения к регламенту технического обслуживания в виде отдельных указаний главного инженера ГУГВФ.

3. Отменить регламент технического обслуживания самолета Ту-104, введенный в действие моим приказом № 50 от 19 февраля 1957 г.

4. Начальникам территориальных управлений и отдельных авиагрупп, где эксплуатируются самолеты Ту-104, изучить настоящий регламент со всем инженерно-техническим и летным составом и принять от них зачеты.

**Начальник ГУГВФ**
**главный маршал авиации И. ЖИГАРЕВ**

**Внести следующие поправки:**

| Страница | Пункт или строка | Напечатано | Должно быть | По чьей вине |
|---|---|---|---|---|
| 42 | 5 сверху | спирт-ректификат. | „уайт-спирит". Не допускать попадания керосина, бензина и уайт-спирита на тканевую диафрагму аэродинамической компенсации элеронов, так как они растворяют покрытие ткани. | Автора |
| 43 | пункт 1 между 3 и 4 строками, сверху | | Примечание. Допустимый суммарный (вверх и вниз) люфт триммеров руля высоты, руля поворота и элеронов не более 3,5 мм. Замерять по задним кромкам триммеров, без учета шейек, с приложением к основанию ножа против рычага крепления тяги усилия, равного 4 кг. | Автора |
| 72 | 3 сверху | 4 2 мм | 4 −2 мм | Тип. |

# ПРИКАЗ

начальника Главного управления Гражданского воздушного флота при Совете Министров СССР

№ 331

11 августа 1958 г. Москва

**О введении в действие нового регламента технического обслуживания самолетов Ту-104 и Ту-104А, разработанного ГосНИИ ГВФ и МУТА ГВФ**

1. Ввести в действие второе издание регламента технического обслуживания самолетов Ту-104 и Ту-104А, составленное с учетом опыта эксплуатации этих самолетов, согласованное с генеральным конструктором и утвержденное главным инженером ГУГВФ.

ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО ФЛОТА
ПРИ СОВЕТЕ МИНИСТРОВ СССР

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ ГВФ

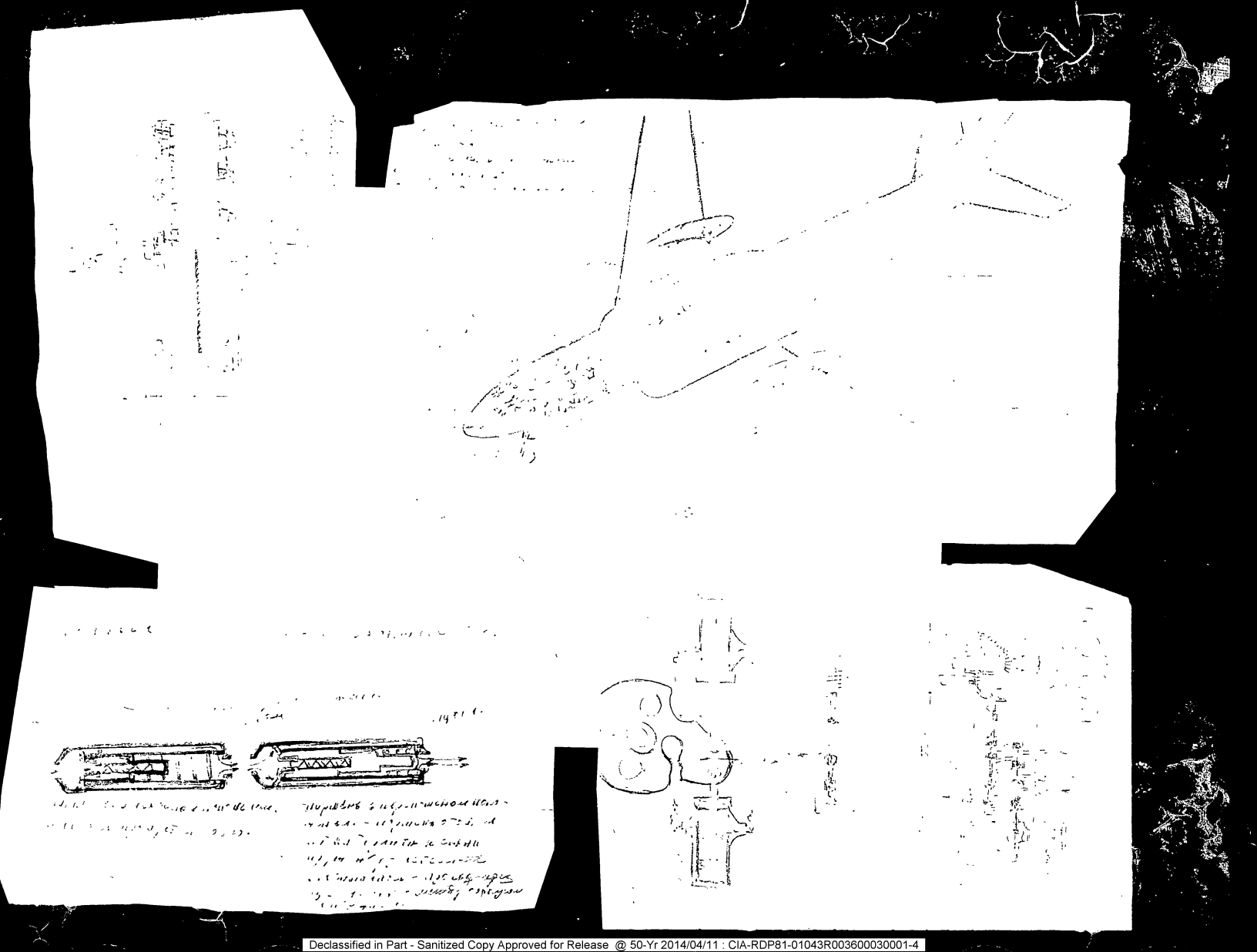
# РЕГЛАМЕНТ

## ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЕТОВ Ту-104 И Ту-104А

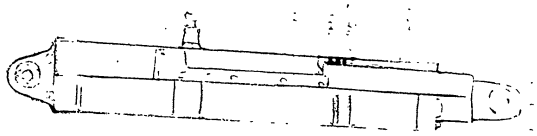
### Планер и силовые установки

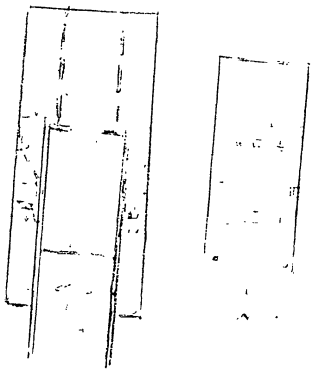
РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА

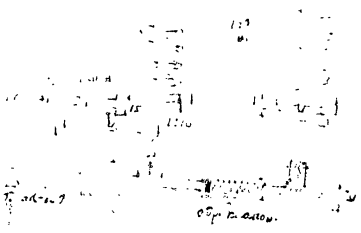
МОСКВА 1959



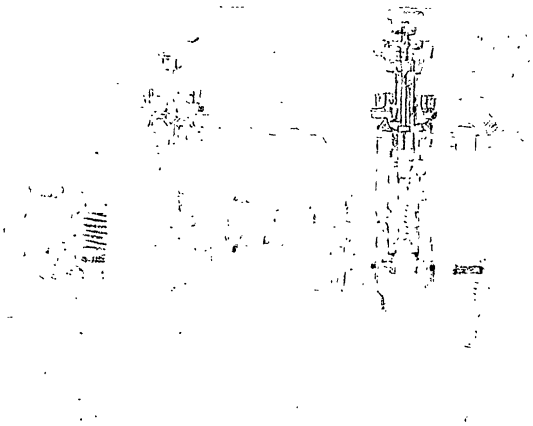
Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

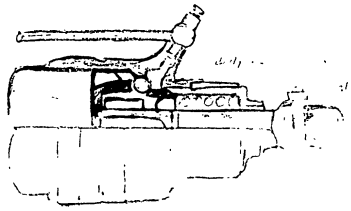




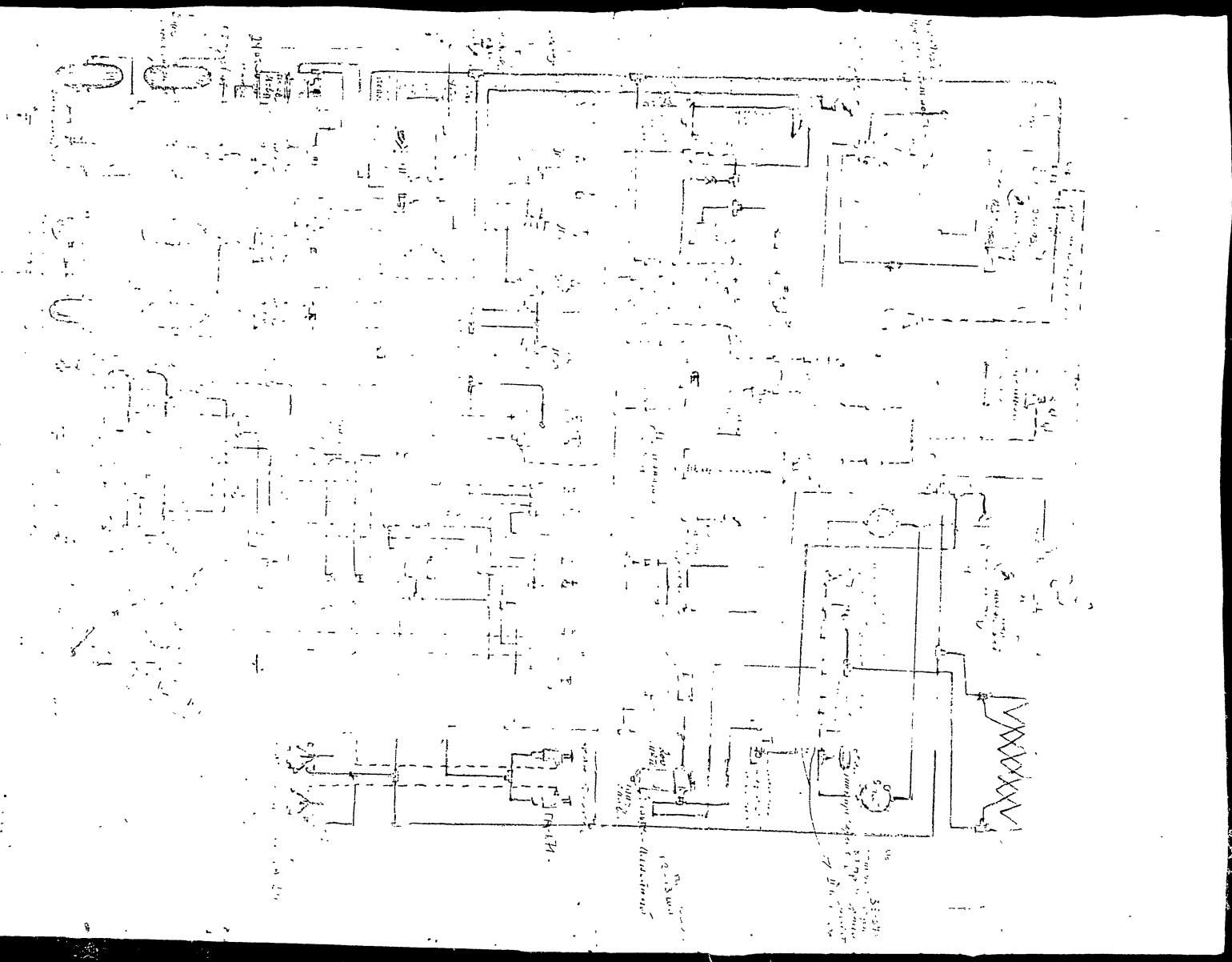


Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

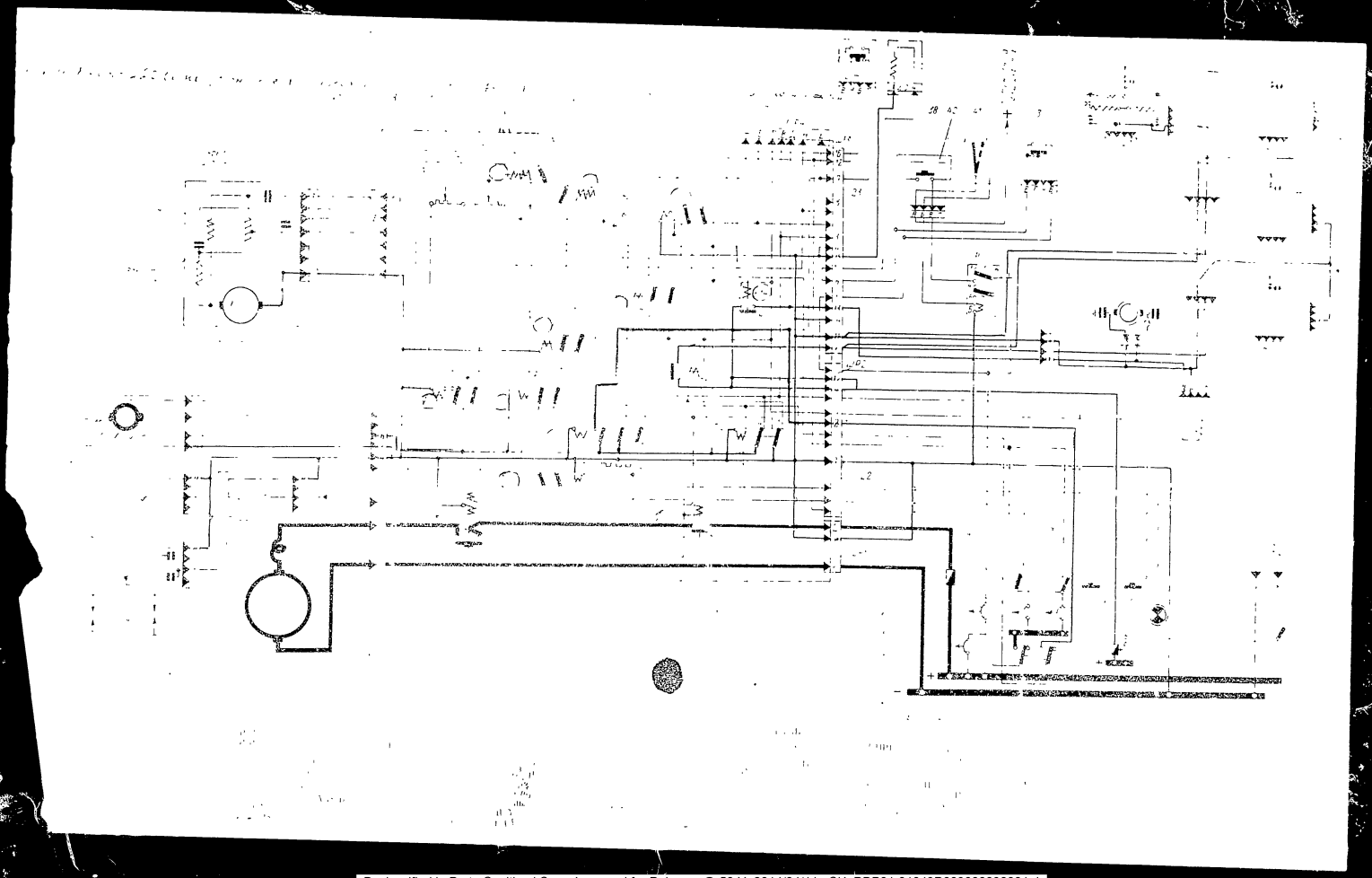




Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4



Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4



Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

Издательский редактор *Л П Старых* Техн редактор *В И Орешкина*

Г-42433 Подписано в печать 5/XI 1958 г
Бесплатно Заказ 826/268

Типография Оборонгиза

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

топлива. Для холодной прокрутки турбостартера выключатель *16* «Прокрутка турбостартера» ставится в положение Б, при этом плюс через ШР2-10 подается на обмотку реле Р8. Срабатывая, реле Р8 размыкает контакты 4—5 и замыкает контакты 2—3, подавая минус на обмотку контактора реле Р13. Плюс в этом случае на обмотку реле Р13 подается через ШР2-3, ШР5-Е, ШР5-Г. При срабатывании контактора реле Р13 подается плюс на пусковую обмотку реле Р12.

Реле Р12 срабатывает и подключает к сети стартер СА-189БМ. Плюс на стартер подается с ШРГ-2, контакты реле Р13, Р12 и ШР6-1, минус -через ШР1-3 и ШР6-2. При срабатывании реле Р12 плюс подается на обмотку реле Р10— реле топлива турбостартера. Срабатывая, реле Р10 размыкает контакты 4—5 и разрывает цепь пусковой обмотки реле Р12; в это время реле Р12 удерживается сериесной обмоткой во включенном состоянии. Через контакты 5—6 реле Р10 блокируется, а через контакты 2—3 замыкает цепь электромагнитных топливных кранов турбостартера, однако, при этом подача топлива в турбостартер не происходит, так как плюс цепи электромагнитных топливных кранов турбостартера разорван выключателем *16*. Плюс на ШР2-8 может быть подан только в том случае, если выключатель «Прокрутка турбостартера» находится в положении А. Для прекращения прокрутки турбостартера выключатель «Прокрутка турбостартера» ставится в положение А.

### Холодная прокрутка двигателя

При холодной прокрутке двигателя замыкается выключатель *47* «Прокрутка двигателя» и подается плюс на обмотку реле Р8, как и в случае прокрутки турбостартера. Операция прокрутки двигателя будет происходить аналогично операции прокрутки турбостартера, разница будет только в том, что после срабатывания реле Р10 с ШР2-8 через контакты 2—3 реле Р10 и ШР6-3 плюс будет подан на два электромагнитных топливных крана турбостартера, так как в этом случае выключатель *46* «Прокрутка турбостартера» находится в положении А и цепь электромагнитным топливным кранам будет под напряжением.

При включении в работу турбостартера нагрузка на электростартер СА-189БМ снизится, и он отключится от сети.

При прокрутке двигателя работает турбостартер и прокручивает холодный двигатель, но зажигание и топливо двигателю не подаются.

Для прекращения цикла «Холодная прокрутка двигателя» необходимо выключить выключатель *47*.

### Запуск в воздухе

При эксплуатации самолета возможен полет с одним двигателем. Тогда второй двигатель будет выключен. В случае необходимости включения его в работу достаточно подать зажигание и пусковое топливо, не повторяя всего цикла автоматического запуска.

Для запуска двигателя в воздухе нажимают на кнопку «Запуск в воздухе» *48*. При этом плюс с «Шины питания приборов от аккумулятора» через АЗС-5, через кнопку «Запуск в воздухе» и ШР2-9 подается на обмотки реле Р11 и Р14. Указанные реле срабатывают и подают плюс на пусковой топливный насос, электромагнитный клапан и зажигание. Чтобы прекратить запуск двигателя, необходимо кнопку *48* отпустить.

При запуске двигателя в воздухе «подтренировка» свечей не происходит.

При срабатывании реле Р1 замыкаются нормально-разомкнутые контакты 2—1, и подается плюс через контакты 2—1 реле Р5 на обмотку реле Р11 и Р14. Минус подается на обмотку реле Р11 от ШР2-1 через контакты 2—1 реле Р8, а на реле Р14 — через контакты 5—1 реле Р6. При срабатывании указанных реле включается система зажигания двигателя, пусковой топливный насос *31* и электромагнитный топливный клапан *36*. Одновременно подводится плюс к клемме ШР4-Г для сигнальной лампы, загорание которой свидетельствует о подаче питания на систему зажигания двигателя и к ШР4-Д для сигнальной лампы, загорание которой свидетельствует о подаче питания на пусковой топливный насос и электромагнитный топливный клапан.

При срабатывании реле Р11 включается реле Р2. При срабатывании реле Р2 снимается минус с реле Р1 и одновременно через контакты 5—6 и сопротивление R2 подготавливается цепь для дальнейшей работы. Блокировка реле Р11 осуществляется подачей плюса через контакты 3—2 реле Р2 на обмотку реле Р11 при выключении реле Р1.

При достижении двигателем оборотов 260—340 об/мин срабатывает сигнальное реле Р3, плюс к которому подается через ШР6-5, а минус — через ШР6-8 и контакты 5—4 реле Р7, 5—4 реле Р5 и 5—6 реле Р2.

Реле Р3 срабатывает и замыкает свои контакты 2—1, благодаря чему подается плюс на обмотку реле Р4 через контакты 2—1 реле Р7. Через контакты 2—3 реле Р4 блокируется, а через контакты 5—6 включает реле Р5. При включении реле Р5 выключается реле Р3 и подготавливаются цепочки для включения реле Р1 через сопротивление R3 и включения реле Р6, т. е. схема подготавливается для дальнейшей работы.

При достижении двигателем оборотов 740—880 об/мин, вторично срабатывает сигнальное реле Р1, плюс к которому подается от ШР6-5, а минус — от ШР6-8 через контакты 5—4 реле Р7, 5—6 реле Р5 и регулируемое сопротивление R3. Контакты 2—1 реле Р1 замыкаются и подают плюс на обмотку реле Р6 через контакты 2—3 реле Р5.

Реле Р6 срабатывает и через контакты 2—3 блокируется, а через контакты 5—6 включает реле Р7. Контакты 5—4 реле Р6 размыкаются, прекращается подача минуса на обмотку реле Р11. Реле Р11 выключается и прекращается подача плюса к пусковому топливному насосу и к клемме ШР4-Д. Включившееся в [illegible] промежуточное реле Р7 отключает сигнальное [illegible] Р1 и подготавливает цепь для включения сигнального



реле Р3 через регулируемое сопротивление R4. Кроме того, реле Р7 подготавливает цепь для включения реле Р8.

При достижении двигателем оборотов 1150—1250 об/мин вновь срабатывает сигнальное реле Р3 через регулируемое сопротивление R4. Контакты 2—1 реле Р3 замыкаются и подают плюс на обмотку реле Р8. При включении реле Р8 разрываются контакты 2—1 и снимают минус с обмотки реле Р11, которое выключается и снимает плюс с агрегатов системы зажигания и с клеммы ШР4-Г.

Выключение системы зажигания в конце цикла запуска (пусковое топливо выключается ранее) дает возможность проведения тренировки свечей.

Разрыв цепи контактов 5—4 реле Р8 снимает плюс с реле Р9 автоматического запуска и с клеммы ШР4-В, вся система приходит в исходное положение, что приводит к выключению всей электроавтоматики запуска; выключается контактор реле Р13 и реле Р10, которое обесточивает электромагнитные краны стартера; стартер С-300М при этом отключается, а двигатель самостоятельно выходит на обороты малого газа.

После окончания запуска двигателя при оборотах 1850—2050 об/мин срабатывает пневмоконтактор в результате повышения давления за компрессором. Плюс от ШР2-2 через ШР3-9, через вторую пару контактов пневмоконтактора подается на ШР3-12, а затем через ШР5-В и замкнутый концевой выключатель закрытия заслонки электромеханизма МЗК-2 на вторую обмотку возбуждения электродвигателя МЗК-2. Электродвигатель МЗК-2 начинает вращаться и закрывает заслонку, кроме того, размыкается концевой выключатель сигнализации и гаснет сигнальная лампа *43*, а концевой выключатель открытия заслонки в это время замкнется и подготовится к предстоящему открытию заслонки. После того как погаснет сигнальная лампа *43*, цикл закончится полностью.

Сигнальные лампы ШР4-В, ШР4-Г, ШР4-Д служат для проверки точности срабатывания элементов автоматики в наземных условиях. В эксплуатации штепсельный разъем ШР4 (ВШ-7) заглушен заглушкой.

Механизм МЗК-2 *42* срабатывает также на закрытие заслонки выхлопной трубы стартера при выключении главного переключателя *45*, тогда питание к механизму МЗК-2 подается через ШР2-7 и далее по той же цепи, что и при включении пневмоконтактора *39*.

### Холодная прокрутка турбостартера

Коробка ПТ-4В позволяет производить холодную прокрутку турбостартера и двигателя без подачи на них зажигания и

заслонки замыкается также нормально-разомкнутый контак концевого выключателя сигнализации При этом плюс с ШР2 3 через ШР5 Г, замкнутые контакты концевого выключателя сигнализации ШР5-Г и ШР2 11 подается на сигнальную лампу *13*, которая загорается, [illegible] на обмотку контактора реле Р13 [illegible] контактора [illegible] лампы *13* свидетельствует о том, что заслонка турбостартера открыта

Описанные операции являются подготовительными и проводятся перед выполнением каждого вида работы, осуществляемого коробкой НТ 1В при работе в наземных условиях.

## Автоматический запуск

При нажатии кнопки «Запуск» *11* плюс через ШР2-6 подается на обмотку реле Р9 автоматического запуска. Реле включается Через свои контакты 6- 5 реле Р9 блокируется, так как плюс от ШР2-2 проходит через контакты 6—5 реле Р9, контакты 5 4 реле Р8 и попадает на обмотку реле Р9, что дает возможность отпустить кнопку «Запуск» Кроме того, через параллельную цепь плюс подается на ШР4-В для сигнальной лампы, загорание которой свидетельствует о начале автоматического запуска Через контакты 2—3 реле Р9 подается минус на включение контактора реле Р13 (плюс был подан ранее от ШР6-Г). Контактор реле Р13 срабатывает и замыкает свои контакты, при этом плюс от клеммы 3 реле Р13 подается через контакты 5- 4 реле Р10 на пусковую обмотку РМО-4В (реле Р12). Реле Р12 срабатывает. После включения контактора реле Р13 и РМО-4В реле Р12 включются в работу агрегаты запуска стартера С-300М:

а) подводится питание к электродвигателю СА-189БМ, который начинает раскручивать стартер С-300М Вместе с тем вступает в работу сериесная обмотка реле Р12, последовательно включенная в силовую цепь электродвигателя СА-189БМ, и компенсирующая обмотка РМО-4В, получающая питание от силовой цепи через регулируемое сопротивление, позволяющее настраивать реле Р12 (обороты отключения электродвигателя СА-189БМ). Ампервитки компенсирующей обмотки действуют встречно ампервиткам сериесной обмотки;

б) вступает в действие система зажигания,

в) включается реле Р10, обмотка которого получает питание от клеммы 4 реле Р12. Реле Р10 срабатывает, разрывает контакты 4—5 реле Р10, вследствие чего пусковая обмотка реле Р12 отключается от сети. Реле Р12 остается включенным до тех



пор, пока усилие от сериесной обмотки [illegible] нагрузки [illegible] усилий от компенсирующей обмотки и [illegible] усилия пружины. Через свои контакты 5—6 сопротивление R6 реле Р10 блокируется.

г) через замкнувшиеся контакты 2 3 реле Р10 и ШР6-3 подается плюс на два включенных между собой параллельно топливных электромагнитных крана, открывающих подачу топлива в стартер. Минус для ЭМК турбостартера и системы зажигания подводится через ШР6-4.

При раскрутке стартера по мере роста его оборотов увеличивается мощность турбины, которая вместе с электродвигателем СА-189БМ участвует в раскрутке стартера Это ведет к постепенной разгрузке электродвигателя, к уменьшению тока, потребляемого электродвигателем, а следовательно, и тока, проходящего через сериесную обмотку реле Р12

Благодаря этому и в результате действия пружины реле при достижении стартером 8000—12 000 об/мин происходит автоматическое выключение обмотки РМО-4В и, следовательно, отключение электродвигателя СА-189БМ. Реле Р10 при этом остается включенным (питание поступает через контакты 5—6), обеспечивая работу кранов за все время работы стартера.

После отключения электродвигателя работающий турбостартер начинает раскручивать двигатель, с которым связан тахогенератор ТД-1 *35*. Тахогенератор имеет независимое возбуждение Плюс на обмотку возбуждения ТД-1 подается через ШР2-2, контакты 6—5 реле Р9, ШР6-6, а минус через ШР6-7.

При вращении тахогенератора на его клеммах появляется напряжение, пропорциональное оборотам двигателя. На клеммы тахогенератора ТД-1 через ШР6-5 и ШР6-8 включены два сигнальных реле РЛН-4 (Р1 и Р3), настроенных с помощью сопротивлений R1, R2, R3, R4.

Сигнальное реле Р1 с помощью сопротивления R1 настраивается на срабатывание при достижении оборотов двигателя 220—280 об/мин, а с помощью сопротивления R3 настраивается на срабатывание при оборотах двигателя 740—880 об/мин.

Сигнальное реле Р3 с помощью сопротивления R2 настраивается на срабатывание при достижении оборотов двигателя 260—340 об/мин, а с помощью сопротивления R4 на 1150—1250 об/мин.

При достижении двигателем оборотов 220—280 об/мин срабатывает сигнальное реле Р1, которому плюс подается через ШР6-5, а минус через ШР6-8 и контакты 5 - 4 реле Р7, 5—4 реле Р5 и 5—4 реле Р2.

**Перечень элементов коробки**

| Наименование и назначение | Количество | Обозначение на схеме |
|---|---|---|
| РПН-1 [illegible] реле | 2 | Р1, Р3 |
| ТКЕ52ПВ [illegible] реле | 5 | Р2, Р4, Р5, Р6, Р7 |
| ТКЕ52ПВ [illegible] зажигания всей системы | 1 | Р8 |
| ТКЕ53В [illegible] автоматического запуска | 1 | Р9 |
| ТКЕ52В [illegible] зажигания турбостартера | 1 | Р10 |
| КМ-100—контактор зажигания двигателя | 1 | Р11 |
| РМО-[illegible] максимальных оборотов включения и отключения электродвигателя СА-189БМ | 1 | Р12 |
| КМ-200—контактор для включения | 1 | Р13 |
| КМ-25—контактор для включения пускового топлива | 1 | Р14 |
| РС-25 № 10—регулируемое сопротивление | 2 | R1, R2 |
| РС-25 № 7—регулируемое сопротивление | 3 | R3, R4, R5 |
| ПЭВ-10-30М—остеклованное сопротивление | 1 | R6 |
| ШР10П3НШ9—штепсельный разъем для подключения питания от бортсети к электродвигателю СА-189БМ | 1 | ШР1 |
| ШР32П12НШ1—для подключения пульта управления | 1 | ШР2 |
| ШР40П16ЭШ2—для подсоединения агрегатов двигателя | 1 | ШР3 |
| ВШ-7 (ШП-7)—для подключения сигнальных ламп | 1 | ШР4 |
| ВШ-7 (ШУ-7)—для подключения МЗК-2 | 1 | ШР5 |
| ШР48П9ЭГ1—для подключения агрегатов турбостартера | 1 | ШР6 |

Электромонтаж выполнен проводом марки БПВЛ, все монтажные провода собраны в жгут.

Основным отличием пусковой коробки ПТ-4В от ПТ-4М является раздельное питание пусковых катушек КПН4-2Р1 и пускового топливного насоса ПНР10-3М, при котором в условиях наземного запуска система пускового топлива отключается раньше системы зажигания. Система пускового топлива отключается при оборотах 810±70 об/мин двигателя, а система зажигания отключается при оборотах 1200±50 об/мин, чем осуществляется «подтренировка» запальных свечей.



В условиях высотного запуска отключение системы зажигания и пускового топлива происходит одновременно. На фигуре приведена принципиальная схема электрооборудования двигателя.

Кроме элементов, расположенных в корпусе коробки, на схеме приведены элементы, в комплекте с которыми работает коробка, агрегаты, которыми она управляет, и вспомогательная коммутационная аппаратура.

Основной функцией работы коробки ПТ-4В является автоматический запуск авиадвигателя нажатием кнопки «Запуск» электростартер включается и раскручивает турбостартер, а после запуска последнего автоматически отключается от него. Турбостартер в свою очередь производит раскрутку основного авиадвигателя. По мере раскрутки основного авиадвигателя пусковая коробка ПТ-4В в комплекте с тахогенератором в определенном порядке подает сигналы для управления системой зажигания и пускового топлива.

Задающим элементом схемы является тахогенератор постоянного тока, который вращается со скоростью пропорциональной скорости вращения двигателя.

Тахогенератор питает сигнальные реле, которые срабатывают и подают сигналы в зависимости от величины напряжения, развиваемого тахогенератором.

Остальные функции коробки ПТ-4В—«Запуск в воздухе», «Прокрутка турбостартера», «Прокрутка двигателя»—являются частями этого процесса. Перед всеми видами работ, выполняемых коробкой ПТ-4В, проводятся подготовительные операции, которые осуществляются следующим образом. На главные токоведущие шины «плюс» и «минус» подается питание от бортсети, при этом минус будет подан на ШР2-1, ШР1-1, ШР1-3. Плюс при этом подается на ШР1-2, ШР2-5, ШР2-4, ШР2-12.

После подачи питания на главные шины и включения АЗС включается главный выключатель *45*, тем самым подается плюс на ШР2-2, ШР2-3, ШР2-8.

Через ШР2-2, ШР3-9, замкнутые контакты пневмоконтактора *39* ШР3-16, ШР5-Б и через замкнутый концевой выключатель открытия заслонки плюс подается на обмотку возбуждения электродвигателя МЗК-2.

Электродвигатель МЗК-2 начинает вращаться, открывая заслонку выхлопной трубы стартера С-300М. Концевой выключатель открытия заслонки размыкается, а концевой выключатель закрытия заслонки замыкается, подготавливая электромеханизм к операции закрытия. За 6—10 [illegible] открытия

# БЮЛЛЕТЕНЬ № 48800-764 (26-ИК)

## ДВИГАТЕЛЬ РД-3М

По вопросу: **Работа новой системы запуска двигателя с коробкой ПТ-4В**

Настоящий бюллетень является дополнением к бюллетеню № 48А-50-ИК (12-ИК) по вопросу: «Введение новой системы запуска, обеспечивающей запуск двигателя в воздухе до высоты 11 000 *м*».

В настоящем бюллетене приводится принципиальная схема электрооборудования двигателя с коробкой ПТ-4В, блоками пусковых катушек КПН4-2Р1 и свечами СПН-4, а также описываются электрические процессы, происходящие при автоматическом запуске, холодных прокрутках турбостартера и двигателя и запуске в воздухе.

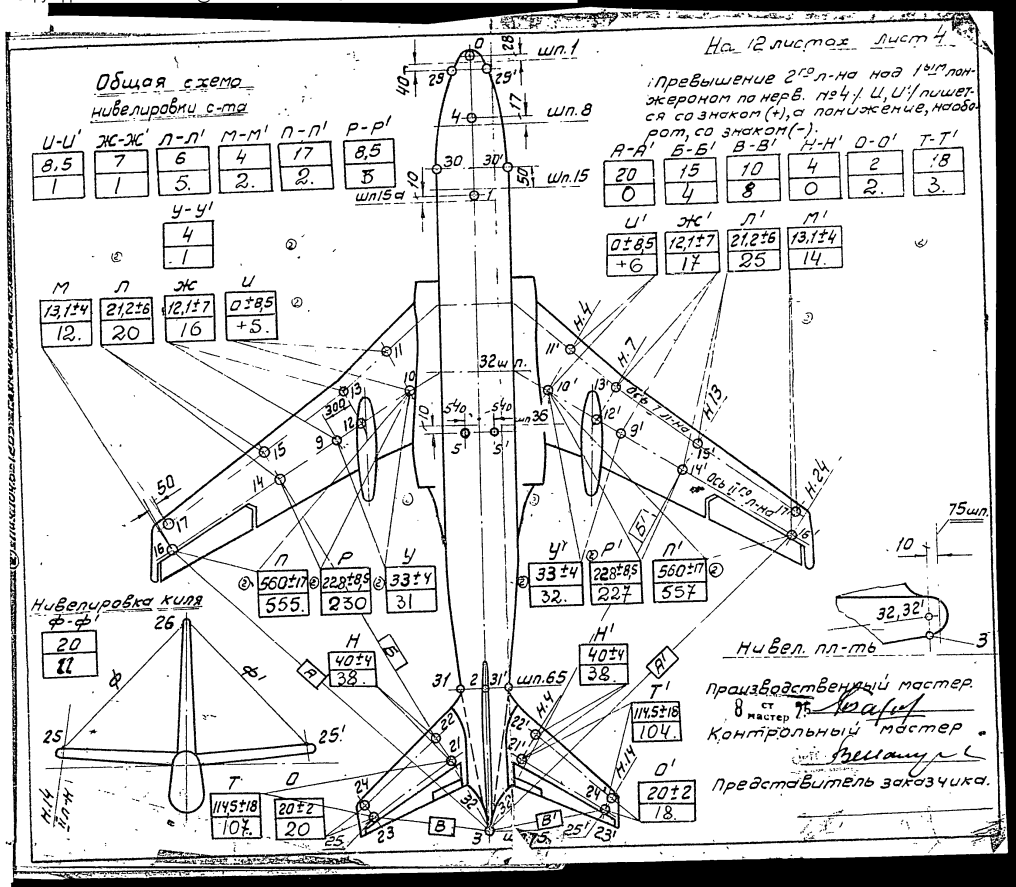
### Принципиальная схема электрооборудования двигателя с коробкой ПТ-4В

Коробка пуска ПТ-4В предназначена для работы в системе запуска авиадвигателя и обеспечивает:

а) автоматический запуск двигателя;
б) запуск двигателя в воздухе;
в) холодную прокрутку турбостартера;
г) холодную прокрутку двигателя.

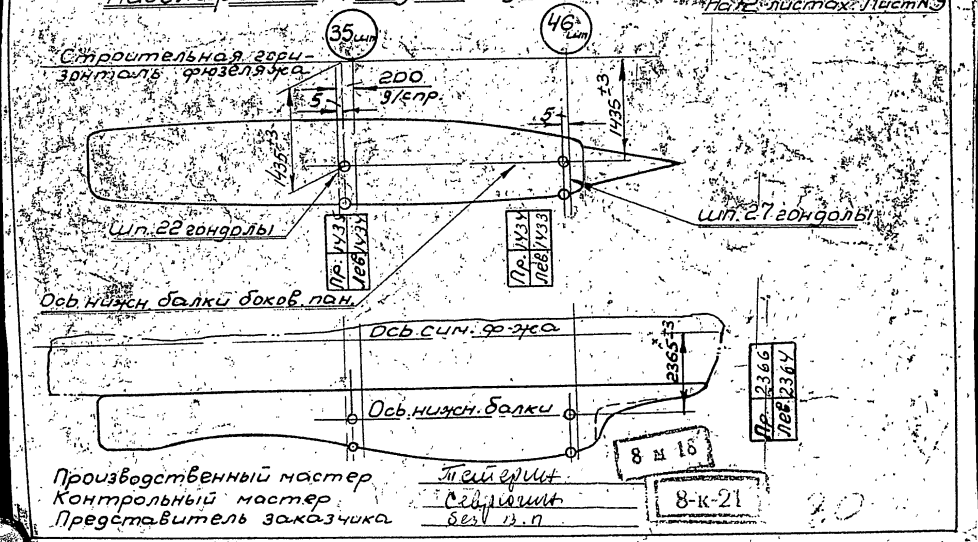
Коробка ПТ-4В выпускается в отрегулированном комплекте с тахогенератором ТД-1 и представляет собой коммутационный агрегат, состоящий из отдельных электрически связанных между собой реле и сопротивлений.

Коробка состоит из корпуса, отлитого из магниевого сплава, в котором располагаются все элементы коробки и съемной крышки. На крышке имеется открывающийся лючок, через который можно подрегулировать коробку с помощью сопротивлений РС-25 для обеспечений параметров запуска.



# Нивелировка гондолы двигателя

На 12 листах. Лист № 9



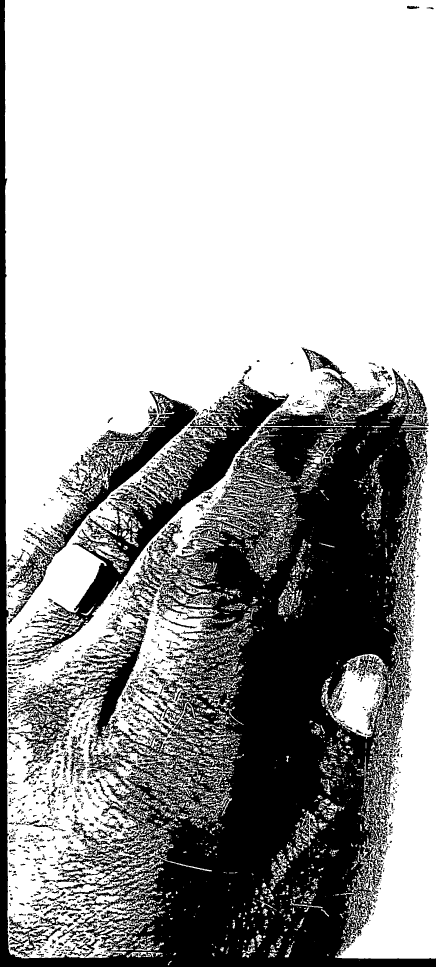

8 м 16

Производственный мастер Тейерит

Контрольный мастер Сергеев

Представитель заказчика без п.п

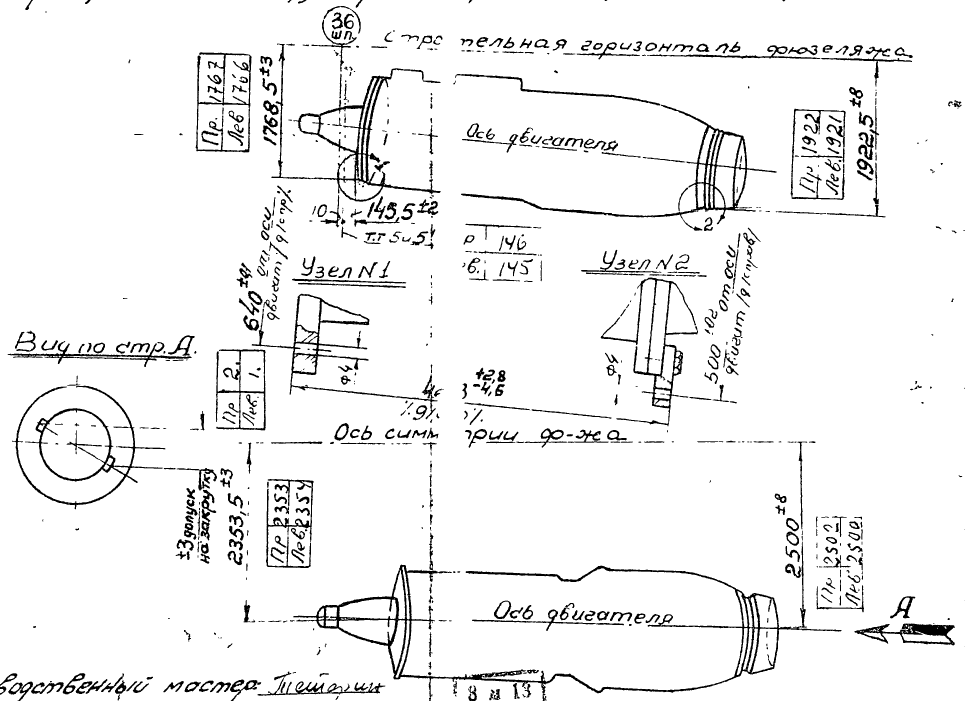
8-к-21



На 12 листах Лист 10

# Нивелировка двигателя

При нивелировке двигателя поз. № 7 черт. № Т-6400-55 должен быть снят. При установке двигателя должна быть обеспечена равномерная проходная щель между торцом фланцы и выходным соплом двигателя.




Производственный мастер: Тейтрин

Контрольный мастер: Сидякин

Представитель заказчика: Бел... П. 24.X.57

8 м 13

8-к-21

50X1-HUM

Page Denied

Next 3 Page(s) In Document Denied

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР

*(СРЕДНЕГО И ТЯЖЕЛОГО)*

# ФОРМУЛЯР

50X1-HUM

## ЧАСТЬ 1

**Планер и входящие в него системы**

50X1-HUM

50X1-HUM

Page Denied

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

"Не утверждена"
экземпляр для ориентировки расчетов.

/Филонов/

ДЛИНА РАЗБЕГА САМОЛЕТА ТУ-104 2 РД-2М.
в различных условиях старта.

| Давление | 760 мм. | | | | 740 мм. | | | | 720 мм. | | | | Полная скорость взлета |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Температура | 25° | 30° | 35° | 40° | 25° | 30° | 35° | 40° | 25° | 30° | 35° | 40° | |
| Заметный вес 72500 | 2120 | 2220 | 2330 | 2440 | 2260 | 2370 | 2480 | 2600 | 2410 | 2520 | 2650 | [illegible] | [illegible] |
| 72000 | 2070 | 2160 | 2260 | 2380 | 2220 | 2310 | 2420 | 2540 | 2370 | 2490 | 2600 | [illegible] | [illegible] |
| 71000 | 2000 | 2100 | 2200 | 2300 | 2150 | 2240 | 2340 | 2450 | 2280 | 2390 | 2510 | [illegible] | [illegible] |
| 70000 | 1940 | 2030 | 2120 | 2230 | 2070 | 2160 | [illegible] | 2380 | 2210 | 2310 | 2430 | [illegible] | [illegible] |
| 69000 | 1880 | 1960 | 2060 | 2150 | 2010 | 2100 | 2190 | 2300 | 2150 | 2250 | 2360 | [illegible] | [illegible] |
| 68000 | 1830 | 1910 | 2000 | 2100 | 1950 | 2030 | 2120 | 2240 | 2080 | 2180 | 2290 | [illegible] | [illegible] |

Примечание: 1. Указанные длины разбега соответствуют штилю. Встречный ветер уменьшает длину разбега на 200-250м. на каждые 5 м/сек.

2. Уменьшение скорости отрыва по сравнению с нормальной на [illegible] 10 км/час. уменьшает длину разбега на 150 мт.

3. Для прикидочных расчетов: В стандартных условиях/ р=760 мм., темп.+ 15°С/. длина разбега равна 1950м. при весе 72500кг. Понижение давления на каждые 20мм. увеличивает разбег на 105м., понижение температуры на 10°С.-увеличивает разбег на 200-250мт. Уменьшение веса на каждые 1000 кг. уменьшает разбег на 60-80 мт.

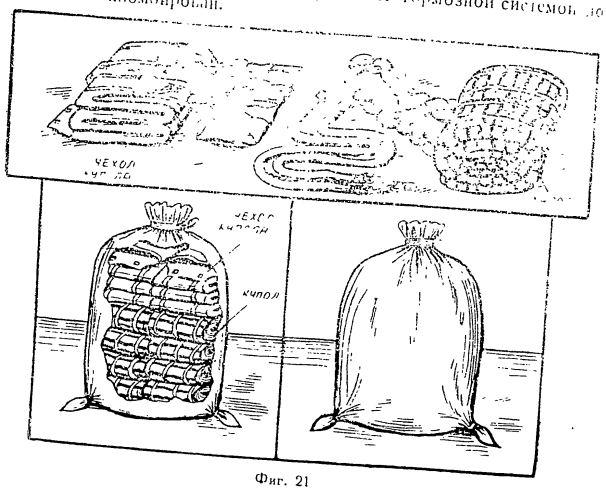
НАЧАЛЬНИК ОТДЕЛЕНИЯ ОТДЕЛА 51
Гос.НИИ ГВФ - /РОЗЕНБЛАТ/

26.4.57г.

Если парашютно-тормозная система не находится в экспл[illegible]ции свыше 30 дней, то её необходимо раскрыть, купола вынуть из чехлов, проветрить и просушить их, а также чехлы куполов и вытяжные парашюты; затем сложить купола по полотнищам и сверху, как показано на фиг. 21. Стропы собрать в косу.

В мешок уложить вначале купола со стропами, затем чехлы и вытяжные парашюты.

Мешок с уложенной в него парашютно-тормозной системой должен быть опломбирован.




Фиг. 21

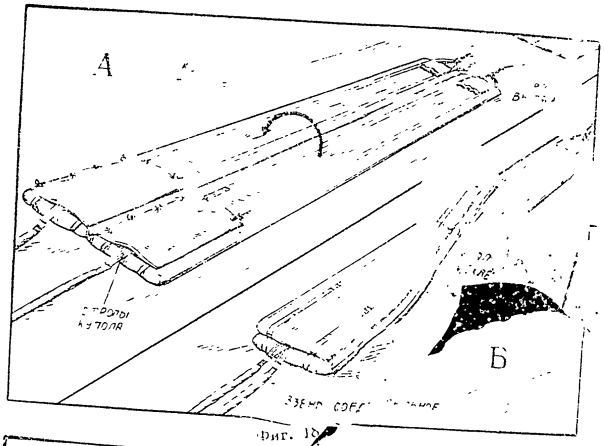


## ОГЛАВЛЕНИЕ

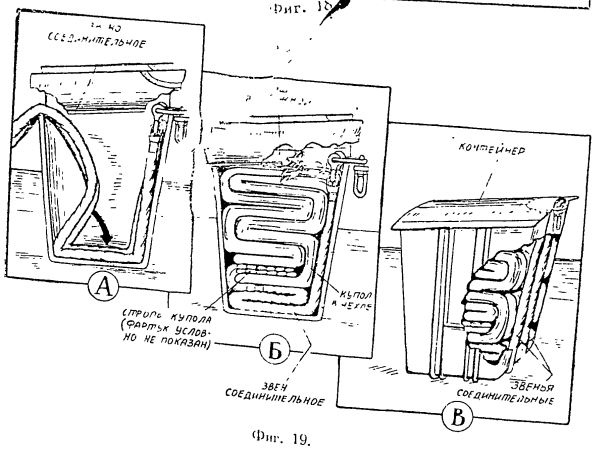
### Техническое описание парашютно-тормозной системы ПТ-3033-53



### Инструкция по укладке парашютно-тормозной системы ПТ-3033-53




Фиг. 18




Фиг. 19.



прямоугольник, и уложить нижнюю кромку куполов вытяжных парашютов в направлению полёта самолёта.

После укладки парашютно-тормозной системы в контейнер закрыть крышкой (фиг. 19 б).

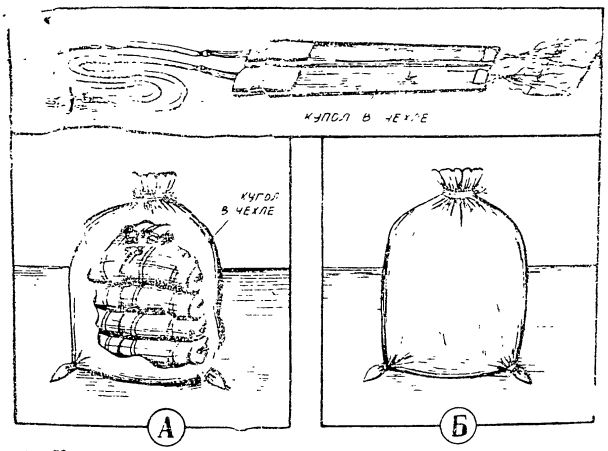
Хранение парашютно-тормозной системы в контейнере на самолете разрешается не более 20 суток на складе или в парашютной комнате не более одного месяца.

По истечении указанного времени парашютно-тормозную систему необходимо из контейнера вынуть, просушить и уложить вновь.

## § 8. ХРАНЕНИЕ ПАРАШЮТНО-ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ

Парашютно-тормозная система переносится и хранится только в мешке.

Хранение парашютно-тормозной системы продолжительностью [illegible] дней производится в положении пригодном для немедленной переукладки её в контейнер, т. е. купола должны быть уложены в чехлы системы, вытяжные парашюты присоединены к чехлам системы, уздечка куполов соединены с уздечками соответствующих чехлов куполов (фиг. 20)




Фиг. 20

Левой рукой укладывающий берёт все стропы, кладет и хол между сотами и накладывает правой рукой фартук съемные соты (фиг. 15).

Пр ов ячейку стёмных сот в окно фартука чехла, укл шей огибает пучок строп на указательном пальце левой руки вой рукой при помощи крючка или шнура, пропущенного правую ячейку стёмной соты, захватывает крюнком или строп и протаскивает их в ячейку соты.

После этого затягивает стропы левой рукой до уров располагая стропы так, как показано на фиг. 15, и вынимает к

Потом снова взяв стропы, сгибает их на указательном д правой руки и крючком в левой руке протаскивает стропы в ячейку стёмных сот.

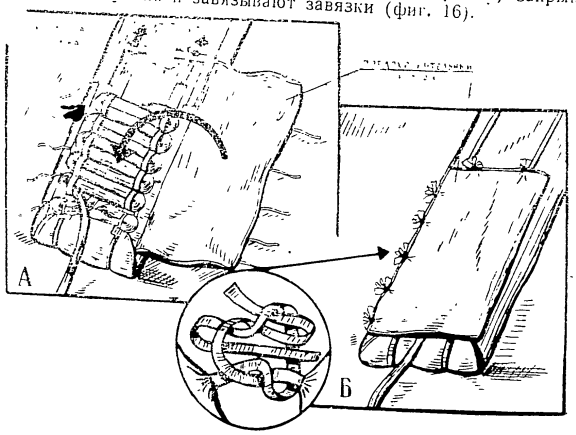
После замыкания фартука стропами, т. е. укладки строп в вую пару сот, стропы укладывают в ячейки самой верхней гар как показано на фиг. 15

В остальные ячейки сот стропы укладываются так же к верхнюю ячейку (фиг. 15)

Помогающий, находясь с правой стороны стола, одной ру удерживает стропы, уложенные в соты, а другой придерживае пол в чехле от смещения по столу.

В процессе укладки не допускается перекручивание строп.

После укладки строп вынимают укладочную рамку, закрывают клапан чехла купола и завязывают завязки (фиг. 16).

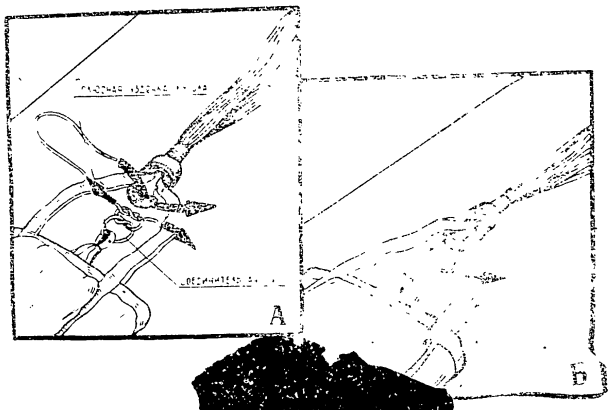



Фиг. 16.



Затем укладывающий соединяет нотоси купола и вытяжного парашюта нитью, крепостью 15 кг ( ) ... парашют соединён петлей-кладкой с нотоси чехла купола.

Чехол с уложенным куполом захлёстывают в такой же способом укладывают стропы второго купола в соответствующие чехла купола.




Затем куполы, уло ... нотоси один на другой стропами внутрь ( ...

После этого парашю ... укладывается в ... тейнер.

## § 7. УКЛАДКА ПАРАШ ... НОЙ СИСТЕМЫ

Вначале укладываются ... соединительные звенья при этом серьга должна при ... ю к стенке контейнера а кольцо выступать из контей ... имально возможную длину (фиг. 19А).

Затем куполы, подготовле ... укладки в контейнер, фиг 18) укладываются на соединительные ... путем перегиба и размещения их по длине контейнера (фиг ...

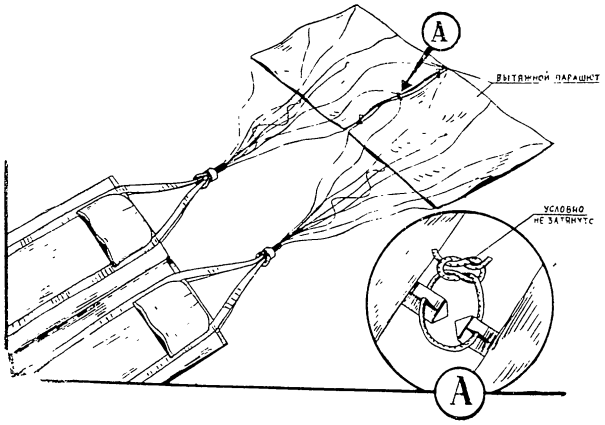
Вытяжные парашюты уложить сверху куполов, как показано на фиг. 19Б. Для этого вытянуть на полную длину вытяжные купола и их стропы, сложить нижнюю кромку по полотнищам, обхватывая пря-

## § 5. МОНТАЖ ВЫТЯЖНОГО ПАРАШЮТА С ЧЕХЛОМ КУПОЛА

Укладывающий соединяет вначале один, затем второй вытяжной парашюты с уздечками чехлов (фиг. 12).

После этого укладывающий, продевая в петли, расположенные на одной из сторон вытяжных парашютов, шнур и, завязывая последний прямым узлом, соединяет вытяжные парашюты между собой (фиг. 13).

ПРИМЕЧАНИЕ. При соединении вытяжные парашюты необходимо располагать так, чтобы не происходило пересечения строп одного вытяжного парашюта стропами другого.




Фиг 13

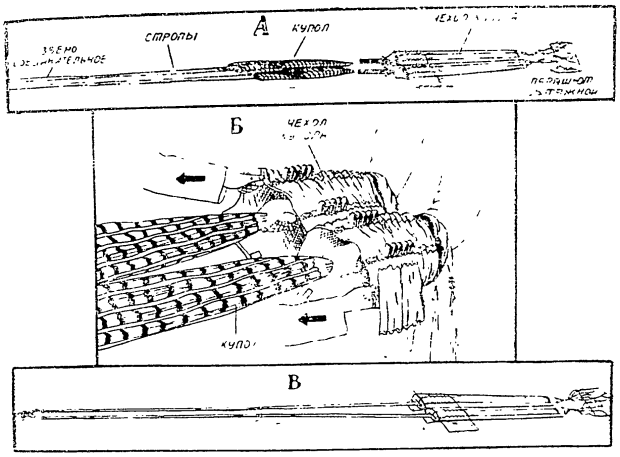
## ОДЕВАНИЕ ЧЕХЛОВ НА КУПОЛЫ СИСТЕМЫ И УКЛАДКА СТРОП В СОТЫ

Укладывающий берёт чехлы куполов системы и с помощью помогающего надевает одну руку в один чехол, вторую в другой чехол. Затем, нагнувшись за полюсные части куполов с помощью помогающего, надевают чехлы на купола системы (фиг. 14).

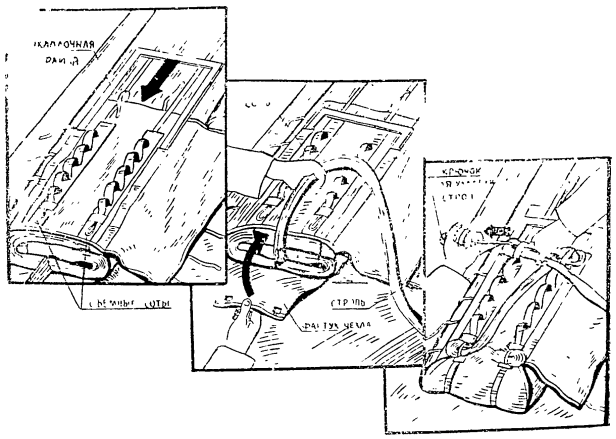
Укладка строп в соты чехлов производится раздельно, т. е. стропы одного купола укладывают в соты того чехла, в который уложен данный купол.

Расправив нижнюю кромку купола и чехла купола, вставив укладочную рамку (фиг. 15), приступают к укладке строп. Укладывающий становится с левой стороны стола, помогающий с правой.

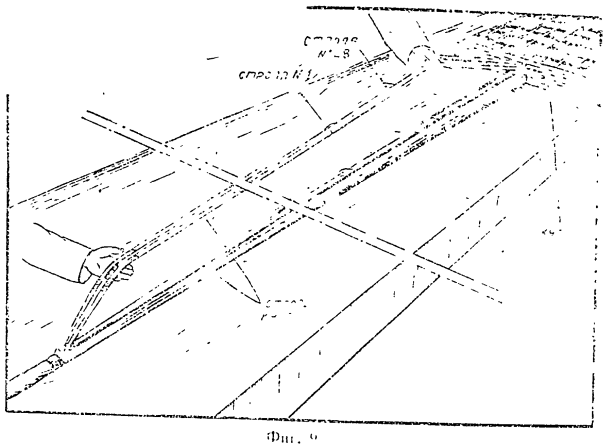




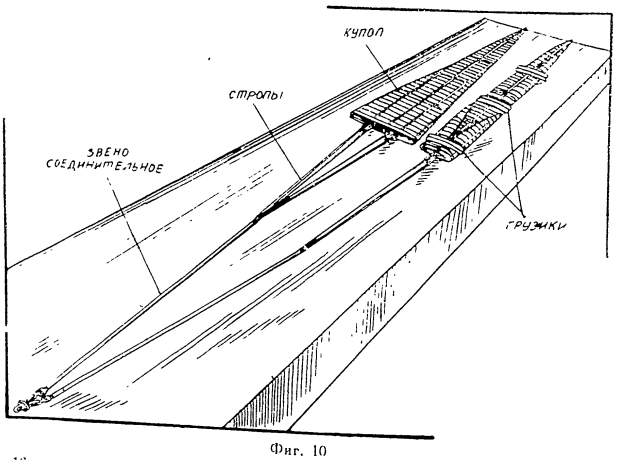

Фиг. 14




Фиг. 15

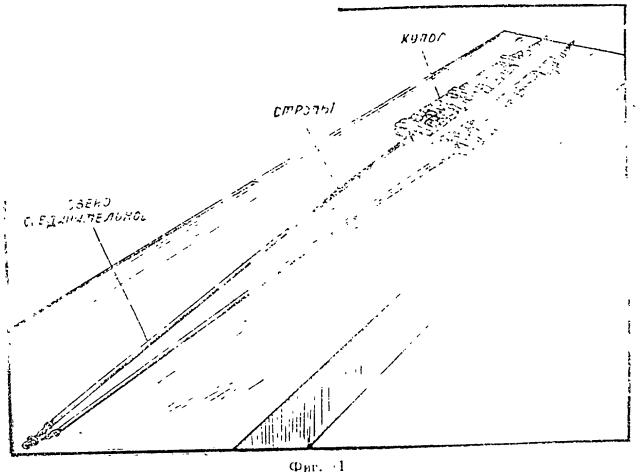


Фиг. 9

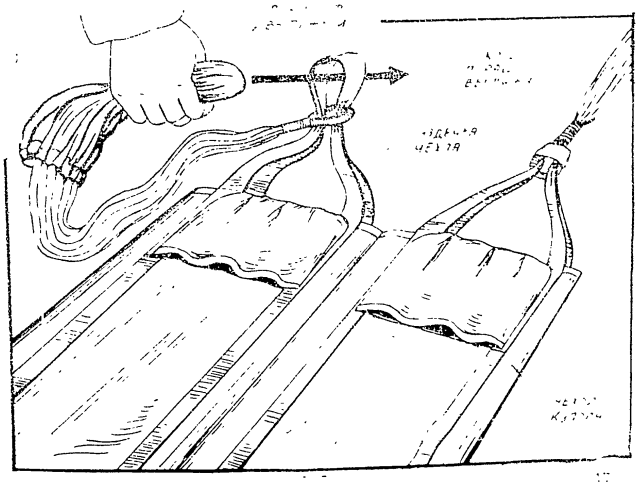



Фиг. 10

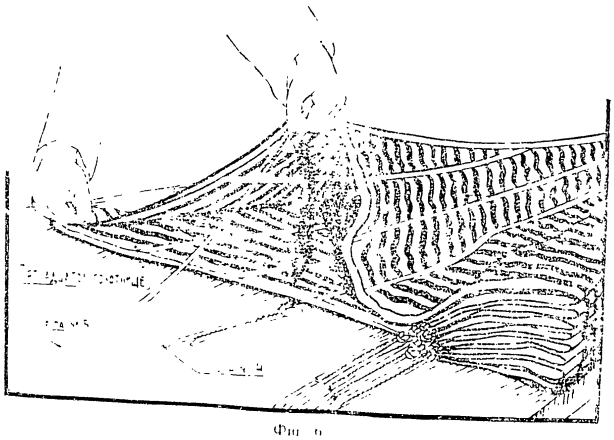




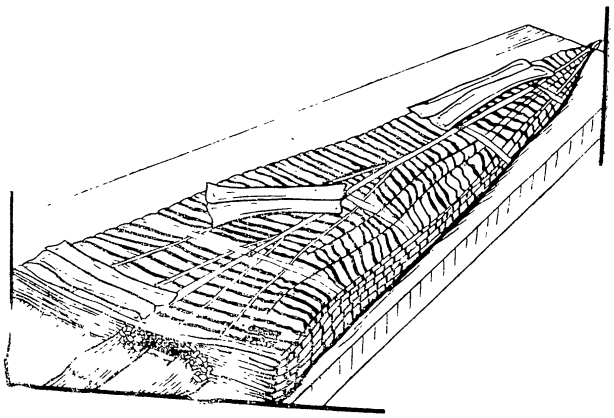

Фиг. 11



Фиг. 12



Фиг. 6



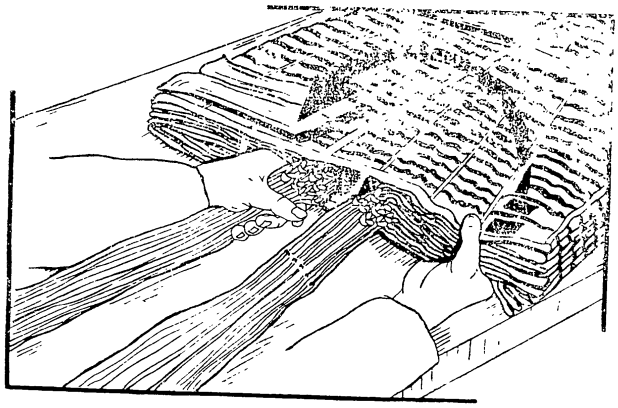
Фиг. 7



После укладки производится проверка [illegible] укладки купола.

Правильно уложенный купол [illegible] с складским клеймом сверху на правой стороне.

Затем проверяется правильность укладки полотнищ и строп. Для этого расправить стропы предварительно [illegible]



Фиг. 8

Помогающему захватить стропы у нижней кромки сложенного купола, а укладывающему разделить стропы так, как показано на фиг. 9, стропы № 1 № 28 должны располагаться рядом и сверху.

После проверки укладки левая и правая стороны перегибаются пополам по направлению клейма, для чего укладывающий берёт уложенное полотнище у нижней кромки купола, а помогающий перегибает полотнище [illegible] их длине, как показано на фиг. 10.

После этого вкладывают грузики на уложенный купол, сдвигают их к краю стропы отдельно боковой стороне (фиг. 10), и приступают к складыванию второго купола.

Складывание второго купола производится по изложенному в настоящем параграфе способу.

После складывания куполов производится монтаж колец с серьгами на соединительную скобу, при помощи которой парашютно-гермозная система присоединяется к самолёту.

Купола, подготовленные для надевания на них чехла купола, показаны на фиг. 11.

После этого проверяются зигзагообразные строчки в местах стыка строп и у нижней кромки в местах заделки строп.

Закончив осмотр первого купола, в том же порядке осматривают второй купол.

При осмотре чехла купола проверяется пристрочка основных сот и монтаж съёмных (замыкающих) сот, а также устанавливают наличие или отсутствие повреждений нитей швов, ткани и тесем чехла системы.

При осмотре вытяжного парашюта системы проверяется отсутствие повреждений ткани и тесем купола, петель и завязок, соединяющих купола вместе, и отсутствие спутывания строп.

Перечень дефектов, устраняемых в условиях части, а так же метод их устранения изложен в инструкции № 470—54—ИИО по войсковому ремонту парашютно-тормозных систем.

Парашютно-тормозная система допускается к эксплуатации без устранения следующих дефектов:

1. Обрыв не более 2-х нитей оплётки шнура на одной стропе и не более, чем на 15 стропах каждого купола,

2. Загрязнения на куполе, чехле купола, вытяжном парашюте.

## § 4. СКЛАДЫВАНИЕ КУПОЛОВ

Складывание куполов производится после их осмотра поочерёдно, вначале одного, затем второго.

При складывании первого купола, второй находится на этом же укладочном столе, сдвинутый к одному из продольных краёв стола.

Для складывания необходимо купол разложить на столе и прикрепить полюсную уздечку купола за крючок, имеющийся на столе.

При этом купол необходимо расправить так, чтобы заводское клеймо было сверху (фиг. 4)

Затем укладывающему и помогающему встать с левой стороны стола. Укладывающему встать лицом к вершине купола у его нижней кромки, левой рукой захватить и приподнять левую группу строп и перебросить ее на правую половину, а правой рукой, взявшись за стропу № 15 удерживать её посередине стола (фиг. 5).

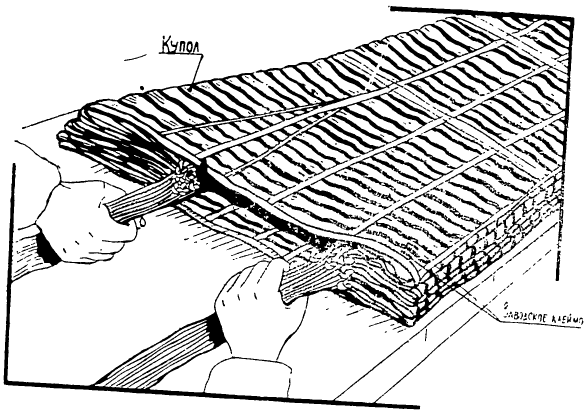
После этого укладывающему повернуться левым боком к столу, взять левой рукой петлю стропы № 16, а правой нижнюю кромку посередине между петлями строп № 15 и № 16, опустить нижнюю кромку и петлю стропы № 16 на левую половину стола (фиг. 6) и подравнять нижнюю кромку купола

Таким образом складывается вся левая сторона купола, начиная с 15 по 28 полотнище.

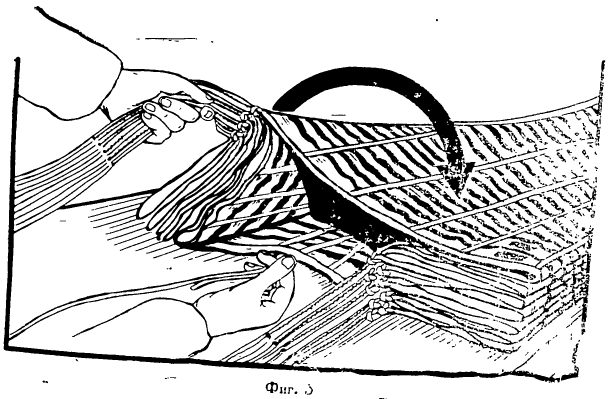
На уложенную левую половину купола накладываются грузики (фиг. 7) и укладчики переходят на правую сторону стола.

Укладчики перекладывают всю правую сторону купола на левую, и производят складывание правой половины купола аналогично левой (фиг. 8).






Фиг. 4



Фиг. 5

## § 2. ПРИНАДЛЕЖНОСТИ ДЛЯ УКЛАДКИ

Для укладки в помещении в комплект укладочных принадлежностей входят:

1. Укладочная рамка — 1 шт.
2. Грузики 4 шт. — мешочки, наполненные крупным хорошо промытым песком.
3. Крючок для укладки строп, изготовленный из стальной проволоки диаметром 5 мм, или шнур х бум. № 1 и шёлковый № 10Б; или № 12Б.
4. Нитки льняные № 9,5 6 для пломбирования переносной сумки.
5. Пломбир и пломбы.
6. Сумка для укладочных принадлежностей.
7. Игла № 12.

Для укладки в полевых условиях дополнительно в комплект укладочных принадлежностей необходимо включить:

1. Наколенники — 4 шт. (две пары).
2. Костыли металлические 4 ÷5 шт.
3. Укладочное полотнище.

## § 3. ОСМОТР И ПОДГОТОВКА СИСТЕМЫ К УКЛАДКЕ

Перед укладкой парашютно-тормозная система подвергается тщательному внешнему осмотру с целью определения пригодности её к эксплуатации.

Осмотр и укладку парашютно-тормозной системы выполняют два человека: укладывающий, ответственный за укладку, и помогающий.

Для осмотра и укладки оба купола раскладывают вдоль стола. Каждый купол осматривается и подготавливается к укладке отдельно.

Укладывающий берёт полотнище купола с клеймом завода и поднимает его вверх, а помогающий поднимает купол за полюсную часть и просматривает полотнище на «свет» (фиг. 2).

Таким образом просматриваются все полотнища. Одновременно с просмотром полотнищ проверяется состояние лент меридиональных.

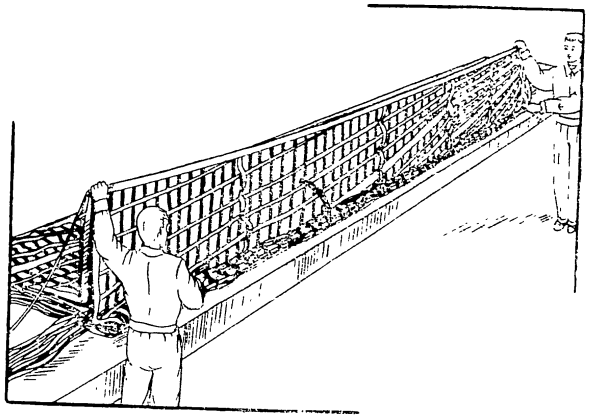
Затем полотнища купола раскладываются на столе и проверяется, так же внешним осмотром, состояние лент экваториальных.

После осмотра купола переходят к осмотру строп, для чего помогающий от полюсного отверстия купола переходит к тому месту соединительного звена, где оканчивается чехол соединительного звена и начинаются стропы, поднимает последние вверх и натягивает их.

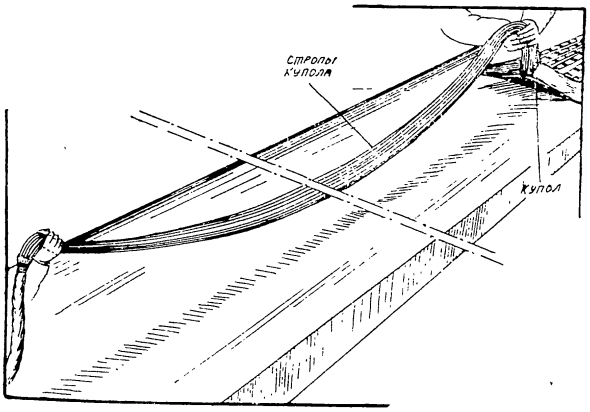
В это время укладывающий собирает все стропы вместе у нижней кромки, поднимает их вверх, и проверяет провисание строп (фиг. 3).

Затем стропы укладываются на столе. Укладывающий перемещаясь от нижней кромки к соединительному звену, накладывая руки на стропы, вращает их и, осматривая, устанавливает отсутствие или наличие повреждений строп.





Фиг. 2.




Фиг. 3.

В комплект парашютно-тормозной системы входят 2 вытяжных парашюта, соединённых между собой попарно связанными петлями, пришитыми на нижних кромках вытяжных парашютов (фиг. 1).

Уздечки вытяжных парашютов соединяются с уздечками чехлов купола в системы петлёй удавкой (фиг. 1).

## 4. Мешок

Мешок, изготовленный из авизента, предназначен для хранения и переноски уложенной в него парашютно-тормозной системы.

Мешок с уложенной в него парашютно-тормозной системой, при передаче системы на хранение, — пломбируется.

## 5 Шнур-завязка

Шнур-завязка предназначен для связывания петель вытяжных парашютов.

Шнур-завязка изготовлен из хлопчатобумажного шнура, крепостью 40 кг, имеет длину 150 мм. Концы шнура вощёные.

## 6. Нить обрывная

Нить обрывная предназначена для соединения уздечки чехла с уздечкой купола. Обрывная нить изготовлена из льняной нитки, прочностью 15 кг, длиной 750 мм.



# Инструкция по укладке парашютно-тормозной системы ПТ-3033-53

## § 1 СТОЛ ДЛЯ УКЛАДКИ

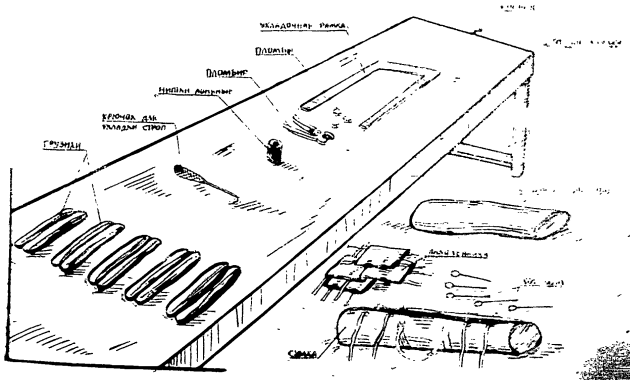
Укладка парашютно-тормозной системы ПТ [illegible] производится как в помещении так и на аэродроме [illegible] года.

Укладка в помещении производится на деревянном [illegible] тщательно отполированном укладочном столе.

На торцовой стороне стола находится крючок [illegible] полюсной петли купола при его укладке (фиг. 1).

Размеры стола: длина не менее 12 м, ширина [illegible] высота 0,9—1 м.

ПРИМЕЧАНИЕ. Соединительные звенья при [illegible] куполов складываются внизу у стола.




Фиг. 1.

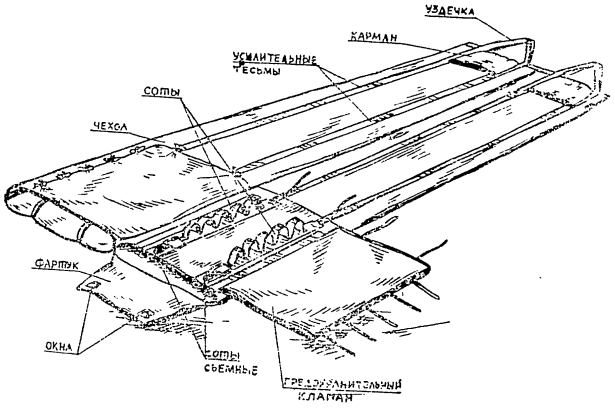
Для предохранения от зацепления отдельных строп за части контейнера на соединительное звено одет чехол из хлопчатобумажной ткани, концы которого закреплены на соединительном звене оплеткой льняными нитками.

Концы строп присоединены к куполу посредством привязки за петли, образованные меридиональными лентами.

Противоположные концы строп, образующие соединительное звено, заканчиваются кольцом с серьгой, предназначенной для присоединения парашютно-тормозной системы к самолёту посредством дополнительной скобы.

## 2. Чехол купола

Чехол купола предназначен для упорядочения раскрытия купола и предохранения его от перехлёстывания. В парашютно-тормозной системе применяются два отдельно изготовленных чехла, соединённых вместе посредством одновременной сострочки продольных швов (фиг. 3).




Фиг. 3

Для изготовления чехла купола применяется хлопчатобумажная ткань АТС-28.

В нижнем основании чехол купола имеет 5 пар основных и одну пару съёмных (замыкающих) резиновых сот для укладки в них строп купола.

Пучок строп, вложенный в съёмную пару сот, препятствует преждевременному выходу купола из чехла.



В нижнем основании чехла имеются фартук для прикрытия нижней кромки купола и предохранительный клапан с завязками для перекрытия строп, уложенных в соты, и предохранения их от выдувания потоком воздуха в процессе раскрытия парашюта.

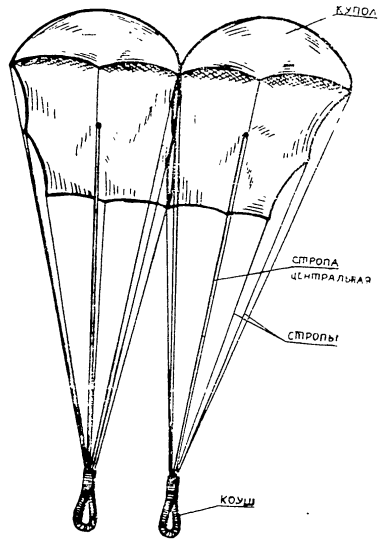
В верхней части чехла имеются два кармана, которые помогают вытяжному парашюту вытягивать стропы из сот и стягивать чехол с купола. По всей длине чехол усилен продольными тесьмами, образующими в верхней части полюсную уздечку.

## 3. Парашют вытяжной

Парашют вытяжной (фиг. 4) предназначен для стягивания чехла с купола и введения его в действие.

Парашют вытяжной имеет квадратную форму, изготовлен из шелкового полотна «Г» и усилен полушёлковой тесьмой шириной 13 мм.

Стропы, в количестве 5 шт., изготовлены из шёлкового шнура № 15, а центральная стропа — из шёлкового шнура № 12.




Фиг 4

Парашютно-тормозная система ПТ-3033-53 включает 2 основных купола. Площадь каждого купола—42 м².

Вес парашютно-тормозной системы без переносной сумки—не более 46 кг.

Объём системы, уложенной в контейнер, не более 120 литров.

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Парашютно-тормозная система, как правило включается при посадке в момент касания самолётом ВПП.

2. По истечении 3-х лет эксплуатации или при 10-ти кратном применении системы, в зависимости от её состояния эксплуатирующая воинская часть может увеличить кратность применения и сроки службы парашютно-тормозной системы.

3. По истечении 5 лет хранения парашютно-тормозной системы на складе производится проверка её на прочность путём контрольного применения при посадочной скорости самолёта не более 234 км/час. При положительных результатах испытания срок хранения увеличивается на 2 года.

При неудовлетворительных результатах испытания система отправляется на ремонтный завод.

## § 2. ОПИСАНИЕ

В комплект парашютно тормозной системы входят следующие основные части и детали:

1. Купол . . . . . 2 шт.
2. Чехол купола . . . . . 2 шт.
3. Парашют вытяжной . . . . . 2 шт.
4. Мешок . . . . . 1 шт.
5. Шнур-завязка . . . . . 3 шт.
6. Нить обрывная . . . . . 2 шт.

### 1. Купол

Купол парашютно-тормозной системы предназначен для сокращения длины послепосадочного пробега самолёта.

Купол состоит из 28 полотнищ, образующих плоский двадцативосьмиугольник (фиг. 2)

Полотнища купола имеют форму трапеции и изготовлены из взаимно перпендикулярных хлопчатобумажных и шёлковых лент (экваториальных и соединительных).

Ленты экваториальные изготовлены из хлопчатобумажной тесьмы, шириной 50—54 мм, ленты соединительные—из шёлковой тесьмы, шириной 15 мм.

Полотнища соединены между собою лентами меридиональными —капроновыми, шириной 43 мм.

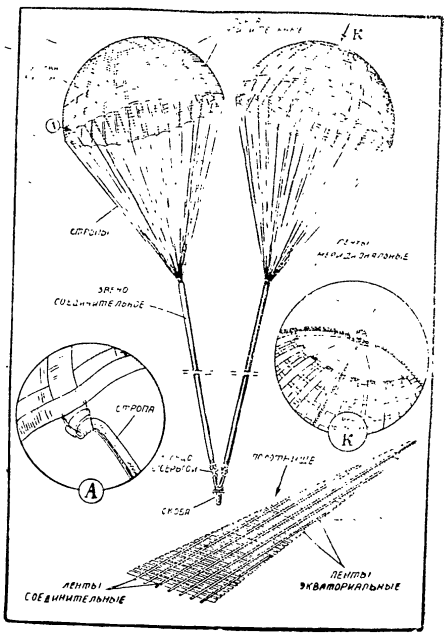
Ленты меридиональные у нижней кромки купола образуют петли для присоединения (привязки) строп к куполу.

Поверхность купола по четырём концентрическим окружностям усилена капроновым шнуром (усилительные пояса).



В верхней части купола нашито полюсное утолщение из хлопчатобумажной ткани, предназначенное для создания начального сопротивления при раскрытии купола.

Нижняя кромка усилена хлопчатобумажной тесьмой в один слой и капроновым шнуром, шириной 22 мм.




Фиг. 2

Ленты экваториальные от верхней кромки по 22 включительно нашиты в два сложения, ниже—в одно сложение.

Купол имеет 28 строп, изготовленных из капронового шнура. Длина стропы, включая соединительное звено 13000 мм.

На расстоянии 5860 мм от нижней кромки купола стропы объединяются в единый пучок, при помощи оплётки шнуром, образуя так называемое звено соединительное.

Г-22217

з. 173—450

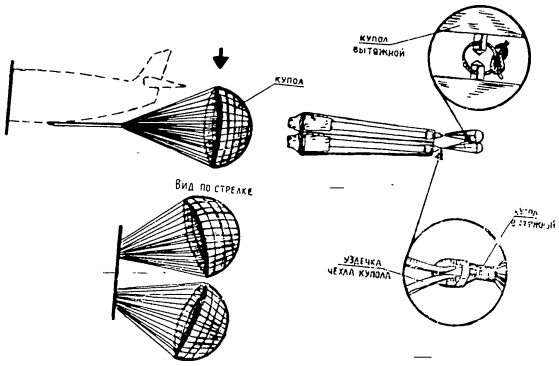
# Техническое описание парашютно-тормозной системы ПТ-3033-53

## § 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Парашютно-тормозная система ПТ-3033-53 (фиг. 1) предназначена для сокращения длины послепосадочного пробега самолёта.

Парашютно-тормозная система ПТ-3033-53 обеспечивает:

1. 10-ти кратное применение при введении её в действие на посадочной скорости самолёта не более 234 км/час.




Фиг. 1

2. Сокращение до 30% длины послепосадочного пробега самолёта по бетонированной сухой полосе при одновременном использовании автоматического торможения колёс.

3. Надёжную работу в течение 3-х лет и 5-ти летний срок хранения при соблюдении условий, изложенных в «Руководстве по хранению авиационно-технического имущества в складах и базах ВВС Советской Армии» выпуск 1953 года.

# ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ и ИНСТРУКЦИЯ

по укладке парашютно-тормозной системы ПТ-3033-53

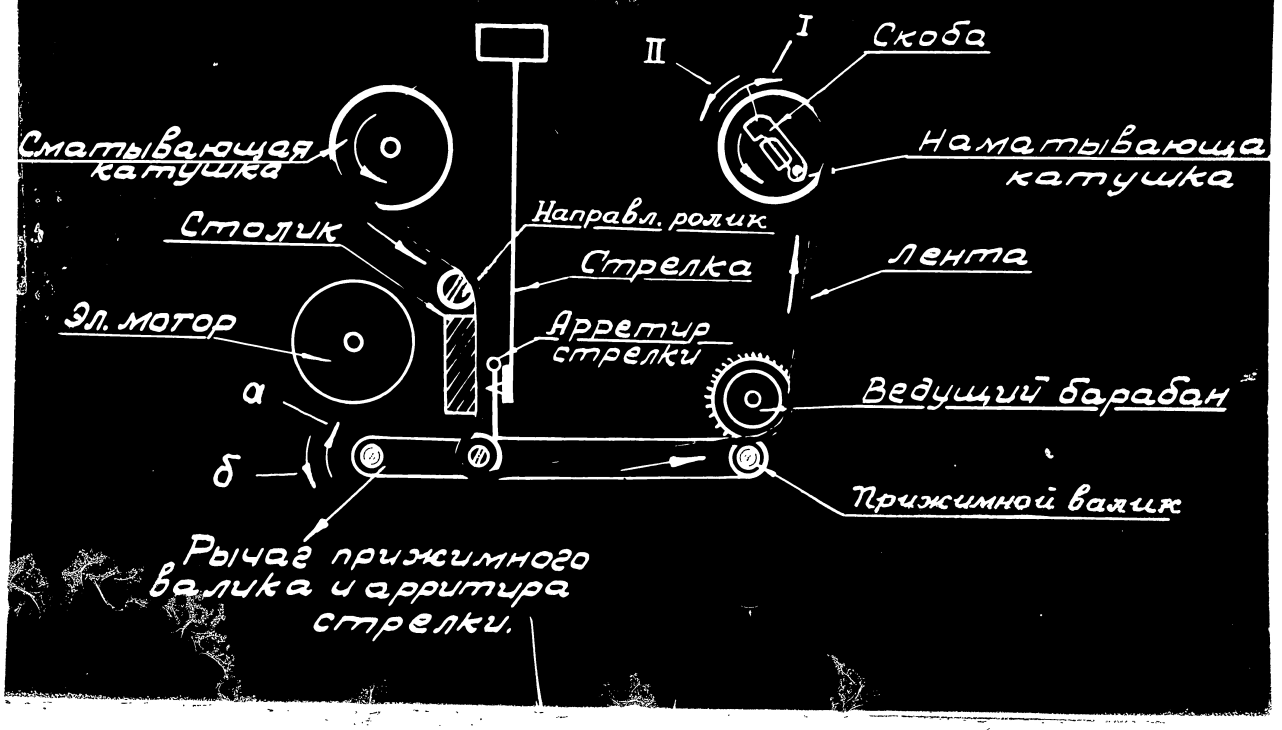
1956 г.

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

# ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ
# и ИНСТРУКЦИЯ

по укладке парашютно-тормозной системы ПТ-3033-53

# Схема заправки ленты (вид сверху)



# УКАЗАНИЯ

по эксплуатационному обслуживанию рейсовых самописцев перегрузки (СП-II-Д), установленных на самолетах Ту-104.

1. Рейсовый самописец перегрузок типа СП-II-Д установлен в третьем салоне под креслом №

2. Питание прибора электроэнергией осуществляно от бортсети самолета через индивидуальное освещение левого борта пассажирской кабины.

3. Прибор включается перед взлетом самолета и выключается после посадки.

4. Для включения прибора необходимо на пульте бортпроводника (в служебном отделении буфета-кухни) включить тумблер индивидуального освещения левого борта пассажирской кабины.

5. Запас бумажной ленты, на которой регистрируется перегрузка, рассчитан на 20 часов беспрерывной работы прибора; через 20 часов прибор необходимо перезарядить, для чего требуется выполнить следующие операции:

а) откинуть сидение кресла №

б) открыв 4 натяжных замка, освободить крышку прибора, перемещая крышку вверх, снять ее.

в) передвинуть рычаг прижимного валика и арретира стрелки к мотору прибора ( по стрелке "а" см. схему). Передвижением рычага- освобождается бумага и арретируется стрелка.

г) Отвести скобу на наматывающей катушке в сторону из паза оси (по стрелке I см. схему) и снять наматывающую и сматывающую катушки.( перемещением их вверх).

д) Смотать записанную ленту с наматывающей катушки, сделать на ней надписи: № самолета, Дата полета, маршрут полета, № прибора.

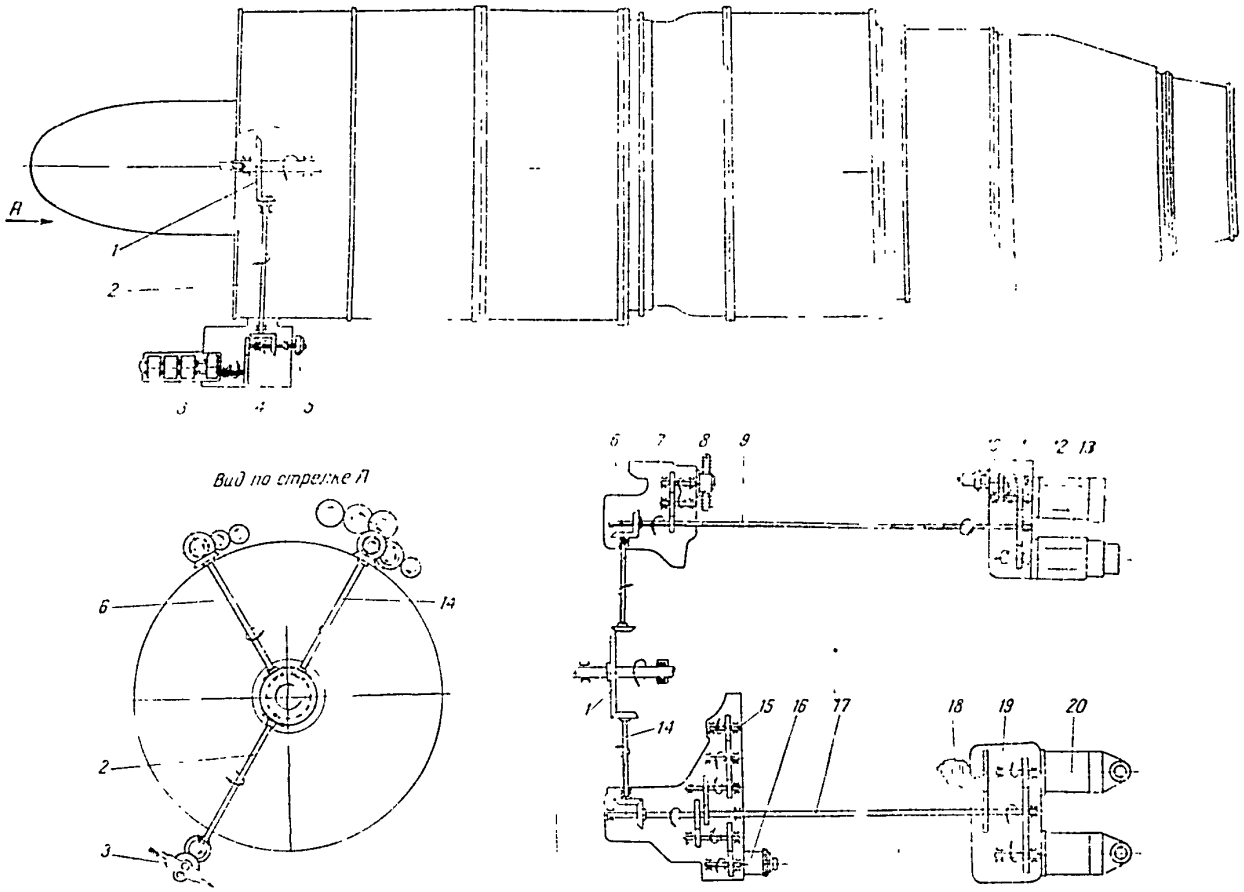
е) Взять сматывающую катушку с новой лентой, свободный конец ленты заправить в наматывающую катушку, закрепить ее на оси катушки пружинным зажимом, обернуть заусит двумя-тремя слоями ленты и убедиться, что лента закреплена без перекоса.

ж) Поставить сматывающую катушку на ось и заправить бумажную ленту между роликами- столиком и стрелкой, как показано на схеме.

з) Поставить на ось наматывающую катушку и закрепить ее скобой. перемещением скобы в паз оси ( стрелка I см. схему).

и) Проворачивая наматывающую и сматывающую катушки в разные стороны дать натяжку бумажной ленты.

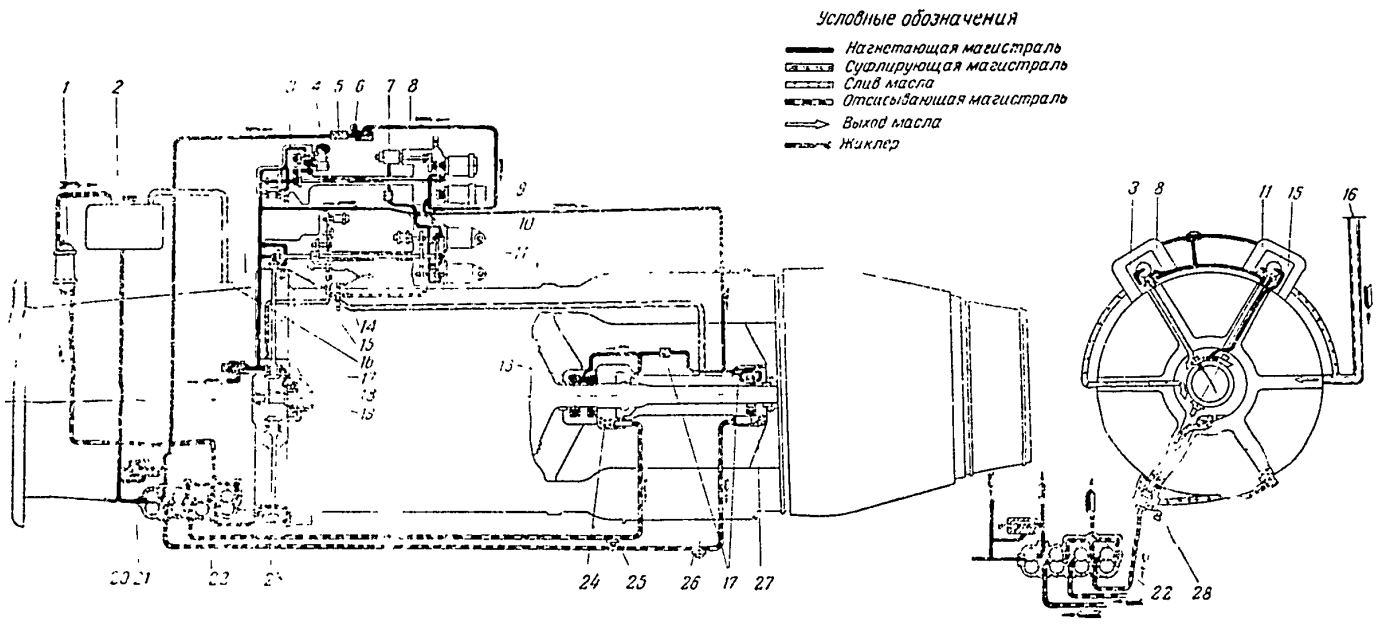
к) Перемещением рычага прижимного валика от эл.мотора ( по стрелке "в" см. схему) прижать бумагу к виджеру валику и разарретировать стрелку.




Фиг 13. Кинематическая схема приводов двигателя

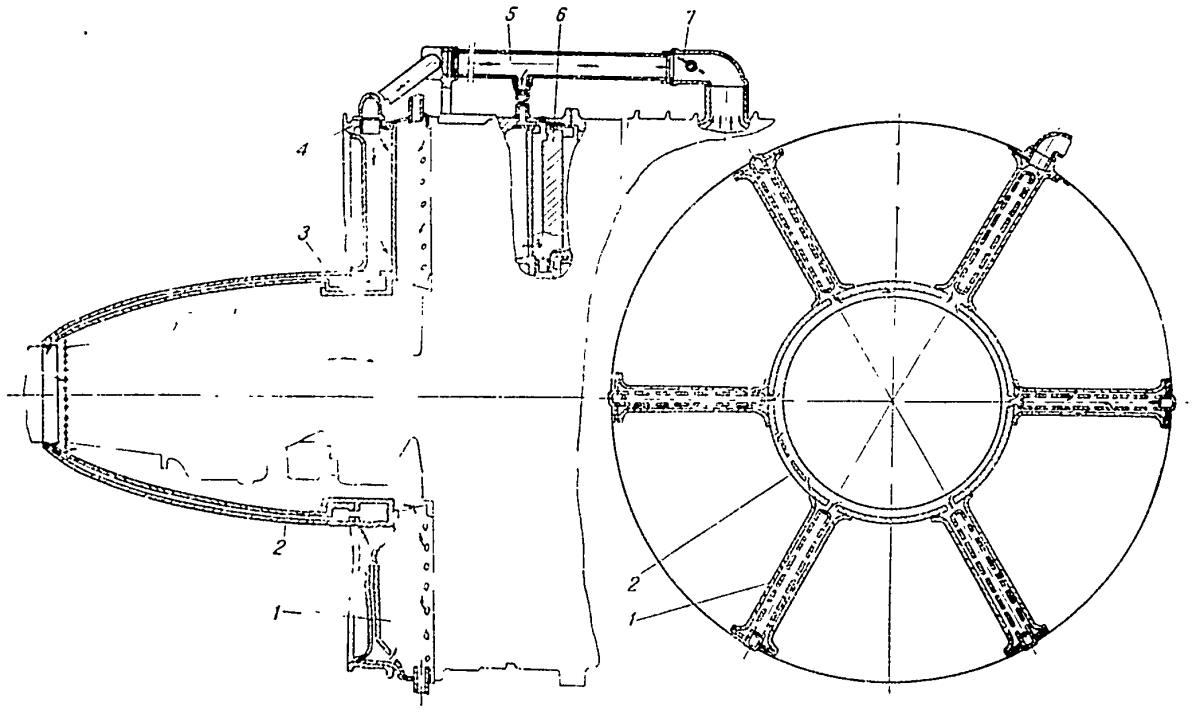
1—ведущее зубчатое колесо центрального привода 2 рессора нижнего привода 3 масляный агрегат, 4—нижний привод, 5—топливный подкачивающий насос, 6 рессора правого промежуточного привода 7—правый промежуточный привод 8 воздушный компрессор АК 150И 9—рессора коробки приводов агрегатов двигателя 10—центробежный датчик ЦД-3, 11—коробка приводов пр[illegible] 12—топливный насос ПН[illegible] вода, 15—привод датчика [illegible] сора коробки приводов самолета [illegible] приводов самолета [illegible]

Заказ 1671




Фиг 11 Схема масляной системы двигателя

[illegible] промежуточный при[illegible] 7 -центробеж[illegible] [illegible]ительным колоцка[illegible] [illegible]бка самодельных [illegible] 18 —труб[illegible] [illegible]ой опоры двига[illegible]теля. 19 трубка подводящая масло к стартеру при работающем двигателе 20—трубка подводящая масло к стартеру во время его работы 21—редукционный клапан масляного агрегата, 22—масляный агрегат 23—маслосборник переднего корпуса, 24 маслосборник средней опоры двигателя 25—пробка для слива масла из средней опоры двигателя, 26—пробка для слива масла из задней [illegible] двигателя 27 маслосборник задней опоры двигателя 28—сливной кран



Фиг 12 Схема противообледенительного устройства

[illegible] стартера 3—коллек[illegible] 7 -труба подвода воз[illegible] духа 6—лопатки направляющего аппарата 7—кран для забора воздуха из компрессора

Заказ 1671

Утверждаю
Начальник ВНАМ
Туманов
9 VI 1958 г.

# ИНСТРУКТИВНОЕ УКАЗАНИЕ ПО ПРИМЕНЕНИЮ ГИДРОФОБИЗИРУЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ТГ-10

## I. Общие указания

При полете самолета в условиях дождя на смотровых стеклах кабины летчиков образуется водяная пленка, значительно ухудшающая видимость земных ориентиров. Для борьбы с этим явлением предлагается обработка стекол гидрофобизирующей жидкостью ТГ-10.

Эффективность действия жидкости достигается за счет создания на наружной поверхности стекол несмачиваемой водой гидрофобной пленки, прочно сцепленной с силикатным стеклом.

При попадании дождя на гидрофобные стекла капли воды не растекаются по поверхности, не создают водяной пленки и легко сдуваются воздушным потоком в виде отдельных капель или узких струек. Видимость земных ориентиров при этом значительно улучшается.

## II. Характеристика материала

Гидрофобизирующая жидкость ТГ-10 представляет раствор кремнеорганического соединения в органическом растворителе, расфасованный в стеклянные ампулы по 2 *см*³ в каждой ампуле. Одной ампулы достаточно для обработки силикатного стекла площадью 5—6 *дм*².

Гидрофобизирующая жидкость ТГ-10 предназначена для улучшения видимости через смотровые силикатные стекла кабины летчиков при полете самолета в условиях дождя.

Покрытия из ТГ-10 не вызывают оптических искажений и не ухудшают прозрачности силикатных стекол.

Гидрофобная пленка, образующаяся при обработке жидкостью ТГ-10 наружной поверхности силикатных стекол, прочно соединяется со стеклом и удаляется только при абразивном воздействии пыли, песка, очесления и т. п.

Однако вследствие попадания на обработанные стекла загрязнений из воздуха или дождевой воды, на поверхности гидрофобной пленки образуется тонкий слой из посторонних веществ, которые снижают эффективность покрытий. Это вызывает необходимость восстановления эффективности гидрофобных покрытий путем удаления слоя загрязнений протиркой стекла ватным тампоном, смоченным водой, перед каждым новым полетом. После такой



протирки гидрофобное покрытие, прочно сидящее на поверхности стекла, обнажается и стекло вновь делается несмачиваемым водой.

Гидрофобное покрытие против обледенения не эффективно. Оно не повреждается от попадания на него спирта, употребляемого в противообледенительных системах самолетов.

Жидкость ТГ-10 нельзя применять на органических стеклах.

## III. Технология нанесения гидрофобного покрытия

При нанесении жидкости всегда обрабатывается половина каждого смотрового стекла кабины летчиков, а вторая — остается необработанной. У первого летчика обрабатывается правая половина (по полету), у второго летчика — левая половина.

Для нанесения гидрофобного покрытия необходимо:

1. Очистить обрабатываемую поверхность стекла ватным тампоном, смоченным водой.

2. Вскрыть осторожно ампулу с жидкостью ТГ-10.

3. Взять пинцетом тампон ваты, поднести его к открытому концу наклоненной ампулы и впитать всю жидкость ТГ-10 в вату.

4. Тампоном ваты, смоченным жидкостью ТГ-10, быстро с нажимом протереть без пропусков всю обрабатываемую поверхность стекла. Растирание жидкости производить в течение 1—2 минут.

5. Фильтровальной бумагой протереть стекло досуха и проверить качество полученного гидрофобного покрытия.

Примечания: 1. Смазывание тампона ваты жидкостью ТГ-10 производить аккуратно, не допуская попадания жидкости на остекляющую стекло металлическую раму и быстрорежущие обводы. Пролитая жидкость немедленно смывается водой.

2. После окончания обработки стекол самолета пустые ампулы, ваты и вскрытые ампулы не оставлять внутри самолета.

3. Запрещается производить обработку стекол в закрытом помещении (ангаре).

4. Обработку стекол жидкостью ТГ-10 можно производить как в сухую погоду, так и в дождливую погоду. [illegible] гидрофобной пленки при обработке [illegible] обрабатывается половина.

## IV. Контроль качества гидрофобного покрытия

6. Проверка качества гидрофобного покрытия производится путем вливания с помощью [illegible] 2 *см*³ воды на обработанную поверхность стекла. Выливание воды производится в 2—3 местах обработанной поверхности. При хорошем качестве гидрофобного покрытия вода стекает по поверхности в виде отдельных крупных капель или струек, не смачивая поверхности стекла. При плохом качестве покрытия стекающая вода оставляет за собой мокрый след. В этом случае требуется повторная обработка стекла.

### V. Уход за гидрофобным покрытием

7. При эксплуатации самолета с гидрофобным покрытием необходимо во всех случаях протирки стекол от загрязнений пользоваться только тампоном ваты, смоченным водой, или мокрой фланелью.

8. Не допускается протирка стекла от загрязнений масляными тряпками, а также пользование стеклоочистителем по сухому стеклу

9 При полете самолета в условиях дождя с наличием гидрофобного покрытия на стеклах пользование стеклоочистителем допускается только в тех случаях, когда обнаружена неэффективность действия покрытия

### VI. Возобновление покрытия

10 Обработанный участок стекла перед каждым полетом необходимо очистить от загрязнений ватным тампоном, смоченным водой, и проверить качество гидрофобного покрытия При плохом качестве гидрофобной пленки произвести нанесение нового покрытия (см раздел III пп 1—5).

### VII. Техника безопасности

При работе с жидкостью ТГ-10 необходимо соблюдать следующие правила техники безопасности:

1. Не проливать жидкость на кожу рук и одежду, так как она вызывает раздражение.

2. При обработке стекол брать ватный тампон, смоченный ТГ-10, руками не разрешается.

3. Пролитую жидкость необходимо смыть обильным количеством воды.

4. При соблюдении этих правил работа с жидкостью ТГ-10 не представляет опасности для здоровья.

**Начальник лаборатории 32**

**СОБОЛЕВСКИЙ.**



# ПРИКАЗАНИЕ

**заместителя начальника Главного управления Гражданского воздушного флота при Совете Министров СССР**

**№ 174/п**

3 ноября 1958 г. Москва

**О применении в подразделениях ГВФ на самолетах Ту-104 гидрофобизирующей жидкости ТГ-10**

Испытаниями, проведенными в ГосНИИ ГВФ на самолете Ту-104 Л5421, установлено, что обработка лобовых стекол пилотской кабины самолета гидрофобизирующей жидкостью ТГ-10 улучшает видимость при полетах и взлет-посадках в условиях слабого и умеренного дождя При ливневом дожде жидкость ТГ-10 неэффективна

На основании результатов испытаний жидкости ТГ-10

**ПРИКАЗЫВАЮ:**

1. Допустить в подразделениях ГВФ на самолетах Ту-104 применение жидкости ТГ-10 для лобовых стекол пилотских кабин.

2. Жидкость ТГ-10 применять в соответствии с прилагаемым инструктивным указанием, разработанным ВИАМ.

3. Начальнику УМТСиЗ тов. **Бочарову В. Н.** до 5 ноября 1958 г обеспечить получение жидкости ТГ-10 и поставку ее подразделениям, эксплуатирующим самолеты Ту-104. В дальнейшем обеспечить поставки подразделениям этой жидкости в количествах по заявкам подразделений ГВФ.

**Заместитель начальника ГУГВФ**
**генерал-лейтенант [illegible]АРОВ.**

## 10. Эксплуатация высотного оборудования

Дополнительно к рекомендациям, изложенным в настоящем руководстве по летной эксплуатации, на самолетах, оборудованных раздельным обогревом кабины экипажа и пассажирских кабин для повышения температуры в кабине экипажа пользоваться дополнительным ее обогревом, для чего включатель «обогрев кабины экипажа» устанавливать импульсами в положение «ГОР».

## 11. Изменение центровки в зависимости от заправки топливом

На самолете Ту-104Б установлена система автоматического измерения и расходования топлива такая же, как и на самолете Ту-104А.

При неполной заправке самолета топливом, в целях обеспечения автоматической работы топливной системы и сохранения центровок в допустимых пределах, необходимо заправку в группы баков производить в строгой последовательности, обратной порядку расходования топлива.

Последовательность заправки баков должна быть следующей. IV группа — 10040 *кг*, III группа — 3240 *кг*, IБ группа — 3750 *кг* (допускается до 5000 *кг*), II группа — 5000 *кг*, IА группа — до 4490 *кг*.

Для полетов на коротких участках трасс до 1000 *км* при неполной заправке топливом (15—17 *т*) и наличии 100 пассажиров заправку топливом производить в следующие группы баков: IV группа — 10040 *кг*, III группа — 3240 *кг*, IБ группа — 3750 *кг*.

При полной заправке топливом последовательность заправки групп баков может быть произвольной.

**Особо важно.** Расчет центровки самолета по графику производить в строгом соответствии с фактическим количеством заправленного топлива и с учетом фактического количества топлива, заправленного в каждую группу баков в соответствии с указанным выше порядком заправки.

СОДЕРЖАНИЕ

вой антенны связной радиостанции, подключенной к радиокомпасу № 1. Для подключения этой антенны надо установить переключатель антенн штурмана в положение «Штырь».

При использовании проволочной антенны следует иметь в виду, что:

— во время работы радиста на передачу по связной радиостанции или перестройки передатчика с одного канала на другой эта антенна от радиокомпаса автоматически отключается;

— девиация радиокомпаса при работе с проволочной антенной отличается от девиации радиокомпаса, работающего с шлейфовой антенной.

### Маркерный радиоприемник

Маркерный радиоприемник никаких органов управления не имеет, а включение его питания производится одновременно с включением питания аппаратуры системы СП-50. Поэтому при заходе на посадку по системе ОСП-48 для обеспечения работы маркерного радиоприемника следует включать питание курсового и глиссадного радиоприемников.

При пролете над маркерным радиопередатчиком маркерный радиоприемник обеспечивает работу звонка в кабине экипажа и сигнальных ламп на приборной доске пилотов.

### Курсовой и глиссадный радиоприемники

1. Включать и использовать курсовой и глиссадный радиоприемники могут только командир самолета и второй пилот.

2. Курсовой и глиссадный радиоприемники могут быть использованы в системе захода на посадку СП-50 и ИЛС.

3. Для использования курсового и глиссадного радиоприемников в системе захода на посадку СП-50 необходимо:

а) перед включением питания курсового и глиссадного радиоприемников убедиться, что стрелки приборов ПСП-48 находятся строго в центре шкалы; в противном случае установить стрелки в это положение с помощью механических корректоров.

При включенном питании радиоприемников такая корректировка запрещается, так как может привести к неправильным показаниям прибора,

б) включить питание радиоприемников выключателем на щитке управления этими приемниками и при наличии на самолете амплитудной приставки установить самолетный выключатель «СП-50-ИЛС» в положение «СП-50»,

в) установить переключатель каналов щитка управления в положение рабочего канала,

г) когда самолет будет находиться в зоне действия наземных маяков, убедиться в работоспособности курсового и глиссадного приемников по отклонению стрелок и закрытию бленкеров приборов ПСП-48,

д) проверить электрический баланс курсового радиоприемника, для чего нажать ручку — «баланс контроль нуля» и если стрелка курса прибора ПСП-48 при этом не установится в центре черного кружка шкалы, то, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или другую сторону до установки стрелки в центре черного кружка.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Вращать ручку баланса с одновременным ее нажатием можно только тогда, когда окна бленкеров приборов ПСП-48 закрыты черными флажками,**

е) выключается питание курсового и глиссадного приемников выключателем на щитке М-50.

4. Использование курсового и глиссадного радиоприемников в системе захода на посадку ИЛС отличается от их включения и использования в системе захода на посадку по системе СП-50 только следующим:

а) выключатель «СП-50-ИЛС» должен быть установлен в положение «ИЛС»,

б) электрический баланс курсового радиоприемника, работающего с амплитудной приставкой, в полете не проверяется и не устанавливается, т. е. не выполняется п. 3д.

### Самолетное переговорное устройство

1. Чтобы не создавать помехи работе радиста при циркулярной связи между пилотами и штурманом, радист из этой схемы связи исключен. В то же время при необходимости радист схемой циркулярного вызова пользоваться может.

2. Для вызова штурманом бортрадиста у последнего установлена сигнальная лампа «вызывает штурман», а у штурмана специальная кнопка «вызов бортрадиста».

Для вызова бортрадиста штурман нажимает указанную кнопку и переводит переключатель рода работы своего абонентского аппарата в положение «СПУ». Бортрадист, заметив сигнал вызова, также устанавливает переключатель рода работы своего абонентского аппарата в положение «СПУ» и отвечает штурману. Если в это время пилоты не заняты связью, то радист может отвечать, пользуясь схемой циркулярного вызова.

3. Лоцман осуществляет внутреннюю связь по СПУ в положении «INTER-PHONE» переключателя рода работы своего абонентского аппарата, а для циркулярного вызова — нажимает кнопку «CALL».

### Самолетный приемоиндикатор

Самолетный приемоиндикатор СПИ-1 на самолете Ту-104Б работает с постоянно подключенной к нему штыревой антенной. Поэтому для использования приемоиндикатора достаточно включить его питание с помощью выключателя на его передней панели и, приняв сигналы наземных радиостанций, определить место самолета.

радиста «Р-РСБ-70, рабочий-запасной» в положении «СВЗ-РС» переключателя рода работы абонентского аппарата СПУ.

2. При использовании шлейфовой комбинированной антенны в качестве приемной антенны следует иметь в виду, что громкость приема зависит от положения выключателей согласующих устройств. В ряде случаев для наиболее громкого приема все эти выключатели нужно устанавливать в положение «выключено». Во всех случаях при переходе с проволочной на шлейфовую антенну необходимо подстраивать антенный контур приемника.

3. Управление любой связной радиостанцией осуществляется бортрадистом. Оба пилота, штурман и лоцман могут использовать любую радиостанцию для связи только в том случае, когда радиостанция предварительно включена и настроена на нужную частоту бортрадистом.

4. Для включения соответствующего передатчика нужно воспользоваться переключателем на передней панели передатчика и переключателем «РСБ-70, рабочий-запасной».

5. Использование связной радиостанции пилотами, радистом и штурманом производится в положении «СВЗ-РС» переключателя абонентского аппарата СПУ, а лоцманом — в положении «LIAISON».

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** На самолете Ту-104Б радиоприемник **РПС** связной радиостанции влияет на показания радиокомпасов **АРК-5**. Это влияние замечено только при настройке радиокомпасов на некоторые радиостанции в третьем поддиапазоне 640—1300 *кгц* и только в случае, когда включен третий или четвертый поддиапазон настройки радиоприемника **РПС** (2—4 *мггц* или 4—7 *мггц*).

При этом не имеет значения род работы радиоприемника **РПС**, изменение его плавной настройки или выключение питания.

Влияние радиоприемника **РПС** устраняется при отключении от этого радиоприемника антенны или включении любого его поддиапазона настройки — кроме третьего или четвертого.

Поэтому после настройки радиокомпаса на нужную радиостанцию в третьем поддиапазоне, а также после перестройки радиокомпаса с одной радиостанции на другую в этом же поддиапазоне следует убедиться в правильности отсчета значения **КУР**. Для этого штурману нужно связаться с радистом и узнать, какой включен поддиапазон настройки радиоприемника **РПС**. Если включен любой поддиапазон, кроме третьего или четвертого, то вредное влияние радиоприемника **РПС** отсутствует и показания радиокомпаса правильны.

Если же включен третий или четвертый поддиапазон радиоприемника **РПС**, то радист должен отключить от этого радиоприемника его антенну и снова подключить ее или изменить положение переключателя поддиапазонов радиоприемника **РПС**, наблюдая при этом за показаниями стрелки указателя **КУР**.

Если при этом значение **КУР** меняется, то одновременная работа радиоприемника **РПС** (включенного в том поддиапазоне, где наблюдается влияние) и радиокомпаса (настроенного на ту радиостанцию, пеленг которой меняется) — недопустима.

В этом случае использование радиоприемника **РПС** и радиокомпаса должно производиться поочередно.

Когда радисту требуется включить третий или четвертый поддиапазон настройки радиоприемника **РПС**, то предварительно он должен связаться со штурманом и узнать, в каком поддиапазоне работают радиокомпасы.

В случае, когда радиокомпасы работают в третьем поддиапазоне, то радист должен первым заметить показания указателей радиокомпасов и только



потом включить третий или четвертый поддиапазон настройки радиоприемника **РПС**.

Если при этом показания указателей радиокомпасов изменились (имеется влияние радиоприемника **РПС**), то одновременная работа радиоприемника **РПС** (в третьем или четвертом поддиапазоне) и радиокомпасов (настроенных на те радиостанции, пеленг которых изменяется) — недопустима.

## Командные радиостанции

1. Для включения и использования командных радиостанций необходимо:

а) включить питание — с помощью выключателя командира самолета «РСИУ-3 № 1 — выключ.» или «РСИУ-3 № 2 выключ.»,

б) установить переключатель абонентского аппарата СПУ в положение «УКР-1» (командная радиостанция № 1) или «УКР-2» (командная радиостанция № 2),

в) нажать кнопку рабочего канала на пульте управления соответствующей радиостанции, после чего будет работать приемник радиостанции,

г) для передачи нажать штурвальную кнопку «рация» или ножную кнопку.

2. Использование командных радиостанций № 1 и № 2 лоцманом производится соответственно в положении «COMMAND (VHF) № 1» и «COMMAND (VHF) № 2» переключателя рода работы абонентского аппарата лоцмана. Для передачи лоцману нужно нажать выносную кнопку своего аппарата СПУ.

3. Если не работают двигатели или генераторы, то связь может осуществляться с помощью командной радиостанции № 1 при ее питании от маломощного преобразователя МА-100.

Для использования командной радиостанции № 1 в этом случае необходимо установить в положение «РСИУ-3М от МА-100» переключатель с маркировкой положений «РСИУ-3М от МА-100 выключено» на моторном пульте командира.

В положении «выключено» этого переключателя питание командной радиостанции № 1 может производиться только от централизованной сети переменного тока самолета, т. е. от преобразователя ПО-3000.

4. Следует иметь в виду, что командная радиостанция № 2 работает лучше, чем командная радиостанция № 1, она обеспечивает более громкий прием и лучшую разборчивость речи. Вследствие этого во всех случаях, когда необходимо увеличить дальность командной связи, следует использовать командную радиостанцию № 2.

## Радиокомпасы

Для улучшения работы радиокомпаса № 1 (обеспечения более точной отметки пролета радиостанции и устойчивости показаний, а также улучшения простукивания позывных приводных радиостанций) в качестве его ненаправленной антенны предусмотрена возможность использования вместо штыревой антенны проволоч-

**Вариант загрузки 100 пассажиров и груза**

| Наименование | рх | x | p | Центровка |
|---|---|---|---|---|
| | *кг м* | *м* | *кг* | в % САХ |
| Нетто самолет, шасси вып | 85180 | 2,011 | 42300 | 28,0 |
| Уборка шасси | 3670 | | | |
| Нетто самолет, шасси убр | 88830 | 2,100 | 42300 | 29,6 |
| Горючее в баках IV гр (б. 7-11) | 3620 | 0,6 | 10010 | |
| Горючее в баках III гр (б. 17-22) | 17900 | 5,25 | 3240 | |
| Горючее в баках II гр (б. 12-16) | 6900 | 2,98 | 2320 | |
| Горючее в баках I гр (б. 1-4) | 6400 | 1,71 | 3750 | |
| Экипаж 5 чел. | 7280 | −13,2 | 490 | |
| Продукты, белье, бортпроводник (1 чел.) | 2020 | −10,1 | 200 | |
| Бортпроводники 2 чел | 0 | 0 | 160 | |
| Багажник № 1а | −6000 | −8,57 | 700 | |
| » № 1б | −2870 | −7,19 | 400 | |
| » № 1в | 0 | −5,11 | 0 | |
| » № 2а | 0 | 2,09 | 0 | |
| » № 2б | 3820 | 1,83 | 790 | |
| » № 2в | 10590 | 7,06 | 1500 | |
| » № 2г | 6800 | 9,06 | 750 | |
| » № 2д | 3800 | 10,53 | 360 | |
| Пассажиры 1 и 2 ряда | −6230 | −8,32 | 770 | |
| » 3 и 4 » | −4750 | 6,38 | 750 | |
| » 5 и 6 » | −3325 | −4,41 | 750 | |
| » 7-8-9 » | −1880 | −1,67 | 1125 | |
| » 10-11-12 ряда | 2065 | 1,84 | 1125 | |
| » 13 и 14 » | 3210 | 4,28 | 750 | |
| » 15 и 16 » | 4630 | 6,17 | 750 | |
| » 17 и 18 » | 6060 | 8,10 | 750 | |
| » 19 и 20 » | 7480 | 9,98 | 750 | |
| Итого взлетный вес при убранном шасси | 125150 | 1,69 | 74500 | 21,7 |

## 9. Эксплуатация радиооборудования

### Связная радиостанция

1. Рабочий и резервный передатчики связной радиостанции могут включаться только поочередно. При этом автоматически, с помощью специального антенного реле, к передатчику подключается проволочная антенна. Подключение шлейфовой комбинированной антенны к любому из этих передатчиков производится вручную. Включение питания антенного реле и подготовка к работе любого из передатчиков производится с помощью выключателя

# Ту 104Б

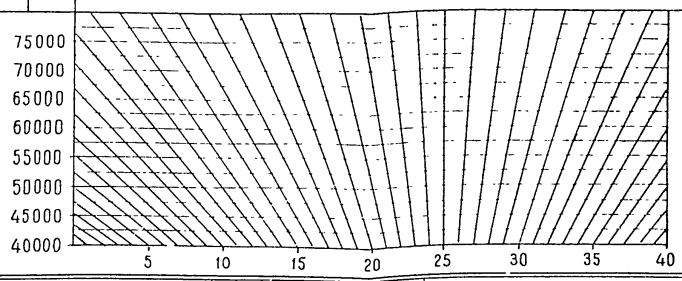
# ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК

ФОРМА РЦЗ-1

| | | | |
|---|---|---|---|
| № РЕЙСА | МАРШРУТ | | |
| А/П ВЫЛЕТА | | ПУНКТ 1 ПОСАДКИ | |
| ДАТА | ВРЕМЯ | КОМАНДИР КОРАБЛЯ | |
| № САМОЛЕТА | | ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ ПУСТОГО С-ТА | ... % САХ |

| | | |
|---|---|---|
| ВЕС ПУСТОГО САМОЛЕТА, КГ | | |
| ВЕС ЭКИПАЖА, КГ | + | |
| ВЕС БОРТПРОВОДНИКОВ, КУХНИ, КГ | + | |
| ВЕС ТОПЛИВА, КГ | + | |
| ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ВЕС, КГ | − | → Допускаемый взлетный вес − |
| ПРЕДЕЛЬНАЯ КОММЕРЧЕСКАЯ ЗАГРУЗКА, КГ | | = |

| Максимальная загрузка, кг \ Центровка пустого самолета с убран шасси в % САХ | | 5 10 15 20 25 30 35 40 45 | Фактически, кг |
|---|---|---|---|
| Горючее в баках 7-11 IV группа | 10040 | 1000 кг | |
| Горючее в баках 17-22 III группа | 3240 | 1000 кг | |
| Горючее в баках 12-16 II группа | 5000 | 1000 кг | |
| Горючее в баках 1-4 I группа | 8240 | 1000 кг | |
| Экипаж 5 чел | 400 | 5 чел | |
| Кухня/бортпроводн 1 чел, продукты/ | 290 | 100 кг | |
| Багажник №1а | V=2,6м³ | 100 кг | |
| Багажник №1б | V=2,2м³ | 100 кг | |
| Багажник №1в | V=5,2м³ | 100 кг | |
| Багажник №2а | V=5,0м³ | 500 кг на центровку влияет незначительно | |
| Багажник №2б | V=4,3м³ | 200 кг | |
| Багажник №2в | V=5,0м³ | 100 кг | |
| Багажник №2г | V=2,5м³ | 100 кг | |
| Багажник №2д | V=1,2м³ | 100 кг | |
| Пассажиры I кабины: 1 и 2 ряды 10 человек | 750 | 5 чел | |
| 3 и 4 ряды 10 чел | 750 | 5 чел | |
| 5 и 6 ряды 10 чел | 750 | 5 чел | |
| Пассажиры II кабины: 7 8 и 9 ряды 15 человек | 1125 | 5 чел | |
| Пассажиры общ каб 10, 11 и 12 р 15 чел 2 бортпров | 1285 | на центровку влияют незначительно | |
| 13 и 14 ряды 10 человек | 750 | 5 чел | |
| 15 и 16 ряды 10 чел | 750 | 5 чел | |
| 17 и 18 ряды 10 чел | 750 | 5 чел | |
| 19 и 20 ряды 10 чел | 750 | 5 чел | |




| | | | |
|---|---|---|---|
| Эксплуатационный вес, кг | + | | |
| Коммерческая загрузка, кг | | | |
| Взлетный вес, кг | − | .. | %САХ |
| Расходуемое топливо, кг | = | | |
| Посадочный вес, кг | | .. | %САХ |

Форму РЦЗ-1 заполнил

ДЦ

Центровочный график проверил

К-р корабля

## 7. Размеры и емкости багажных помещений самолета Ту-104Б

| | Средние размеры багажных отделений, м | | | | | Емкость багажных отделений при максимальной нагрузке, кг | Емкость багажных отделений при размещении, кг | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | высота | длина | ширина | Объем, м³ | Площадь пола, м² | | багажа 120 кг/м³ | почты 270 кг/м³ | [illegible] |
| Багажник 1а | 0,94 | 1,8 | 2,1 | 2,6 | 2,73 | 1100 | 310 | 700 | [illegible] |
| - 1б | 0,94 | 1,5 | 1,56 | 2,2 | 2,3 | 920 | 265 | 600 | [illegible] |
| - 1в | 0,94 | 2,15 | 2,26 | 3,3 | 3,5 | 2200 | 625 | 1400 | 1,60 |
| - 2а | 0,96 | 2,8 | 2,26 | 5,0 | 5,2 | 2080 | 600 | 1350 | 1,60 |
| - 2б | 0,95 | 2 | 2,26 | 4,3 | 4,5 | 1800 | 520 | 1160 | 1,60 |
| - 2в | 0,95 | 2,15 | 2,2 | 5,0 | 5,4 | 2160 | 600 | 1350 | 1,60 |
| - 2г | 0,85 | 1,5 | 2,0 | 2,5 | 3,0 | 1200 | 300 | 675 | 1,00 |
| - 2д | 0,8 | 1,5 | 1,0 | 1,2 | 1,5 | 600 | 140 | 325 | 1,0 |
| Итого | | | | 28,0 | 30,13 | 12960 | 3650 | 7560 | 8400 |

## 8. Пример расчета центровки самолета

Пример расчета центровки самолета с 75 пассажирами на большую дальность

| Наименование | P, кг | Центровка % САХ |
|---|---|---|
| Вес пустого самолета, шасси убрано * | 12100 | 29,1 |
| Горючее в баках IV гр (б 7-11) | 10020 | |
| Горючее в баках III гр (б 17-22) | 4240 | |
| Горючее в баках II гр (б 12-16) | 900 | |
| Горючее в баках I гр (б 1-4) | 7750 | |
| Экипаж — 5 чел | 400 | |
| Продукты, белье, бортпроводник (1 чел) | 215 | |
| Груз в багажниках | | |
| № 2в | 100 | |
| № 2г | 100 | |
| № 2д | 390 | |
| Пассажиры 3 и 4 ряда 10 чел | 770 | |
| 5 и 6 ряда 10 чел | 750 | |
| 7-8-9 ряда 15 чел | 1125 | |
| 10-11-12 ряда 15 чел и 2 бортпроводника | 1275 | |
| 13 и 14 ряда 10 чел | 750 | |
| 15 и 16 » 10 » | 750 | |
| 17 и 18 » 5 » | 375 | |
| 19 и 20 » | | |
| Итого взлетный вес (шасси убрано) | 76 т | 19,5 |

* Вес пустого самолета с уширенными закрылками

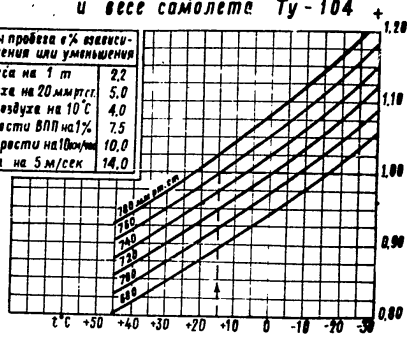
Г-42150. Подп. к печати 22.8.58 г. Отп.ГосНИИ ГВФ.
Заказ 580. Продаже не подлежит

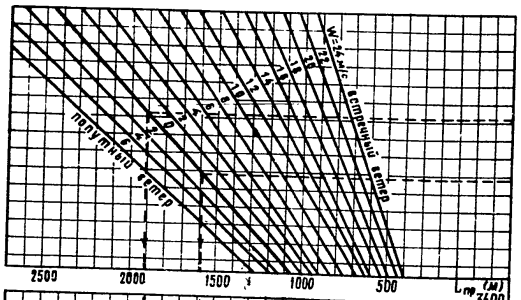
Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

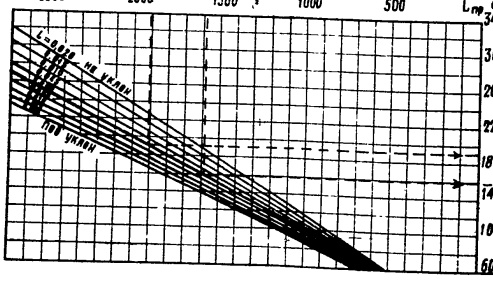
## Номограмма №5 для определения длины и весе самолета Ту-104

| Изменение длины пробега в % в зависимости от увеличения или уменьшения | |
|---|---|
| 1. посадочного веса на 1 т | 2,2 |
| 2. давления воздуха на 20 ммрт.ст. | 5.0 |
| 3. температуры воздуха на 10°С | 4.0 |
| 4. уклона поверхности ВПП на 1% | 7.5 |
| 5. посадочной скорости на 10 км/час | 10.0 |
| 6. скорости ветра на 5 м/сек | 14.0 |

| Посад вес. (т) | Нормальн посад скор км/час |
|---|---|
| 64 | 263 |
| 62 | 255 |
| 60 | 248 |
| 58 | 240 |
| 55 | 230 |
| 53 | 225 |

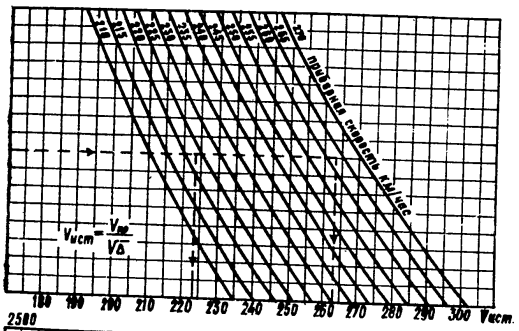


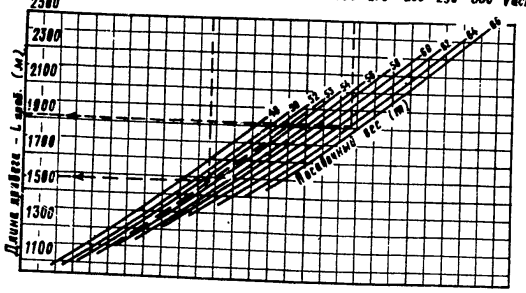



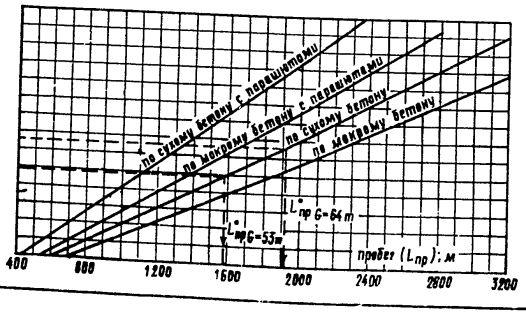





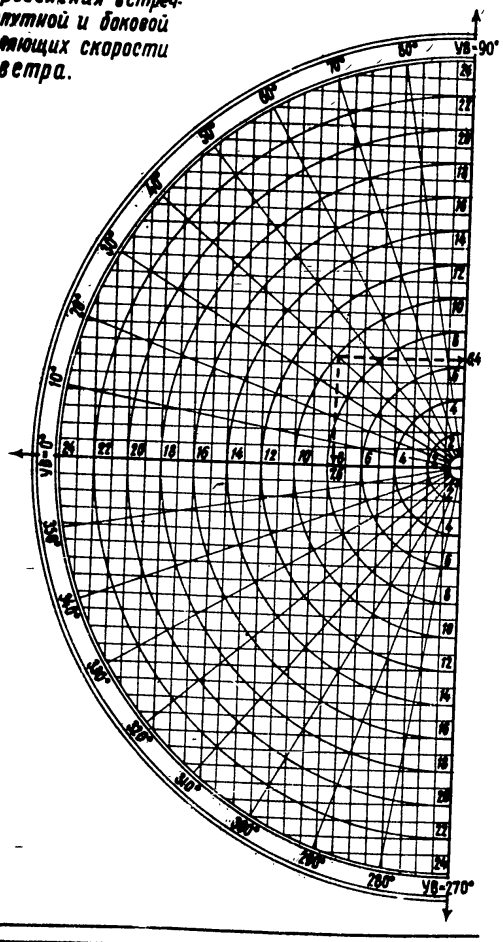

## пробега при различной посадочной скорости с двигателями РД-3М



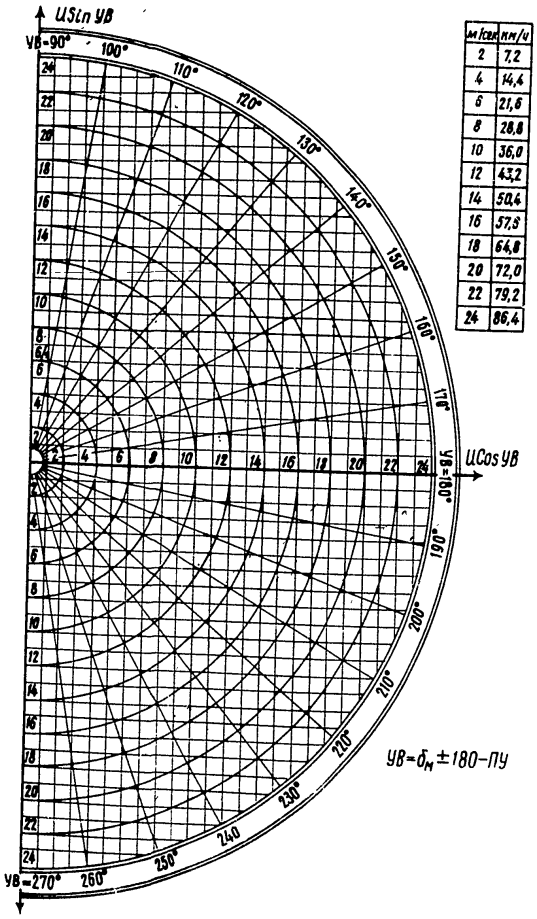



**Номограмма №2**
**для определения встречной, попутной и боковой составляющих скорости ветра.**





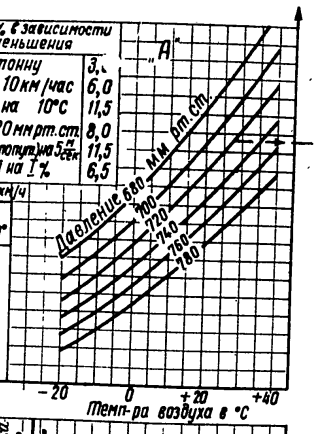

| м/сек | км/ч |
|---|---|
| 2 | 7,2 |
| 4 | 14,4 |
| 6 | 21,6 |
| 8 | 28,8 |
| 10 | 36,0 |
| 12 | 43,2 |
| 14 | 50,4 |
| 16 | 57,6 |
| 18 | 64,8 |
| 20 | 72,0 |
| 22 | 79,2 |
| 24 | 86,4 |

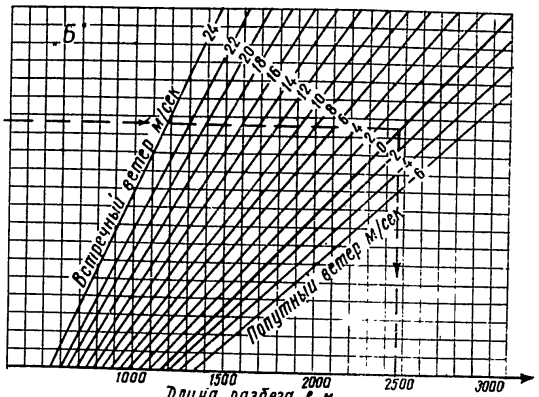
Номограмма № 1 для определения допустимого взлетного веса и длина разбега (при δ=10°) на аэродроме в Свердловске.

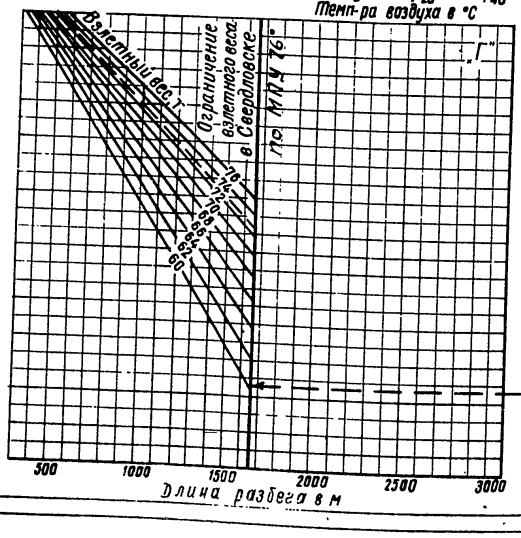
самолета Ту-104 с двигателями РД-3М

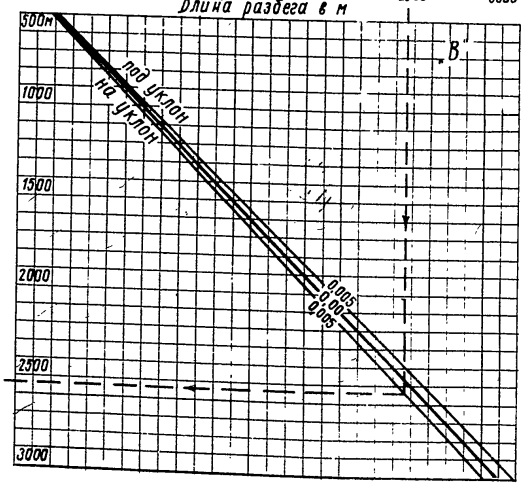
| Изменение длины разбега в % в зависимости от увеличения или уменьшения | |
|---|---|
| 1. Взлетного веса на 1 тонну | 3,[illegible] |
| 2. Скорости отрыва на 10 км/час | 6,0 |
| 3. Температуры воздуха на 10°С | 11,5 |
| 4. Давления воздуха на 20 мм рт. ст. | 8,0 |
| 5. Скорости ветра (встр. или попут.) на 5 м/сек | 11,5 |
| 6. Уклона поверхности ВПП на 1% | 6,5 |

| Допустимые скорости отрыва км/ч | | |
|---|---|---|
| Взлет. вес (т) | Нормальн. при δ=10° | Миним. при δ=20° |
| 75,0 | 300 | 280 |
| 72,5 | 295 | 275 |
| 70,0 | 290 | 270 |
| 65,0 | 280 | 260 |
| 60,0 | 270 | 250 |

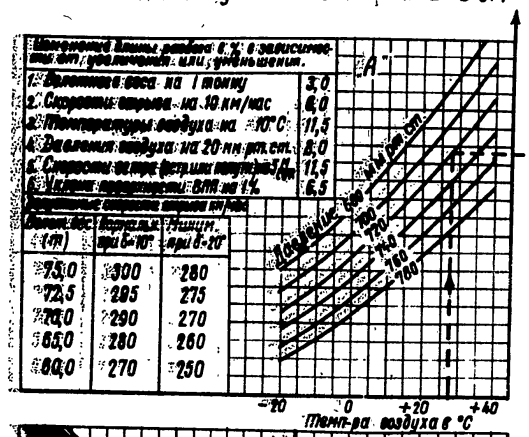


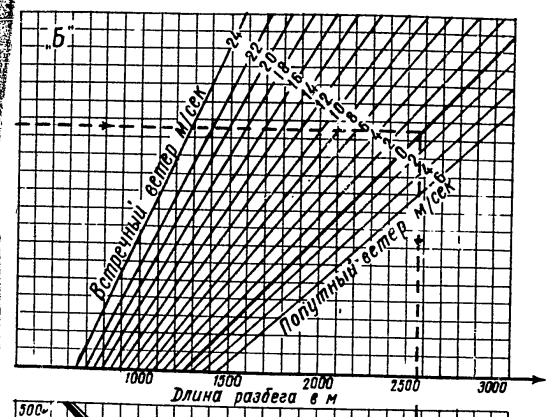



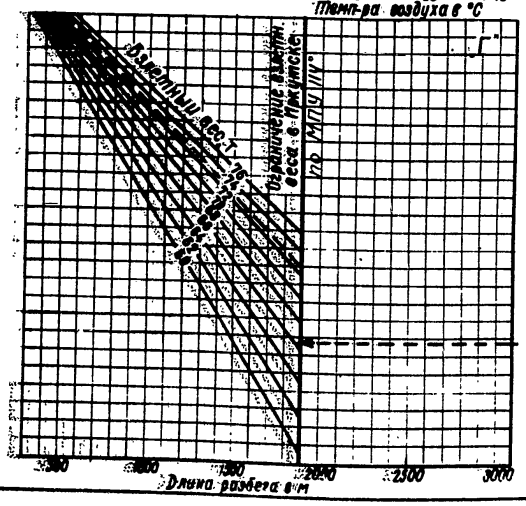



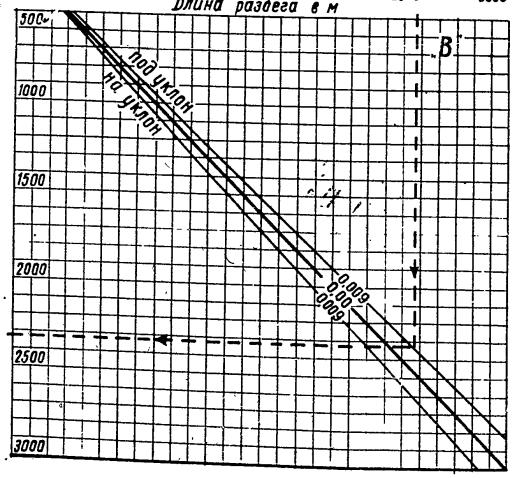



Номограмма №12 для определения допустимого взлетного веса и длины разбега самолета Ту-104 с двигателями РД-3М (при δ=10°) на аэродроме в Иркутске.



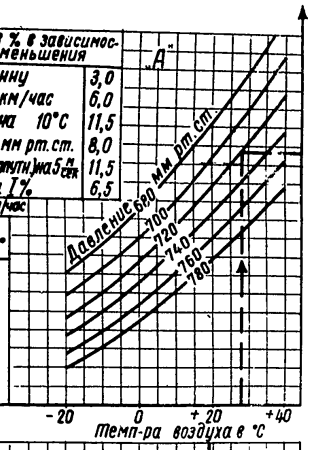



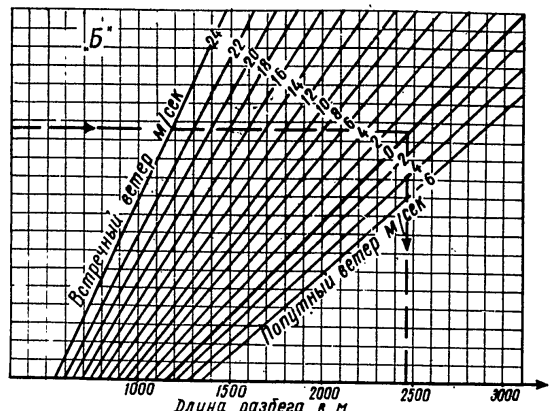
## Номограмма №1в для определения допустимого взлетн. веса и длины разбега самолета Ту-104 с двигателями РД-3М (при δ = 10°) на аэродроме Ташкент.

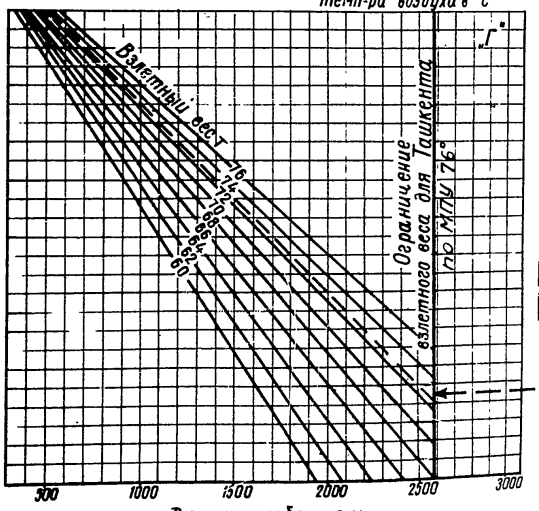
| Изменение длины разбега в % в зависимости от увеличения или уменьшения | |
|---|---|
| 1. Взлетного веса на 1 тонну | 3,0 |
| 2. Скорости отрыва на 10 км/час | 6,0 |
| 3. Температуры воздуха на 10°С | 11,5 |
| 4. Давления воздуха на 20 мм рт.ст. | 8,0 |
| 5. Скорости ветра (встр. или попутн.) на 5 м/сек | 11,5 |
| 6. Уклона поверхности ВПП на 1% | 6,5 |

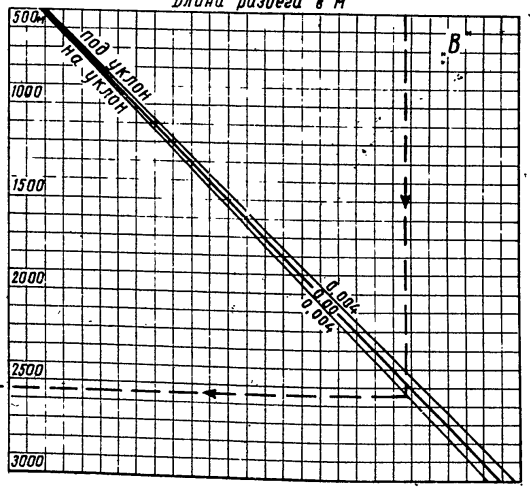
Допустимые скорости отрыва км/час

| Взлетн. вес (т) | Нормальн. при δ=10° | Миним. при δ=20° |
|---|---|---|
| 75,0 | 300 | 280 |
| 72,5 | 295 | 275 |
| 70,0 | 290 | 270 |
| 65,0 | 280 | 260 |
| 60,0 | 270 | 250 |



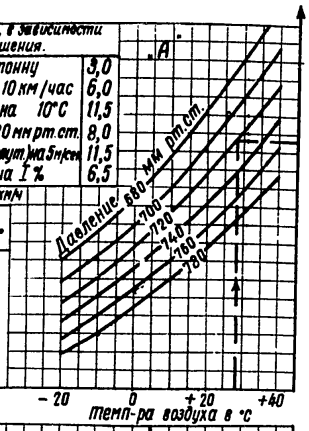



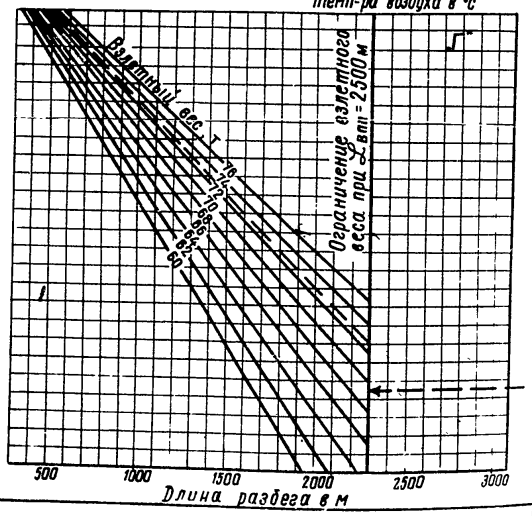
## Номограмма № 1 для определения допустимого взлетного веса и длины разбега самолета Ту-104 с двигателями РД-3М (при $\delta=10°$) на ВПП длиной 2500 м

| Изменение длины разбега в % в зависимости от увеличения или уменьшения. | |
|---|---|
| 1. Взлетного веса на 1 тонну | 3,0 |
| 2. Скорости отрыва на 10 км/час | 6,0 |
| 3. Температуры воздуха на 10°С | 11,5 |
| 4. Давления воздуха на 20 мм рт.ст. | 8,0 |
| 5. Скорости ветра (встр. или попут.) на 5 м/сек | 11,5 |
| 6. Уклона поверхности ВПП на 1 % | 6,5 |

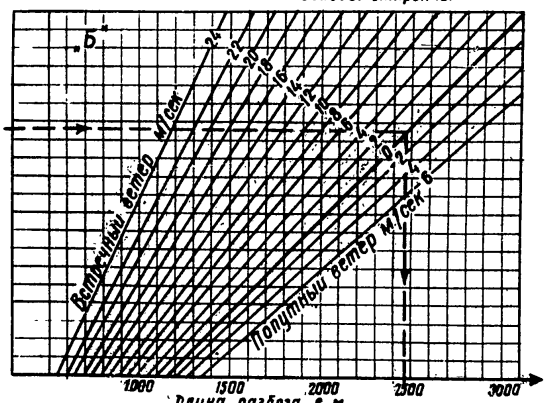
Допустимые скорости отрыва км/ч

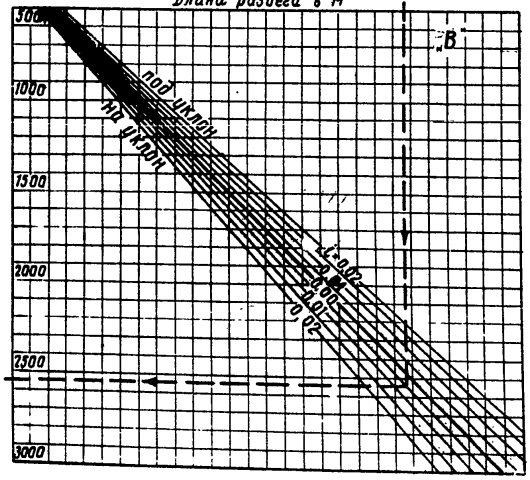
| Взлет. вес (т) | Нормальн при $\delta=10°$ | Минимум при $\delta=20°$ |
|---|---|---|
| 75,0 | 300 | 280 |
| 72,5 | 295 | 275 |
| 70,0 | 290 | 270 |
| 65,0 | 280 | 260 |
| 60,0 | 270 | 250 |




Подходы открыты



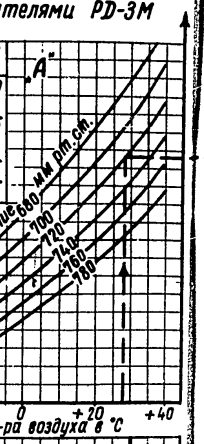



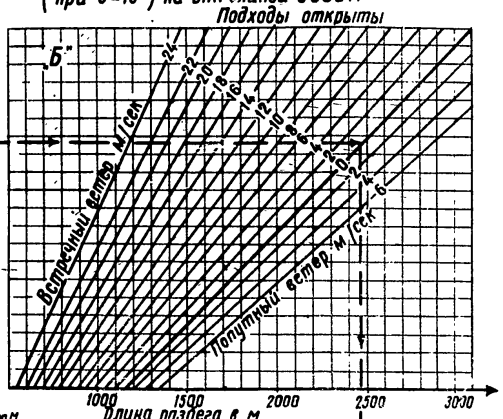
## Номограмма к 1а для определения допустимого взлетного веса и длины разбега самолета Ту-104 с двигателями РД-3М (при $\delta$=10°) на ВПП длиной 3000 м

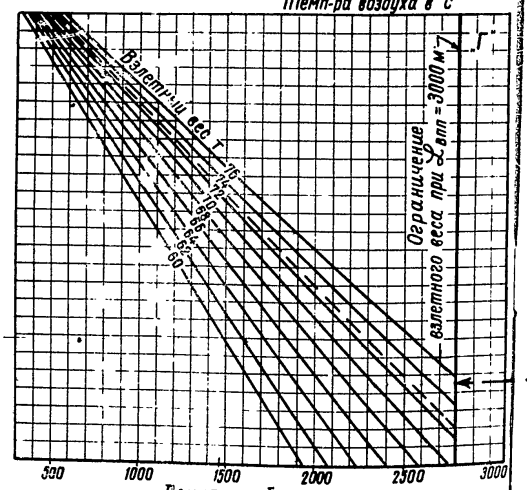
| Изменение длины разбега в % в зависимости от увеличения или уменьшения. | |
|---|---|
| 1. Взлетного веса на 1 тонну | 3,0 |
| 2. Скорости отрыва на 10 км/час | 6,0 |
| 3. Температуры воздуха на 10° С | 11,5 |
| 4. Давления воздуха на 20 мм рт.ст. | 8,0 |
| 5. Скорость ветра (встр.или попутн.) на 5м | 11,5 |
| 6. Уклона поверхности ВПП на 1% | 6,5 |

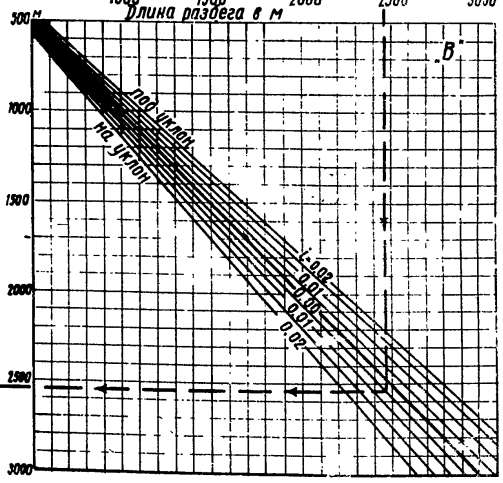
Допустимые скорости отрыва км/ч

| Взлет. вес (т) | Нормальное при $\delta$=10° | Миним. при $\delta$=20° |
|---|---|---|
| 75,0 | 300 | 280 |
| 72,5 | 295 | 275 |
| 70,0 | 290 | 270 |
| 65,0 | 280 | 260 |
| 60,0 | 270 | 250 |



зонтальной до шкалы длин разбегов (по графику В). Ответ будет получен для веса самолета 72,5 т. В случае необходимости продолжить решение задачи, т.е. установить, например, длину разбега для другого веса самолета, то горизонтальная линия должна быть продолжена до прямой, указывающей этот вес самолета и затем опущена вниз на шкалу потребной длины разбега (по графику Г). Пример решения показан пунктирной линией со стрелками.

2. Когда расчетная длина разбега больше допустимой, т.е. когда $L_{разб}$ больше $L_{впп}$ - 200 м (взлет в условиях высоких температур воздуха, низкого атмосферного давления, при ограниченных размерах ВПП) разрешается производить отрыв на уменьшенной скорости, но обязательно с закрылками, отклоненными на $20^0$. Минимально допустимая скорость отрыва в этом случае равна 280 км/час. Уменьшение скорости отрыва на каждые 10 км/час по сравнению с нормальной (300 км/час) сокращает длину разбега на 6-7%.

3. Для установления расчетного ветра, т.е. приведения встречно-бокового (попутно-бокового) ветра к строго встречному (попутному) необходимо пользоваться номограммой № 2.

По номограмме устанавливается точка пересечения окружности, соответствующей фактической скорости ветра, с линией соответствующей углу ветра ($УВ = \delta_м \pm 180^0 - ПУ$), которая переносится на горизонтальную ось, обозначающую шкалу встречного (попутного) составляющего скорости ветра. На номограмме показан пример пересчета для скорости ветра 10 м/сек и угла ветра $40^0$. Перпендикуляр, проведенный из точки на горизонтальную ось, определяет встречную составляющую скорости ветра (7,6 м/сек).

4. При расчете вертикальной скорости ($V_y$) и угла сноса (УС) самолета следует иметь в виду, что изменение температуры и давления воздуха влияют на величину $V_y$ и УС в меньшей степени, чем изменение скорости ветра. Поэтому достаточно пользоваться приближенным расчетом, исходя из следующих положений:

а) Угол сноса самолета при планировании равен 0,7 на каждый 1 метр в секунду боковой составляющей скорости ветра.



б) Вертикальная скорость снижения самолета между дальней (ДРНТ) и ближней (БРНТ) приводными радиостанциями при условии пролета ДРНТ на высоте 200м и БРНТ - 60м и штиле равна 3 м/сек и уменьшается на 0,2 м/сек на каждые 5 м/сек встречной составляющей скорости ветра.

5. При известных расчетных температуре, давлении, посадочной скорости (приборной и истинной), посадочном весе самолета, встречном (попутном) ветре, уклоне ВПП и состоянии покрытия определяется длина пробега самолета по номограмме № 3. Способ пользования номограммой аналогичен определению разбега (п.1) и показан пунктирными линиями со стрелками.

Составили: доцент, кандидат технических наук Л.ГОРЕЦКИЙ
инженер П.НАУМОВ

зонтальной до шкалы длин разбегов (по графику В). Ответ будет получен для веса самолета 72,5 т. В случае необходимости продолжить решение задачи, т.е. установить, например, длину разбега для другого веса самолета, то горизонтальная линия должна быть продолжена до прямой, указывающей этот вес самолета и затем опущена вниз на шкалу потребной длины разбега (по графику Г). Пример решения показан пунктирной линией со стрелками.

2. Когда расчетная длина разбега больше допустимой, т.е. когда [illegible] разб больше [illegible] впп - [illegible] м взлет в условиях высокой температур воздуха, низкого атмосферного давления, при ограниченных размерах ВПП разрешается производить отрыв на уменьшенной скорости, но обязательно с закрилками, отклоненными на 20°. Минимально допустимая скорость отрыва в этом случае равна 280 км/час. Уменьшение скорости отрыва на каждые 10 км/час по сравнению с нормальной (300 км/час) сокращает длину разбега на 6-7%.

3. Для установления расчетного ветра, т.е. приведения встречно-бокового (попутно-бокового) ветра к строго встречному (попутному) необходимо пользоваться номограммой № 2.

По номограмме устанавливается точка пересечения окружности, соответствующей фактической скорости ветра, с линией соответствующей углу ветра [illegible] 2000-РУ), которая переносится на горизонтальную ось, обозначенную шкалой встречного (попутного) составляющего скорости ветра. На номограмме показан пример пересчета для скорости ветра 7[illegible] м/сек и угла ветра 40°. Перпендикуляр, проведенный из точки на горизонтальную ось, определяет встречную составляющую скорости ветра (7,5 м/сек).

4. При расчете вертикальной скорости [illegible]) и угла сноса (УС) самолета следует иметь в виду, что изменение температуры и давления воздуха влияют на величину [illegible] в меньшей степени, чем изменение скорости ветра. Поэтому достаточно пользоваться приближенным расчетом, исходя из следующих положений:

а) Угол сноса самолета при планировании равен 0,7 на каждый 1 метр в секунду боковой составляющей скорости ветра.



б) Вертикальная скорость снижения самолета между дальней (ДРПТ) и ближней (БРПТ) приводными радиостанциями при условии пролета ДРПТ на высоте 200м и БРПТ - 60м и этом равна 3 м/сек и уменьшается на 0,2 м/сек на каждые 5 м/сек встречной составляющей скорости ветра.

5. При известных расчетных температуре, давлении, посадочной скорости (приборной и истинной), повлияющем весе самолета, встречном (попутном) ветре, уклоне ВПП и состоянии покрытия определяется длина пробега самолета по номограмме № [illegible]. Способ пользования номограммой аналогичен определению разбега (п.1) и показан пунктирными линиями со стрелками.

Составили: доцент, кандидат [illegible]
[illegible] наук [illegible]
[illegible] [illegible]

[illegible] по графику [illegible] случая необходимости [illegible] длину, [illegible] на шкалу потребной длины разбега [illegible] пунктирной [illegible]

[illegible] разбега больше допустимой, т.е. [illegible] впп - [illegible] м взлет в условиях высокой [illegible] давления, при ограниченных [illegible] разрешается производить отрыв на уменьшенной [illegible] с закрилками, отклоненными на [illegible] скорость отрыва в этом случае равна [illegible] км/час [illegible] скорости отрыва на каждые 10 км/час [illegible] (300 км/час) сокращает длину разбега [illegible]

[illegible] ветра, т.е. приведения [illegible] (попутно-бокового) ветра к строго встречному [illegible] необходимо пользоваться номограммой № 2. [illegible] устанавливается точка пересечения окружности [illegible] скорости ветра, с линией [illegible] ветра [illegible] 2000-РУ), которая переносится на горизонтальную ось, обозначенную шкалой встречного [illegible] составляющего скорости ветра. На номограмме показан пример пересчета для скорости ветра [illegible] м/сек и угла ветра [illegible] проведенный из точки на горизонтальную ось, [illegible] составляющую скорости ветра [illegible] м/сек).

[illegible] вертикальной скорости [illegible]) и угла сноса [illegible] следует иметь в виду, что изменение температуры [illegible] влияют на величину [illegible] в меньшей [illegible] скорости ветра. Поэтому достаточно [illegible] расчетом, исходя из следующих положений:

[illegible] самолета при планировании равен 0,7 на [illegible] боковой составляющей скорости ветра.

б) Вертикальная скорость снижения самолета между дальней (ДРПТ) и ближней (БРПТ) приводными радиостанциями при условии пролета ДРПТ на высоте 200м и БРПТ - 60м и этом равна 3 м/сек и уменьшается на 0,2 м/сек на каждые 5 м/сек встречной составляющей скорости ветра.

5. При известных расчетных температуре, давлении, посадочной скорости (приборной и истинной), повлияющем весе самолета, встречном (попутном) ветре, уклоне ВПП и состоянии покрытия определяется длина пробега самолета по номограмме № [illegible]. Способ пользования номограммой аналогичен определению разбега (п.1) и показан пунктирными линиями со стрелками.

Составили: доцент, кандидат [illegible]
[illegible] наук [illegible]
[illegible] [illegible]

## ПО[illegible] К НОМОГРАММАМ ПО РАСЧЕТУ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ САМОЛЕТА ТУ-104 С ДВИГАТЕЛЕМ РД-3М

Настоящие [illegible], позволяющие определять взлетно-посадочные [illegible] самолета Ту-104 применительно к конкретным аэродромам издаются отдельно с некоторыми дополнениями в соответствии с "Временной инструкцией по расчету основных параметров взлета и посадок самолета Ту-104 с двигателями РД-3М" (утвержденной зам.начальника ГУГВФ генерал-лейтенантом ЗАГАРОВЫМ Н.А. 17 июня 1957 г.) для удобства и быстроты пользования ими на борту самолета.

Назначение номограмм и методика пользования ими подробно изложены в указанной выше "Инструкции".

Номограммы составлены для аэродромов, имеющих длину ВПП 2000 и 2500м, и конкретно для аэродромов Ташкент, Иркутск и Свердловск, на которых имеется стесненность подходов, что вызывает необходимость вводить ограничения максимально возможной длины разбега.

### КРАТКИЕ ПРАВИЛА ПОЛЬЗОВАНИЯ НОМОГРАММАМИ

1. При известных расчетных температуре, давлении, встречном или попутном ветре и уклонах ВПП по номограмме Iа (при длине ВПП 2000 м) и номограмме № Iб (при длине ВПП 2500 м) или номограммам Iв, Iг и Iд (для некоторых конкретных аэродромов) определяется длина разбега самолета Ту-104 весом 72,5т по графикам А, Б и В и далее, если требуется установить длину разбега для другого веса самолета или допустимый взлетный вес в случае ограничения длины разбега по графику Г.

Определение длины разбега или допустимого взлетного веса производится путем проведения линий: вертикальной от шкалы расчетных температур до кривых давлений (по графику А); горизонтальной от полученной точки пересечения до расчетного встречного или попутного ветра (по графику Б), далее вертикальной вниз до встречи с прямыми, характеризующими уклон ВПП и затем гори-

Государственный научно-исследовательский институт
ГВФ

# НОМОГРАММЫ
## по расчету основных параметров взлета и посадки самолета Ту-104 с двигателем РД-3М

Отдел научно-технической информации и изданий
Москва
1958 г.

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

Государственный на[illegible]

# НОМОГРАММЫ
## ПО РАСЧЕТУ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ САМОЛЕТА
# Ту-104
## с двигателем РД-3М

Отдел научно-технической информации и издания
Москва 1958 г.

6. Работу по указанной перерегулировке насосов ПН-28Б производит завод-изготовитель двигателя своими силами и за свой счет.

Перерегулировку насоса ПН-28Б произвести в течение двух месяцев с момента ввода в действие настоящего бюллетеня.

С выходом в свет настоящего бюллетеня ранее выпущенный бюллетень № 48800612 (15-УУ аннулируется.

---

Изд. редактор *Т. А. Валединская* Техн. редактор *В. И. Орешкина*

Г-42436 Подписано в печать 6/XI 1958 г
Бесплатно Заказ 832/267

Типография Оборонгиза

вание регулировочных элементов производит только представитель завода-изготовителя двигателя.

Примечание. Если до выхода настоящего бюллетеня на некоторых двигателях с одноразовым применением чрезвычайного режима была произведена регулировка максимальных оборотов или замена насоса ПН-28Б серии А5 в эксплуатации, то для проверки регулировки оборотов чрезвычайного режима на этих двигателях эксплуатирующие организации должны вызвать представителя завода-изготовителя двигателя.

6*. На двигателях РД-3М за № С812224, С812227, С812228, а также с № С812230 по № С822056 вкл. и с № С822077 по № С822188 вкл. проверку оборотов чрезвычайного режима производить не разрешается. Поэтому после замены насоса ПН-28Б серии А5 или произведенной регулировки максимальных оборотов, применять чрезвычайный режим на этих двигателях—запрещается.

Вновь устанавливаемые в эксплуатации насосы ПН-28Б серии А5 на этих двигателях необходимо перерегулировать с оборотов чрезвычайного режима на обороты максимального режима (как указано в разд. III настоящего бюллетеня).

После окончания регулировки оборотов максимального режима — запломбировать регулировочные элементы и записать в паспорте насоса ПН-28Б о произведенной регулировке, указав, на сколько оборотов завернут винт упора гидрозамедлителя.

В разд. II (стр. 11, 12) формуляра двигателя произвести следующую запись:

«Применять чрезвычайный режим — запрещено. Насос ПН-28Б отрегулирован на обороты максимального режима согласно бюллетеню № 48800772 (22-Э).

Представитель завода _____ (подпись)»

## III. ПЕРЕРЕГУЛИРОВКА НАСОСА ПН-29Б С ОБОРОТОВ ЧРЕЗВЫЧАЙНОГО РЕЖИМА НА ОБОРОТЫ МАКСИМАЛЬНОГО РЕЖИМА

Во избежание случайного или ошибочного включения чрезвычайного режима на двигателях РД-3М за № А812049, А812051, с № А812089 по № А812113 вкл. и № А812115, а также за № С812095, С812098, С812100, С812103, С812137, с № С812168 по № С812223 вкл. и № С812225, С812226, С812229 ввиду запрещения применения на них чрезвычайного

* На этих двигателях при сборке на заводе не проверялось перекрытие лопаток соплового аппарата башмаками и чрезвычайный режим при контрольном испытании.



режима необходимо перерегулировать насос ПН-28Б серии А5 с оборотов чрезвычайного режима на обороты максимального режима.

Перерегулировку насоса ПН-28Б производить следующим образом:

1. Завернуть винт упора гидрозамедлителя насоса ПН-28Б на 1,5—2,5 оборота, учитывая, что один оборот винта изменяет обороты двигателя на 80—100 об/мин.

2. Вывернуть до отказа винт *1* (см. фиг. 1) регулирования максимальных оборотов на трехплечем рычаге.

3. Проверить обороты двигателя на максимальном режиме.

Запуск двигателя и опробование оборотов максимального режима производить согласно «Временной инструкции по эксплуатации двигателя РД-3М».

Обороты двигателя на максимальном режиме на земле должны быть в пределах 4700±50 об/мин (с учетом фактической поправки на прибор).

В том случае, когда обороты двигателя на максимальном режиме не будут соответствовать 4700±50 об/мин перевести двигатель на обороты малого газа и, не выключая двигателя, подрегулировать насос ПН-28Б винтом упора гидрозамедлителя насоса, затем вновь проверить обороты максимального режима.

Примечание. При температуре наружного воздуха ниже минус 15° С обороты максимального режима могут быть ниже 4700±±50 об/мин (см фиг. 2) В этом случае проверку регулировки максимальных оборотов производить в полете на высоте не менее 3000 *м*. При этом обороты максимального режима должны быть равны 4700±50 об/мин.

При проверке не допускать увеличения оборотов выше 4700±±50 об/мин. В случае достижения 4750 об/мин следует на земле завернуть винт упора гидрозамедлителя насоса ПН-28Б на 1/4 оборота и при следующем полете вновь проверить обороты максимального режима.

4. Довернуть винт упора «Полный газ» на лимбе насоса ПН-28Б на такую же величину, на какую завернут винт упора гидрозамедлителя.

5. Законтрить и запломбировать регулируемые элементы и записать в паспорте насоса ПН-28Б о произведенной регулировке, указав, на сколько оборотов завернут винт упора гидрозамедлителя.

В разд II (стр. 11, 12) формуляра двигателя произвести запись следующего содержания:

«Ввиду запрещения применения чрезвычайного режима насос ПН-28Б отрегулирован на обороты максимального режима согласно бюллетеню № 48800772 (22-Э).

Представитель завода _____ (подпись)».

упора гидрозамедлителя на количество оборотов, обеспечивающее увеличение оборотов чрезвычайного режима на столько, на сколько были увеличены обороты максимального режима. После отворачивания (заворачивания) винта упора гидрозамедлителя вывернуть (завернуть) на ту же величину винт упора «Полный газ» на лимбе насоса ПН-28Б;

Примечание. При регулировке иметь в виду, что один оборот винта упора гидрозамедлителя насоса ПН-28Б соответствует 80—100 об/мин. Допускается регулировка винтом упора гидрозамедлителя в пределах ±1,5—2,5 оборота от положения, установленного на заводе-поставщике.

в) проверить обороты чрезвычайного режима, как указано ниже (см. п. 3 настоящего раздела).

3. Обороты чрезвычайного режима при опробовании двигателя на земле или в полете на высоте не ниже 4000 *м* (при температуре наружного воздуха на земле ниже плюс 5° С) проверяют в следующем порядке:

а) вывести двигатель на обороты максимального режима и включить механизм чрезвычайного режима;

б) медленно перемещая рычаг управления двигателем до упора «Полный газ» на лимбе насоса ПН-28Б, проверить обороты чрезвычайного режима. Обороты чрезвычайного режима должны находиться в пределах $n_{чрезв} \pm 25$ об/мин (записаны в формуляре двигателя), но не более 4915 и не менее 4835 об/мин;

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. При проверке оборотов чрезвычайного режима учитывать фактическую поправку на тахометр ТЭ-5-2.*

*2. При перемещении рычага управления двигателем в сторону увеличения оборотов следить за тем, чтобы не было раскрутки оборотов выше $n_{чрезв} \pm 25$ об/мин и увеличения температуры газов выше 730° С.*

*Если имеется тенденция к росту оборотов и повышению температуры газов выше указанных пределов, перемещением рычага управления двигателем в сторону уменьшения оборотов вывести двигатель на малый газ и, не выключая двигателя, подрегулировать положение винта упора гидрозамедлителя насоса ПН-28Б на уменьшение оборотов чрезвычайного режима двигателя.*

*3. При проверке чрезвычайного режима в полете скорость самолета не должна превышать установленного ограничения по скорости на данной высоте.*

в) не более чем через 10 сек. с момента выхода двигателя на чрезвычайный режим перевести двигатель на режим не выше номинального и выключить механизм чрезвычайного режима. Электромагнит механизма чрезвычайного режима разрешается включать продолжительностью не более 6 мин.



4. После установки на двигатель насоса ПН-28Б серии А5 (предназначенного для применения чрезвычайного режима, о чем сделана соответствующая отметка в паспорте насоса) произвести следующее:

а) на неработающем двигателе необходимо установить рычаг насоса ПН-28Б (см. фиг. 1) так, чтобы риски, нанесенные на указателе рычага и на лимбе насоса (риска, соответствующая максимальным оборотам двигателя), совпали. При таком положении рычага насоса ПН-28Б подвести винт *1* (см. фиг. 1) регулирования максимальных оборотов до упора с кулачком *2* механизма чрезвычайного режима;

б) дальнейшую проверку и регулировку максимальных оборотов двигателя производить так, как указано в разд. I настоящего бюллетеня;

в) после перерегулировки оборотов максимального режима проверить обороты чрезвычайного режима двигателя (как указано в п. 3 настоящего раздела).

Примечание. На двигатели РД-3М с № А812001 и с № С812001 и выше для возможности применения чрезвычайного режима введены топливные насосы ПН-28-15Б серии А5, отрегулированные на большую производительность (с отметкой в паспорте насоса ПН-28Б).

Насосы ПН-15Б серии А5 взаимозаменяемы с насосами ПН-15Б предыдущих серий.

Насосы ПН-28Б серии А5 взаимозаменяемы с насосами ПН-28Б предыдущих серий и могут быть установлены вместо них после перерегулировки (как указано в разд. III настоящего бюллетеня).

Замена насосов ПН-28Б серии А5 насосами ПН-28Б предыдущих серий на двигателях, на которых разрешается применение чрезвычайного режима не допускается.

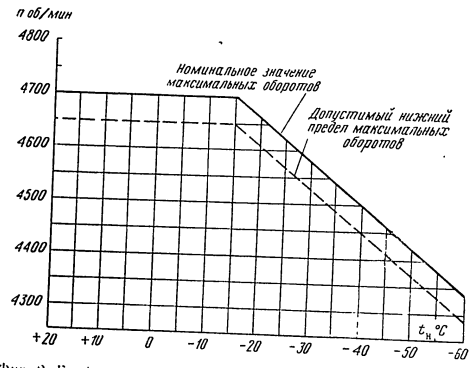
5. После окончания регулировки оборотов максимального и чрезвычайного режимов запломбировать регулировочные элементы (винт *1* регулирования максимальных оборотов на трехплечем рычаге, винт упора гидрозамедлителя и винт упора «Полный газ» на лимбе насоса ПН-28Б) и записать в формуляре двигателя о произведенной регулировке, указав причину регулировки и величину отрегулированных оборотов максимального и чрезвычайного режимов двигателя. В паспорте насоса ПН-28Б указать, на сколько оборотов вывернут (завернут) винт упора гидрозамедлителя.

Регулировку и проверку отрегулированных оборотов чрезвычайного режима по данному бюллетеню, а также пломбиро-

рой раз — перемещением рычага управления так, как при пробе приемистости.

После окончания регулировки винт *1* регулирования максимальных оборотов законтрить вязальной проволокой и запломбировать.

При температурах наружного воздуха ниже минус 15° С ввиду ограничения максимальной производительности топливной аппаратуры обороты двигателя на максимальном режиме его работы могут быть ниже 4700±50 об/мин согласно приведенному графику (фиг. 2).




Фиг. 2 График ограничения максимальных оборотов двигателя в зависимости от температуры наружного воздуха.

В этом случае регулировку максимальных оборотов проверять в полете на высоте не ниже 3000 *м*. При этом максимальные обороты должны быть равны 4700±50 об/мин. При проверке не допускать увеличения оборотов двигателя выше 4750 об/мин. В случае достижения 4750 об/мин следует на земле завернуть винт *1* (см. фиг. 1) регулирования максимальных оборотов на ½ оборота и при следующем полете снова проверить.

Примечание Перечисленные изменения и дополнения, также внести в соответствующие главы и разделы «Временной инструкции по эксплуатации двигателя РД-3М».



## II. РЕГУЛИРОВКА ОБОРОТОВ ЧРЕЗВЫЧАЙНОГО РЕЖИМА

1. На двигателях РД-3М с одноразовым применением чрезвычайного режима, за исключением двигателей за № С812224, С812227, С812228, а также с № С812230 по № С822056 и с № С822077 по № С822188 (см. п. 6 настоящего раздела), исключительно в целях регулировки оборотов разрешается проверка оборотов чрезвычайного режима только в следующих случаях:

а) после регулировки оборотов максимального режима в процессе эксплуатации при падении их ниже норм ТУ;

б) после замены насоса ПН-28Б на двигателе.

Всего за ресурс на указанных двигателях разрешается не более пяти проверок оборотов чрезвычайного режима. При каждой проверке продолжительность работы двигателя на оборотах чрезвычайного режима должна быть не более 10 сек.

Шестая проверка оборотов чрезвычайного режима не допускается, поэтому после шестой регулировки максимальных оборотов применение чрезвычайного режима на данном двигателе — запрещается. Двигатель подлежит дальнейшей эксплуатации без применения чрезвычайного режима с перерегулировкой насоса ПН-28Б на максимальный режим (как указано в разд. III настоящего бюллетеня).

Обороты чрезвычайного режима в зависимости от температуры наружного воздуха проверяют одним из следующих способов:

а) при температуре наружного воздуха на земле выше плюс 5° С — при опробовании двигателя на земле;

б) при температуре наружного воздуха на земле ниже плюс 5° С — в полете на высоте не ниже 4000 *м*.

2. При уменьшении оборотов максимального режима в процессе эксплуатации двигателя прежде всего необходимо убедиться в отсутствии люфтов в соединениях механизма чрезвычайного режима и тяге управления насосом ПН-28Б. Обнаруженные люфты устранить.

Если после этого обороты максимального режима отклоняются от ранее отрегулированных (4700±50 об/мин), необходимо:

а) отрегулировать максимальные обороты двигателя, как указано в разд. I настоящего бюллетеня;

б) вследствие того, что уменьшение максимальных оборотов вызывает соответствующее уменьшение оборотов чрезвычайного режима двигателя, подрегулировать положение винта упора гидрозамедлителя насоса ПН-28Б. Для этого вывернуть винт

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При температурах окружающей среды ниже минус 15° С чрезвычайный режим не включать, так как из-за ограниченной производительности топливной аппаратуры двигателя обороты и тяга двигателя на чрезвычайном режиме не отличаются от оборотов и тяги на максимальном режиме.*

Для применения чрезвычайного режима необходимо:

а) включить механизм чрезвычайного режима работающего двигателя на максимальном режиме его работы;

б) перевести рычаг управления двигателем до упора чрезвычайного режима;

в) после окончания пользования чрезвычайным режимом, но не позднее чем через 2 мин. с момента перевода двигателя на чрезвычайный режим, перевести двигатель на номинальный режим и выключить механизм чрезвычайного режима. Электромагнит механизма чрезвычайного режима разрешается включать продолжительностью не более 6 мин.

Примечание. После применения чрезвычайного режима двигатель снять с самолета, записав в формуляр двигателя его обороты, температуру газов, продолжительность пользования, когда и при каких обстоятельствах был применен чрезвычайный режим.

## *Глава V*

## Регулирование двигателя и его агрегатов

В этой главе раздел «Регулировка максимальных оборотов двигателя» (стр. 34) изменяется в следующей редакции:

### Регулировка максимальных оборотов двигателя

Перед каждым полетом проверять максимальные обороты двигателя на земле, которые при температурах окружающей среды выше минус 15° С должны быть 4700±50 об/мин.

Перед проверкой максимальных оборотов прогреть двигатель в течение 2 мин. на режимах от малого газа до 4200±25 об/мин.

После прогрева для получения оборотов максимального режима плавно перевести рычаг управления двигателем за одну минуту до упора «Максимальный режим».

Примечание. При проверке выдерживать двигатель на максимальных оборотах 8—10 сек.

Если максимальные обороты отклоняются от указанной величины, необходимо:



1. Проверить или заменить ТЭ-5-2, измеряющий обороты двигателя (если прибор непосредственно перед работой не проверялся).

2. Проверить плотность прилегания винта *1* к кулачку *2* (см. фиг. 1) механизма чрезвычайного режима.

3. Если обороты меньше 4650 об/мин, проверить отсутствие перепуска топлива автоматом приемистости насоса ПН-15Б, поставив глухой жиклер стравливания воздуха.

При обнаружении дефекта устранить его согласно указаниям, изложенным в главе VII.

4. Если после указанных выше мероприятий обороты не изменились, произвести регулировку максимальных оборотов.

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Регулировать максимальные обороты двигателя винтом упора гидрозамедлителя насоса ПН-28Б и винтом упора «Полный газ» на лимбе насоса ПН-28Б* ***запрещается,*** *так как оба регулировочных элемента отрегулированы на обороты чрезвычайного режима.*

*Допускается проведение регулировки по электротахометру ТЭ-5-2 на обороты не более 4750 об/мин с учетом фактической поправки на прибор.*

Регулировку максимальных оборотов производить следующим образом.

В случае, если при перемещении рычага управления двигателем винт *1* (см. фиг. 1) регулирования максимальных оборотов находится в контакте с кулачком *2* механизма чрезвычайного режима, а обороты двигателя ниже 4650 об/мин, снизить обороты двигателя до малого газа и, не выключая двигателя, вывернуть винт *1*, после чего, медленно перемещая рычаг управления двигателем, проверить максимальные обороты, не допуская увеличения оборотов выше 4750 об/мин. В случае, когда максимальные обороты двигателя выше 4750 об/мин, винт *1* следует заворачивать, при этом необходимо иметь в виду, что один оборот винта *1* соответствует примерно 40 об/мин двигателя.

При всех случаях регулирования шарик *4* винта *1* должен находиться между рисками на кулачке *2*. Смещение указателя рычага управления дроссельным краном насоса ПН-28Б от риски максимального режима на лимбе насоса ПН-28Б должно быть не более ±3,5 *мм*.

Примечание. Окончательную проверку максимальных оборотов следует провести с выдержкой двигателя на этом режиме в течение 1—2 мин.

Вывести двигатель два раза на максимальные обороты: первый раз — медленным перемещением рычага управления, вто-

В связи с введением чрезвычайного режима в «Инструкцию по эксплуатации и техническому обслуживанию двигателя РД-3М» (Оборонгиз, 1958) вводятся следующие изменения и дополнения.

## *Глава II*

## Подготовка двигателя к полету

1. В разд. «Предполетный осмотр и подготовка двигателя к запуску» (стр. 19) в п. 1 дополнительно внести:

а) проверку плавности перемещения рычага управления двигателем от упора «Стоп» до упора «Полный газ» на лимбе насоса ПН-28Б и обратно (фиг. 1);

б) проверку плотности прилегания рычага насоса ПН-28Б к упору «Полный газ» на лимбе насоса (см. фиг. 1).

2. В разд. «Прогрев и опробование двигателя на земле» (стр. 21)

а) к п. 3 добавить:

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ 5. Выводить двигатель на чрезвычайный режим при опробовании его на земле* ***запрещается.***

б) В табл. 3 «Показания приборов, характеризующие нормальную работу двигателя при опробовании на земле» добавить:

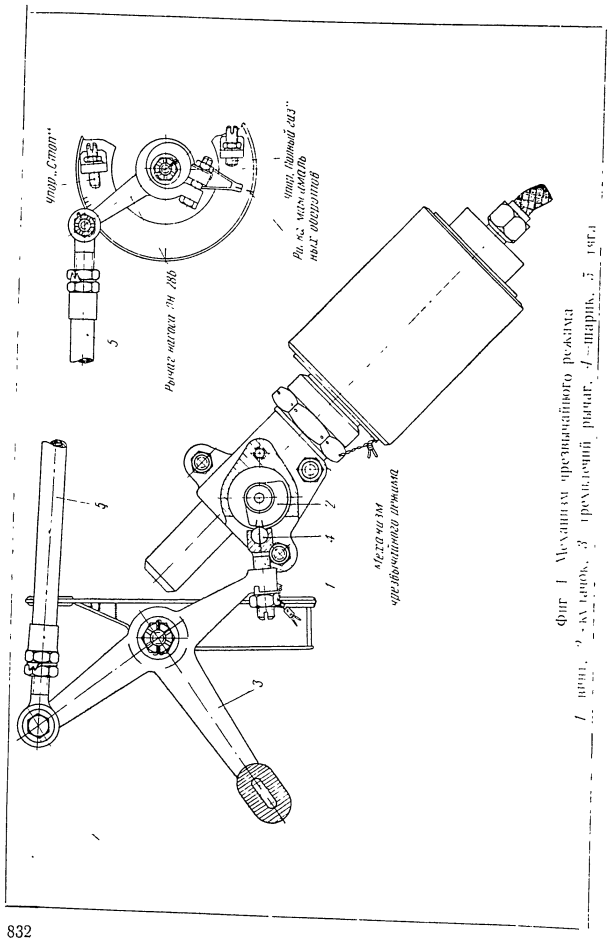
| Режим работы двигателя | Число оборотов в мин. | Давление топлива перед рабочими форсунками | Температура газов, измерен. °С, не более | Масло | | Время непрерывной работы в мин. не более |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | давление *кг/см²* | температура на входе °С | |
| Чрезвычайный | Записано в формуляре двигателя, находится в пределах $4900^{+15}_{-65}$ | | | | | |

## *Глава III*

## Эксплуатация двигателя в воздухе

В конце раздела «Руление самолета, взлет и набор высоты» (стр. 24) добавить: «В случае отказа в работе одного из двигателей во время взлета разрешается применять чрезвычайный режим».






Фиг. 1. Механизм чрезвычайного режима

*1* — вилка, *2* — кронштейн, *3* — промежуточный рычаг, *4* — шарнир, *5* — тяга.

«Бюллетень ввести в действие»
гл инженер ВВС
генерал-лейтенант ИТС
*Кобликов*

14 октября 1958 г.

# БЮЛЛЕТЕНЬ № 48800772 (22-3)

## ДВИГАТЕЛЬ РД-3М

По вопросам: **I. Дополнение к «Инструкции по эксплуатации двигателя РД-3М» в связи с введением чрезвычайного режима**
**II. Регулировка оборотов чрезвычайного режима**
**III. Перерегулировка насоса ПН-28Б с оборотов чрезвычайного режима на обороты максимального режима**

### I. ДОПОЛНЕНИЕ К „ИНСТРУКЦИИ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ РД-3М“ В СВЯЗИ С ВВЕДЕНИЕМ ЧРЕЗВЫЧАЙНОГО РЕЖИМА

Для обеспечения взлета самолета на одном двигателе вводится чрезвычайный режим, который разрешается применять только в случаях отказа одного из двигателей при взлете.

Чрезвычайный режим разрешается применять один раз продолжительностью не более 2 мин., после чего полет должен быть прекращен, а двигатель снят с самолета для переборки.

Для каждого двигателя имеются свои обороты чрезвычайного режима, которые записываются в разд. III формуляра двигателя и находятся в пределах $4900^{+15}_{-65}$ об/мин.

Чрезвычайный режим разрешается применять на двигателях № А812114 и на всех двигателях начиная с № А812116 и выше, а также на двигателях № С812224, С812227, С812228 и начиная с № С812230 и выше, за исключением двигателей с № С822057 по № С822076 вкл.

Примечание На двигателях с № С822057 по № С822076 вкл. оборудование чрезвычайного режима не установлено. Регулировка максимальных оборотов на этих двигателях производится винтом упора гидрозамедлителя насоса ПН-28Б, как это изложено в «Инструкции по эксплуатации и техническому обслуживанию двигателя РД-3М (Оборонгиз, 1958).

2. Размещение загрузки в самолете должно обеспечивать получение взлетной центровки, в зависимости от количества топлива в пределах, указанных в таблице 6.

Таблица 6

| Заправка топливом | кг | 27000 | 24000 | 22000 | 20000 | 18000 | 17000 | 16000 | 15000 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Центровка при взлете с убранным шасси в % САХ | не более | 20,1 | 21,0 | 22,6 | 21,9 | 21,3 | 21,0 | 21,9 | 22,8 |
| | не менее | 19,5 | 20,4 | 22,0 | 21,3 | 20,7 | 20,4 | 21,2 | 22,1 |
| | | (для сохранения центровки в полете и при посадке в допуск. пределах) | | | | | | | |
| | не менее | 19,0 | 19,0 | 19,0 | 19,0 | 19,0 | 19,0 | 19,0 | 19,0 |
| | | (для обеспечения условий взлета) | | | | | | | |

При центровке самолета на взлете, находящейся в пределах центровок, указанных в строках 2 и 3 таблицы 6 (величины от 20,1 до 21,0 вторая строка и от 19,5 до 20,1 третья строка в зависимости от заправки топлива), центровка самолета в полете и при посадке будет в пределах нормы независимо от количества топлива. В этом случае проверку центровки для полета и посадки можно не производить.

В случае, если центровка на взлете получена меньше значений, приведенных в третьей строке таблицы, необходимо произвести дополнительную проверку положения центра тяжести самолета при посадке. Эта проверка производится с целью определения величины остатка топлива, обеспечивающей допустимую центровку при посадке (20,6% САХ с убранным шасси), и выполняется следующим образом:

по центровочному графику определяется центровка самолета с убранным шасси (условно обозначаемая $X_1$) для принятого размещения коммерческой нагрузки при остатке топлива 10040 кг (полная IV группа баков);

по центровочному графику определяется центровка самолета при том же размещении коммерческой нагрузки (обозначаемая $X_2$) для момента, соответствующего полному выгоранию топлива ($G_{топ} = 0$);

определяется наибольший остаток топлива $G_{топ\text{-}ост}$, обеспечивающий допустимую центровку при посадке, по формуле:

$$G_{топ\ ост} = 10040\ \frac{X_2 - 20{,}6}{X_2 - X_1},$$

где $X_1$ — центр тяжести самолета в % САХ при остатке топлива 10040 кг,

$X_2$ — центр тяжести самолета в % САХ при полном выгорании топлива.

Посадка самолета с остатком топлива в баках более $G_{топ\text{-}ост}$ запрещается.



3. Если при размещении загрузки перед полетом центровка на взлете получена больше или меньше предельных значений, приведенных в таблице, то необходимо перераспределить грузы в багажных помещениях.

Перемещение 100 кг груза из багажника № 1а в багажник № 2д смещает центровку на взлете назад на 0,5% САХ.

При существующих диапазонах центровок, в случае неполного количества пассажиров на самолете, необходимо при размещении пассажиров занимать вначале средние ряды самолета с таким расчетом, чтобы оставалось незанятым одинаковое количество передних и задних рядов кресел.

## 6. Влияние на центровку самолета Ту-104Б размещения верхней одежды пассажиров в гардеробах в зимних условиях

При полетах самолета Ту-104Б в зимних условиях следует учитывать влияние веса верхней одежды пассажиров, размещенной в гардеробах, на изменение положения центра тяжести.

Для расчета влияния размещения верхней одежды в гардеробах нужно исходить из следующего:

1. Вес пассажиров, размещенных в пассажирских креслах, считать 75 кг.

2. Средний вес одного пальто — 5 кг.

3. Общий вес всех зимних пальто для 100 пассажиров — 500 кг, из них 60 пальто весом 300 кг размещаются в основном гардеробе и 40 пальто весом 200 кг размещаются в пассажирской кабине в багажных сетках рядом с пассажирами.

4. Размещение 60 зимних пальто общим весом 300 кг при взлете смещает центр тяжести самолета назад на 0,7% САХ.

Пальто, размещенные в пассажирской кабине, на центровку не влияют.

5. При наличии на борту самолета меньшего количества пассажиров принимается, что верхняя одежда каждых 10 пассажиров, размещенная в гардеробах, смещает центр тяжести самолета назад в среднем на 0,12% САХ.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При расчете центровки самолета по центровочному графику, при полетах в зимних условиях, необходимо вносить поправку на смещение центра тяжести вследствие влияния верхней одежды расположенной в гардеробах. Например, по графику определена взлетная центровка 20,8% САХ при загрузке 100 пассажиров. В этом случае необходимо к полученной центровке 20,8% САХ прибавить 0,70%, в результате чего действительная взлетная центровка определяется равной 21,5% САХ.**

**Если при учете поправки на смещение центра тяжести от влияния верхней одежды взлетная центровка выйдет из допустимых пределов, необходимо произвести перераспределение нагрузки в багажниках с тем, чтобы обеспечить взлетную центровку в допустимых пределах.**

Примечание. На самолетах, [illegible] зимний период оборудован дополнительный гардероб взамен 3-х [illegible]ских сидений 20-го ряда, верхняя одежда размещается: в основном гардеробе — 60 пальто весом 300 кг и в дополнительном гардеробе 37 пальто весом 185 кг. При таком размещении верхней одежды центр тяжести самолета на взлете сместается назад на 1,2% САХ.

— Для полетных весов самолета от 68,5 до 76,0 *т* на высотах полета от 0 до 7000 *м* максимально допустимая приборная скорость должна быть не более 635 *км час* и для полетных весов менее 68,5 *т* при полете на тех же высотах приборная скорость должна быть не более 675 *км час*.

— Веса самолета:

максимальный взлетный вес — 76,0 *т*, двигатели РД-3М с ЧР.

нормальный посадочный вес — 60,0 *т*.

В особых случаях, в условиях хорошей видимости, при повышенном внимании пилота разрешается посадка на бетонированную полосу с посадочным весом 64 *т*.

— Временные ограничения по высоте полета, числу М и скоростям полета, установленные для самолетов Ту-104 и Ту-104А, полностью распространяются и на самолеты Ту-104Б.

### Летные данные

— При взлете с полетным весом 76 *т* нормальная скорость отрыва самолета будет примерно составлять 305 *км час*, а длина разбега в стандартных атмосферных условиях при этой скорости отрыва будет находиться в пределах 2160—2200 *м*.

— При выполнении взлета закрылки отклонять на угол 10°.

При повышенной температуре воздуха, пониженном атмосферном давлении и ограниченной длине ВПП командиру корабля разрешается выполнять взлет с закрылками, отклоненными на угол 15°.

На самолетах Ту-104Б с неуширенными закрылками на взлете отклонять закрылки так же, как и на самолетах Ту-104А, — на 10 и 20°.

— При выполнении посадки закрылки отклонять на 20°. При этом посадочные скорости и поведение самолета практически не отличаются от этих же данных самолетов Ту-104А.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:** 1. Отклонять закрылки при посадке на угол более 20° запрещается.

2. На самолетах Ту-104Б с неуширенными закрылками (самолеты с опознавательными знаками 42399, 42400, 42401, 42402 и 42404) закрылки при посадке следует отклонять на тот же угол, что и на самолетах Ту-104А — 35°.

При посадке с весом 60 *т* длина пробега самолета увеличится на 70—80 *м* по сравнению с длиной пробега при посадочном весе 58 *т*, указанной в таблице на стр 68 «Руководства по летной эксплуатации самолета Ту-104».

### Пилотирование самолета при обратной реакции по крену

— На самолетах Ту-104, Ту-104А и Ту-104Б при числе М=0,84 и более, могущем иметь место при экстренном снижении самолета, имеет место обратная реакция по крену на отклонение руля направления; при отклонении правой педали самолет кренится влево, при отклонении левой педали — вправо.

— В полете при числе М=0,84 и более усилия, потребные для отклонения руля направления, значительны, в связи с чем непроизвольное отклонение педалей при пилотировании самолета мало вероятно. Во избежание возникновения обратной реакции на указанных числах М (при экстренном снижении самолета) пилотировать самолет нужно без отклонения педалей, устраняя крены только отклонением элеронов.



### 3. Загрузка и центровка самолета

— Вес пустого самолета для предварительных расчетов считать 42400 *кг*. Для самолетов с неуширенными закрылками (опознавательные знаки 42399, 42400, 42401, 42402, 42404) вес пустого самолета — 42235 *кг*.

Для расчета центровки вес пустого самолета брать в формуляре самолета.

### 4. Диапазоны центровок самолетов Ту-104Б

**ОСОБО ВАЖНО!**

1. Предельно передняя центровка на взлете не менее 19% САХ с убранным шасси.

2. Предельно передняя центровка при посадке с выпущенным шасси 19,5% САХ (что соответствует центровке самолета 20,6% САХ с убранным шасси).

3. Предельно задняя центровка в полете — не более 24,5% САХ.

4. Центр тяжести пустого самолета указан в формуляре с выпущенным шасси. В связи с тем, что центровочный график в форме РЦЗ-1 рассчитан с убранным шасси, при расчете центровки к центру тяжести пустого самолета, взятого с формуляра, необходимо прибавлять поправку на убранное шасси — 1,6% САХ.

Например: В формуляре самолета Ту-104Б № . . . . указана центровка пустого 28% САХ. Для расчета по графику следует принимать 29,6% САХ.

### 5. Размещение коммерческой загрузки в самолете Ту-104Б

1. При размещении пассажиров по рядам кресел кабины и размещении багажа, почты и грузов по багажным помещениям необходимо учитывать, что наибольшее влияние на смещение центра тяжести оказывают загруженные багажные помещения 1а, 1б и 2г, и 2д, а также пассажиры, размещенные в передней кабине и на задних рядах кресел общей пассажирской кабины.

Наименьшее же влияние на изменение положения центра тяжести самолета оказывают загрузка багажника № 2а и пассажиры, размещенные на 10, 11 и 12 рядах общей пассажирской кабины, так как они расположены вблизи центра тяжести пустого самолета.

м) вольтметр бортсети,
н) дежурное освещение пассажирских кабин и кухни,
о) управление клапанами сброса давления,
п) управление чрезвычайным режимом двигателей, *
р) датчики УА-16 тормозов,
с) запуск двигателей в воздухе,
т) сигнализация от экипажа к пассажирам,
у) приборы ЭМИ-3Р правого и левого двигателей,
ф) сигнализация положения шасси.

26. Изменен монтаж электропроводки на самолете в соответствии с изменениями в расположении и компоновке электрооборудования.

27. Установлены две сигнальные лампы и кнопка контроля обогрева приемников полного давления.

28. Установлен резервный передатчик связной радиостанции.

29. Экипаж самолета не может вызывать «циркулярно» по СПУ бортрадиста.

30. Изменена маркирока «УКВ. РС» и «КОМ. РС» положений переключателя рода работы абонентского аппарата СПУ соответственно на маркировку «УКР1» и «УКР2».

31. Упрощено использование командных радиостанций, так как отсутствуют выключатели «РСИУ-3М» № 1, № 2.

32. Вместо абонентского аппарата СПУ бортмеханика на самолете установлена переговорная точка.

Питание маркерного радиоприемника производится от умформера глиссадного радиоприемника.

33. Обеспечена возможность использования проволочной антенны связной радиостанции в качестве ненаправленной антенны радиокомпаса АРК-5 № 1.

34. На самолете установлена амплитудная приставка ИЛС.

35. Вместо радиоприемника УС-9 связной радиостанции установлен радиоприемник РПС.

В таблице 5 приводятся данные о самолетных предохранителях радиоаппаратуры самолета Ту-104Б.

Полный перечень конструктивных изменений и доработок приведен в книге II «Техническое описание пассажирского самолета Ту-104Б» (изменения и дополнения к техническому описанию самолета Ту-104).

## 2. Основные данные характеристики и ограничения

По режимам крейсерского полета ограничения в тех же пределах, что и для самолетов Ту-104 и Ту-104А.

— Предельное значение числа М, при экстренном снижении, не должно превышать 0,85.

* Самолеты Ту-104Б так же, как и Ту-104А, оборудуются двигателями РД-3М с применением чрезвычайного режима.



Таблица 5

**Размещение предохранителей радиооборудования на самолете Ту-104Б**

| № п/п | Аппаратура | К-во предохр | Тип предохранителя | Место установки предохранителя |
|---|---|---|---|---|
| 1 | Передатчик 1РСБ-70 связной радиостанции (рабочий) | 1 | АЗС-40 | Панель АЗС радиста |
| 2 | Передатчик 1РСБ-70 связной радиостанции (резервн.) | 1 | » | » |
| 3 | Переключение согласующих устройств шлейфовой антенны и связных радиостанций | 1 | АЗС-5 | » |
| 4 | Приемник РПС связной радиостанции | 1 | СП-5 | » |
| 5 | Радиостанции РСИУ-3М № 1 и № 2 | 2 | АЗС-5 | Панель АЗС радиста |
| 6 | Преобразователь МА-100 питания радиостанции РСИУ-3М от аккумулятора | 1<br>1<br>1 | АЗС-15<br>СП-2<br>СП-5 | Панель АЗС радиста<br>Коробка РК питания<br>РСИУ от аккумулятора » |
| 7 | Маркерный радиоприемник МРП-56 | — | — | Предохранители глиссадного радиоприемника ГРП-2 |
| 8 | Радиокомпасы АРК-5 № 1 и 2 | 2 | АЗС-2 | Панель АЗС штурмана |
| 9 | Радиокомпасы АРК-5 № 1 и 2 | 2 | СП-2 | Панель предохранителей штурмана |
| 10 | Самолетный приемоиндикатор СПИ-1 | 1 | СП-5 | То же |
| 11 | Радиовысотомер РВ-2 | 1 | АЗС-5 | Панель АЗС радиста |
| 12 | Радиолокатор | 1<br>1 | АЗС-20<br>СП-15 | Панель АЗС штурмана<br>Панель предохранителей штурмана |
| 13 | Курсовой и глиссадный радиоприемники КРП-Ф и ГРП-2 | 1 | АЗС-10 | Панель АЗС радиста |
| 14 | Амплитудная приставка ИЛС | — | — | Предохранители курсового радиоприемника КРП-Ф |
| 15 | Ответчик | 1 | АЗС-5 | Правая панель АЗС |
| 16 | Самолетное переговорное устройство СПУ-10 | 1 | АЗС-5 | Правая панель АЗС |
| 17 | Усилитель динамика летчиков УДЛ-2 | 1 | СП-2 | Панель предохранителей радиста |

# X. ОСОБЕННОСТИ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Ту-104Б

## 1. Основные отличия в конструкции и оборудовании самолета Ту-104Б от Ту-104А

1. Носовая часть фюзеляжа удлинена на 1210 *мм* по разъему 15-го шпангоута. Герметическая переборка перенесена с 15-го на 11-й шпангоут.

2. Увеличена площадь закрылков на 9 $м^2$, за счет чего увеличена площадь крыла на 5,5%.

На самолетах Ту-104Б (опознавательные знаки 42399, 42400, 42401, 42402 и 42404) установлены такие же серийные закрылки, как и на Ту-104А.

3. Установлено 100 пассажирских кресел вместо 70 с перекомпоновкой внутреннего оборудования кабин.

4. Увеличены объемы багажных помещений до 28 $м^3$ за счет поднятия пола пассажирской кабины на 110 *мм* и сделаны два боковых люка для загрузки багажа вместо трех нижних.

5. Буфет-кухня перенесен из средней части пассажирской кабины в передний вестибюль.

6. Введен раздельный обогрев кабины экипажа дополнительно к существующему и независимый от обогрева пассажирских кабин, а также изменена система раздачи воздуха по кабине.

7. Увеличены углы отклонения руля высоты вверх до 28°, вниз до 15° путем замены качалки (см. чертеж 9104Б-189).

8. Установочный угол стабилизатора по отношению к продольной оси самолета составляет —1°, а по отношению к установке крыла —2°, т. е. оставлен таким же, каким был до перестановки стабилизатора на самолетах Ту-104 и Ту-104А.

9. Установлен новый «нож» на руле направления (хорда «ножа» увеличена с 28 до 70 *мм*).

10. Изменена качалка сервокомпенсатора руля направления; соотношение плеч (коэффициент сервокомпенсации) изменено с 0,52 до 0,45.

11. Введены по два дополнительных отверстия в аэродинамической компенсации элеронов.

12. Установлены крышки лючков топливомеров в баках № 2 и № 3 1-й группы увеличенных размеров и улучшена герметизация их.

13. Перекомпонована часть агрегатов гидросистемы, которые установлены в кабине экипажа, в связи с переносом герметической перегородки на 11-й шпангоут.

14. Изменены трассы проводок управления двигателями и самолетом; герметические вводы тросов и тяг управления перенесены с 15-го шпангоута на 11-й.

15. Установлены доработанные предохранительные клапаны 438М.

16. Увеличен запас кислорода в связи с увеличением числа пассажиров. Установлено 6 кислородных приборов с новыми масками КМ-16М. Баллоны с кислородом перенесены из передней части фюзеляжа в заднюю. Увеличено количество переносных кислородных баллонов до 24 шт. и изменено их размещение в пассажирской кабине.

17. В кабине экипажа перекомпонованы рабочее место бортмеханика и этажерка с радиоаппаратурой на левом борту. Установлено рабочее место (между пилотами) для лоцмана при полетах за границу.

18. Центральная распределительная панель бортовой электросети размещена на двух панелях: правых генераторов и левых генераторов, которые установлены на бортах фюзеляжа во 2-м техотсеке. В связи с этим регулирующая аппаратура генераторов и аппараты защиты потребителей (закрылков, подкачивающих насосов и др.) также размещены соответственно на правой и левой панелях.

19. Преобразователи ПО-3000 перенесены из 1-го техотсека во 2-й и введена защита их магистральных проводов инерционно-плавкими предохранителями 35 *а*, установленными на распределительных панелях правых и левых генераторов.

20. Изменены монтаж и место установки распределительных коробок преобразователей и аккумулятора и компоновка элементов внутри коробок.

21. Левая панель автоматов АЗС заменена панелью АЗС радиста, установленной над электрощитком радиста. В связи с этим частично перекомпонован электрощиток радиста и изменено расположение автоматов на правой панели АЗС.

22. Щиток радиста с предохранителями потребителей переменного тока 115 *в*, 400 *гц* установлен горизонтально на левой части столика.

23. Пульт бортпроводника с автоматами АЗС и переключателями конструктивно изменен и перенесен в кухню на перегородку 11-го шпангоута.

24. Введено «ночное освещение» пассажирских кабин, для которого использовано по одной лампе в каждом плафоне.

25. В число приборов и агрегатов, получающих питание непосредственно от аккумулятора и от аварийной шины, входят:

а) авиагоризонты АГИ-1с,
б) указатель поворота ЭУП-53,
в) обогрев ПВД левого пилота,
г) переговорное устройство СПУ,
д) управление топливными кранами (пожарными, магистральными баков 1 и 4),
е) управление выпуском и сбросом посадочного парашюта,
ж) сигнализация падения давления в кабинах,
з) система сигнализации и тушения пожара,
и) освещение приборных досок и пультов,
к) взрыватель СРО,
л) преобразователь МА-100 питания УКВ радиостанции,

2) При питании двигателей из крыльевых групп баков выключить двигатель, показания топливомера которого указывают на утечку топлива.

В обоих случаях закрыть пожарный кран выключенного двигателя, перейти на режим полета на одном двигателе и продолжать наблюдения за показаниями топливомера.

а) Если через 5—7 мин. после закрытия пожарного крана показания топливомера группы баков, питающей выключенный двигатель, не изменяются, что свидетельствует об утечке топлива на участке от пожарного крана до расходомера, то необходимо открыть магистральный топливный кран и продолжать полет на одном двигателе.

б) Если же через 5—7 мин. после закрытия пожарного крана показания топливомера группы баков, питающей выключенный двигатель, продолжают изменяться, что свидетельствует о наличии утечки топлива на участке от баков до пожарного крана, то необходимо выключить ручное управление расходованием топлива (или автоматику, если была включенной), а также АЗС дежурного насоса посадочной группы выключенного двигателя (на правой панели АЗС) и продолжать полет на одном двигателе до ближайшего запасного аэродрома.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В том случае, когда питание двигателя происходит из посадочной группы баков и по создавшейся обстановке требуется использовать топливо, находящееся в остальных группах баков работающего двигателя, необходимо, не открывая магистральный топливный кран, включить ручное управление для расходования топлива.

В случае, если при пилотировании самолета будет наблюдаться значительная тенденция к крену из-за неравномерного расходования топлива из правых и левых групп баков, то перед посадкой надо слить топливо в соответствии с указаниями по аварийному сливу, так как во время посадки тенденция самолета к крену усилится.

## 6. Пожар на самолете

1. В случае возникновения пожара в отсеке силовой установки выпуск огнегасящего состава из огнетушителей 1-й очереди к очагу пожара происходит автоматически, от сигнала термоизвещателя. Одновременно загорается красная сигнальная лампа-кнопка на щитке «Сигнализация пожара».

При возникновении пожара в силовой установке пилот обязан резким движением перевести рычаг управления загоревшегося двигателя в положение «Стоп» и держать прижатым в этом положении: закрыть пожарный кран.

Скорость самолета должна быть не менее 430 *км/час* по прибору. Установить номинальный режим работающему двигателю ($n$ = 4425 об/мин) и продолжать одномоторный полет в соответствии с указаниями, изложенными в Руководстве.

Примечание. Перевод рычага управления двигателем в положение «Стоп» резким движением обязателен, так как при плавном переводе рычага



на «Стоп» откроется лента перепуска и воздух, выходящий [illegible] усиливает пожар.

Если пожар не потушен первой очередью о[illegible]ей, необходимо нажать «Кнопку открытия огнетушителей второй очереди».

2. В случае, когда пожар в отсеке силовой установки обнаружен визуально, а красная сигнальная лампа-кнопка не горит, пожарную систему необходимо включить вручную, для чего выключить (как описано выше) двигатель, закрыть пожарный кран и нажать на лампу-кнопку загоревшегося двигателя.

Это действие будет равносильно срабатыванию термоизвещателя.

3. В случае ликвидации пожара огнетушителями первой очереди система должна быть приведена в исходное положение. Для этого надо не ранее чем через 20 сек. после срабатывания первой очереди огнетушителей выключатель на щитке «Сигнализация пожара» поставить в положение «Выключено» и затем снова на «Включено».

При этом сигнальная лампа-кнопка должна погаснуть.

Примечания: 1. Выключатель системы ставить в положение «Выключено» необходимо не ранее чем через 20 сек. после срабатывания огнетушителей для того, чтобы дать возможность давлению в системе сравняться с атмосферным. При наличии в системе давления электромагнитные краны не откроются.

2. Прекращение пожара в отсеке определяется визуально и подтверждается потуханием сигнальной лампы-кнопки, при установке выключателя в положение «Выключено» и затем «Включено».

4. Если первая очередь огнетушителей использована и система приведена в исходное положение, то в случае вторичного пожара на самолете система автоматически не срабатывает. В этом случае при загорании красной лампы-кнопки на щитке «Сигнализация пожара» необходимо нажать «Кнопку открытия огнетушителей второй очереди».

При визуальном обнаружении вторичного пожара (сигнальная лампа не горит) необходимо для включения пожарной системы нажать на лампу-кнопку загоревшегося двигателя и затем на кнопку включения второй очереди огнетушителей.

5. Если пожар возник внутри кабин самолета, то члены экипажа под руководством бортмеханика должны немедленно приступить к его ликвидации при помощи ручных углекислотных огнетушителей, установленных по одному в кабине пилотов, в буфете и в заднем гардеробе. При этом ни в коем случае не допускать перемещения пассажиров и скопления их в хвостовой части кабины, так как это приведет к недопустимому изменению центровки.

6. Если в полете пожар в кабине ликвидировать не удается, то командир корабля после доклада об этом бортмеханика немедленно производит экстренное снижение (в соответствии с имеющимися указаниями) для производства вынужденной посадки.

Аварийный слив топлива практиче[illegible] влияет на балансировку самолета.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При включении аварийного слива топлива наблюдается незначительная тряска самолета, которая через 3—5 мин. прекращается. Возникает она вследствие попадания струи топлива, сливаемого из III группы баков, на элероны.

Если в полете применялся аварийный слив топлива, после посадки необходимо вскрыть панели элеронов для просушивания полотна аэродинамической компенсации, снять колпачки с АНО на концевых обтекателях и удалить из-под них керосин.

### 3. Указания пилоту по экстренному снижению самолетов Ту-104, Ту-104А и Ту-104Б

При необходимости экстренного снижения самолета с высоты 11000 *м* или ниже (внезапное резкое падение давления в кабинах, аварийная разгерметизация и т. д.) пилот должен немедленно перевести двигатели на режим малого газа и плавным отклонением штурвала от себя, не создавая большой перегрузки, перевести самолет на режим снижения.

Ввод в снижение производить с перегрузкой порядка $n = 0.5$ с таким расчетом, чтобы к 30-й секунде (после начала снижения) скорость самолета соответствовала числу $M = 0.86$ для самолетов Ту-104 и Ту-104А и $M = 0.85$ для Ту-104Б, а высота 10000 *м*. Дальнейшее снижение производить на постоянном числе $M = 0.84 - 0.83$.

Необходимо иметь в виду, что при достижении числа $M = 0.84$ и более пользоваться рулем направления не рекомендуется, так как это может вызвать обратную реакцию по крену. В случае возникновения чрезмерных давящих усилий на штурвале от рулей высоты необходимо усилия уменьшить с помощью триммера руля высоты, пользуясь электроуправлением. При этом не допускать возникновения усилий обратного знака.

Самолет, достигнув высоты 6500—6000 *м*, должен набрать скорость 730—750 *км/час* по прибору. С высоты 6000 *м* до 5000 *м* снижаться на скорости 730—750 *км/час* по прибору.

На высоте 5000 *м* плавно перевести самолет в горизонтальный полет, либо, по усмотрению командира корабля, продолжать снижение до меньшей высоты. Общее время снижения с высоты 11000 *м* до 5000 *м* равно 3.0—3.3 мин.

### 4. Полет с неработающими топливоподкачивающими насосами в случае обесточивания электросети самолета

При полетах на самолете в случае обесточивания электросети с неработающими топливоподкачивающими насосами (когда питание двигателей топливом происходит самотеком) на высотах более 7000 *м* возможна самопроизвольная остановка двигателей. Поэтому, в случае обесточивания электросети [illegible] лета при полетах на высоте более 7000 *м*, высота полета должна быть снижена до 7000 *м* и на этой высоте продолжен полет на



режиме максимальной дальности до ближнего запасного аэродрома. При этом не разрешается допускать большие крены и отрицательные перегрузки, так как это может вызвать разрыв потока топлива между баком и ЦН-1Д, а также резкого перевода рычагов управления двигателями при изменении режима их работы.

При полете по кругу и заходе на посадку учитывать, что двигатели при питании их самотеком на режимах выше 4200 об/мин работают неустойчиво и возможна их остановка.

Если в горизонтальном полете или при снижении произошла самопроизвольная остановка двигателей, необходимо после снижения до высоты 7000 *м* произвести их запуск по методике, изложенной в настоящем Руководстве.

### 5. Появление в полете утечки топлива из топливной системы самолета

При появлении в полете явной утечки топлива из топливной системы самолета необходимо руководствоваться следующим:

1. Если разница в расходах топлива правым и левым двигателями одновременно по показаниям как расходомеров, так и топливомера более 1500 *л* и не является погрешностью топливомера, что свидетельствует о наличии утечки топлива на участке от расходомера до насоса ПН28-15, то необходимо:

— выключить двигатель, топливная система которого имеет утечку;

— закрыть пожарный кран выключенного двигателя;

— перейти на режим полета на одном двигателе и открыть магистральный топливный кран для использования топлива со стороны выключенного двигателя.

Примечание. При питании двигателей из 1 группы баков, общей для обоих двигателей, утечка топлива определяется по разности в показаниях расходомеров правого и левого двигателей (если течь топлива за расходомером) и по увеличенному расходу топлива из этой группы, выявленному по топливомеру.

2. Если по показаниям только топливомера расход топлива при питании двигателей из I группы баков увеличился по сравнению с обычным или разница в расходах топлива правым и левым двигателями при питании их из крыльевых групп баков возрастает (по времени полета), что свидетельствует о наличии утечки топлива на участке от баков до расходомера, то необходимо:

1) При питании двигателей из первой группы баков:

— выключить автоматику расхода топлива;

— перевести управление расходованием топлива на ручное, а питание двигателей — на очередную группу;

— по разнице показаний топливомера за время питания двигателей из этой группы в течение 5—7 мин определить двигатель, топливная система которого имеет утечку;

— выключить двигатель, система которого имеет утечку.

котором полет происходит практически без скольжения, значительно уменьшает сопротивление самолета и одновременно уменьшает давление на ногу. Не следует создавать крен, полностью разгружающий давление на ногу.

3. По достижении скорости по прибору 315—320 *км/час* командир корабля переводит самолет в набор высоты, сохраняя скорость неизменной.

4. В наборе высоты с выпущенным шасси и отклоненными закрылками увеличение скорости уменьшает скороподъемность самолета. При уменьшении скорости скороподъемность самолета возрастает. Не следует допускать уменьшения скорости полета ниже 305 *км/час* с закрылками, отклоненными на 10°.

5. Штурман в течение всего времени продолжения взлета с одним отказавшим двигателем систематически докладывает командиру корабля скорость по прибору, предупреждая обо всех отклонениях ее, особенно в сторону уменьшения. Второй пилот вмешивается в управление только по команде командира корабля.

6. По достижении высоты не менее 70—80 *м* командир корабля подает команду «Убрать шасси». Бортмеханик по команде командира корабля убирает шасси и докладывает об этом командиру корабля. В процессе уборки шасси скороподъемность самолета уменьшается вследствие временного увеличения сопротивления самолета из-за поворота тележек и открытия створок в нишах обтекателей шасси. По окончании уборки шасси скороподъемность самолета увеличивается на 1,4—1,8 *м/сек* по сравнению с полетом на самолете с выпущенным шасси.

7. По окончании уборки шасси командир корабля подает команду «Убрать закрылки» и плавно увеличивает скорость до 340—350 *км/час*.

По окончании уборки закрылков необходимо увеличить скорость до 400 *км/час*, перевести работающий двигатель на уменьшенные обороты и отключить механизм управления чрезвычайным режимом поворотом гашетки влево.

Механизм управления чрезвычайным режимом следует отключать на оборотах двигателей не выше 4600 об/мин.

8. При температурах наружного воздуха ниже минус 15°С чрезвычайный режим не включать, так как из-за ограниченной производительности топливной аппаратуры двигателя обороты и тяга его на чрезвычайном режиме не отличаются от оборотов и тяги на максимальном режиме.

9. Во всех этапах полета, кроме взлета, гашетка управления чрезвычайным режимом должна быть повернута влево во избежание случайного включения чрезвычайного режима.

10. По команде командира корабля второй пилот убирает закрылки и докладывает об этом командиру корабля.

11. По достижении скорости не менее 400 *км/час* командир корабля подает команду второму пилоту «Слить топливо» для доведения посадочного веса до допустимого.



12. По команде командира корабля второй пилот применяет аварийный слив топлива и докладывает о ходе слива командиру корабля.

13. После аварийного слива топлива командир корабля выполняет заход на посадку и производит посадку с одним работающим двигателем.

### 2. Указания экипажу по сливу топлива в полете

Слив топлива из баков в полете производится в случае необходимости выполнения срочной посадки, когда полетный вес самолета превышает предельно допустимый посадочный вес.

Слив топлива производится следующим образом:

1. Из баков №№ 12—16 (II группа) и 17—22 (III группа) самотеком непосредственно под крыло, через клапаны слива, установленные в днищах баков № 16 и 22.

2. Из баков №№ 1—4 (I группа) под давлением подкачивающих насосов через трубопроводы системы слива, выведенные в концевые обтекатели крыла. Система слива топлива управляется сжатым воздухом под давлением 60 *кг/см²* при помощи крана, установленного на пульте правого пилота.

При открытии крана управления сливом клапаны системы слива открываются под давлением воздуха и сливаемые группы баков сообщаются с атмосферой. При этом замыкается концевой выключатель, отключающий форсажный режим подкачивающих насосов баков №№ 1—4.

В процессе слива топлива питание двигателей осуществляется из баков №№ 7—11 (IV группа) при работе подкачивающих насосов на дежурном режиме. Для прекращения слива топлива необходимо закрыть кран управления сливом на пульте правого пилота.

Слив топлива производится в горизонтальном полете на высотах не менее 500 *м* при скорости 450—475 *км/час* по прибору путем открытия крана слива на пульте правого пилота.

Примечание. В случае отказа одного двигателя во время взлета, слив топлива в полете производить на скорости 400—410 *км/час* после уборки закрылков.

Перед открытием крана слива необходимо убедиться, что: тумблер «Автомат-ручное» стоит в положении «Автомат», зеленые лампочки—сигнализаторы первой и четвертой групп баков горят, давление в воздушной системе не менее 60 *кг/см²*. После открытия крана необходимо по показаниям топливомера убедиться, что слив топлива одновременно происходит из баков №№ 1—4 (I группа), 12—16 (II группа) и 17—22 (III группа). Контроль за сливом топлива производится визуально из пассажирской кабины самолета.

Примечание. Кран системы слива из баков необходимо через 10 мин. закрыть. При этом за 10 мин. сливается приблизительно 7000 *л* топлива.

ния работы громкоговорящего радиоприема в кабине экипажа установлен новый усилитель УДЛ-2 и второй динамический громкоговоритель.

Этот усилитель включается так же, как и усилитель УДЛ-1 на самолете Ту-104, т. е. с помощью переключателя «Динамик-телефон» у командира самолета и выключателя питания УДЛ у радиста.

Один плавкий предохранитель усилителя УДЛ-2 находится на панели предохранителей переменного тока радиста, другой на передней панели усилителя, установленного у ног радиста рядом с умформером передатчика связной радиостанции.

Регулировка работы усилителя (громкость речи и ее разборчивость) производится с помощью вращения шлифованных ручек потенциометров, расположенных на передней панели усилителя и имеющих маркировку «Тембр» и «Громкость».

**Особенности защиты радиооборудования.** Особенности защиты радиооборудования на самолете Ту-104А состоят в использовании некоторых предохранителей для одновременной защиты отдельных радиоустановок:

— предохранитель самолетного переговорного устройства (АЗС-5 на правой панели АЗС с маркировкой «СПУ-10») используется также в схеме управления усилителя УДЛ-2;

— предохранитель приемника связной радиостанции (АЗС-5 на правой панели АЗС с маркировкой «Прием. УС-9 связной») защищает и схему управления согласующими устройствами шлейфовой антенны связной радиостанции;

— плавкие предохранители радиокомпасов, установленные в щитках управления командира и штурмана, служат предохранителями для маркерного радиоприемника.

### 9. Особенности эксплуатации навигационного оборудования

Гирополукомпас ГПК-52 имеет широтный корректор и может длительно удерживать установленный курс, что делает его пригодным для полетов с ортодромическими курсами. В отличие от ГПК-48 он во всех случаях устанавливается не по ориентации взлетно-посадочных полос, а по показаниям магнитных или астрономических компасов. Поэтому показания ГПК-52 при заходе на посадку будут соответствовать показаниям ДГМК-7, и вывод самолета следует производить не на целые румбы 0, 90, 180 и 270°, а на курсы, установленные схемой.

В полете по ГПК-52 необходимо корректировать установку широты МС на задатчике широты широтного корректора через каждые 2° ее изменения.

Астрономический компас ДАК-ДБ в отличие от ДАК-Б может быть использован как для автоматической работы по солнцу, так и для разовых измерений курса по другим светилам в комплекте с перископическим секстантом СП-1. ДАК-ДБ предназначен для полетов с ортодромическими курсами, для чего он имеет путевой



корректор, устанавливающий ось датчика курсовых углов по вертикали точки пересечения того меридиана, от которого отсчитывается курс самолета.

Для совмещения автоматической работы по солнцу с неавтоматической по другим светилам ДАК-ДБ имеет счетное устройство, на котором задается гринвичский часовой угол светила, его склонение, широта и долгота точки начала отсчетов курса.

Путевой корректор устанавливается на нуль. В полете показания путевого корректора корректируются с фактически пройденным расстоянием от точки начала отсчетов. Через каждые 1000 *км* пути ДАК-ДБ переводится на работу от новой точки начала отсчетов.

Для работы с другими светилами ДАК-ДБ связан с азимутальной шкалой секстанта СП-1, которая выдает следующий сельсин, устроенный так же, как датчик курсовых углов.

Курс самолета по светилам определяется после установки исходных данных на счетном устройстве и видимого освещения светила по азимуту.

## IX. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

### 1. Отказ одного из двигателей на взлете

Во время взлета экипаж должен быть готов в любой момент принять меры для обеспечения безопасности полета или прекращения взлета в случае отказа двигателя.

1. При отказе одного из двигателей в первой половине разбега командир корабля должен немедленно убрать газ обоих двигателей, выпустить посадочные парашюты и применить тормоза. В случае угрозы лобового столкновения с препятствием применить аварийное торможение, не отпуская рычаги до тех пор, пока самолет не остановится полностью. При угрозе лобового удара для отворота в сторону разрешается раздельно использовать аварийное торможение правой и левой тележек шасси.

2. В случае отказа одного из двигателей на отрыве самолет обладает летными данными, позволяющими продолжать взлет с необходимым набором высоты для захода на посадку с одним неработающим двигателем и преодолеть препятствия в полосе подхода. После отказа двигателя самолет стремится развернуться в сторону отказавшего двигателя и перейти в крен в ту же сторону.

Командир корабля, удерживая самолет от разворота ногой и креном около 2—3° в сторону работающего двигателя, включает чрезвычайный режим, для чего нажимает на гашетку управления чрезвычайным режимом и переводит рычаг управления работающего двигателя до упора; одновременно командир корабля переводит самолет в разгон и увеличивает скорость до 315—320 *км/час*.

Крен в сторону работающего двигателя величиной 2—3°, при

4. Улучшена схема использования вторых указателей радиокомпасов.

5. Улучшен громкоговорящий радиоприем в кабине экипажа.

6. На самолете нет радиодальномера СД-1.

**Сигнализатор высоты С-2В.** Сигнализатор высоты С-2В представляет собой специальную приставку к радиовысотомеру РВ-2. С помощью этой приставки обеспечивается световая (прерывистая, в виде точек или тире) сигнализация о снижении самолета на высотах от 40 до 90 *м* через каждые 10 *м* и от 150 до 400 *м* через каждые 50 *м*. Световая сигнализация предварительно задается с помощью одного из переключателей щитка сигнализатора.

Сигнальная лампа приставки с надписью «Сигнал заданной высоты» установлена на приборной доске командира корабля вблизи указателя радиовысотомера.

Включается и выключается сигнализатор автоматически при включении и выключении питания радиовысотомера РВ-2.

Для проверки работоспособности сигнализатора перед полетом или в полете необходимо включить питание радиовысотомера, установить ручку «Метры I диапазона» на щитке сигнализатора сначала в положение «К», а затем перевести ее в любое другое положение, например, в положение «90». После этого в течение 4—8 сек. должна работать сигнализация (вспышки лампы сигнализатора в виде точек). Установить ручку «Метры—II диапазона» на щитке сигнализатора в положение «К», а потом перевести ее в любое другое положение, например, в положение «400». После этого должна работать сигнализация (вспышки лампы сигнализатора в виде тире).

Для использования сигнализатора в полете нужно установить соответствующую ручку на его щитке в положение той высоты, которую необходимо сигнализировать. При снижении самолета до заданной высоты в течение 4—8 сек. сигнальная лампа будет прерывисто загораться.

Если заход на посадку будет повторяться, то для обеспечения работы сигнализатора высоты требуется превышение высоты полета против заданной на 40 *м* на первом диапазоне и на 350 *м* на втором диапазоне.

**Командная связь.** Командная связь на самолете Ту-104А обеспечивается при работающих и выключенных двигателях. При выключенных двигателях она осуществляется с помощью командной радиостанции № 1, питание которой в этом случае производится от бортовых аккумуляторов и вновь установленного на самолете преобразователя МА-100.

Вид связи выбирается с помощью выключателя с маркировкой «РСИУ-3М № 1 от аккум. — выключено», установленного на моторном пульте командира самолета. В положении «Выключено» командная связь производится при работающих двигателях, а в положении «РСИУ-3М № 1 от аккум.» — при выключенных двигателях.



Чтобы установить командную связь при выключенных двигателях, необходимо:

— убедиться в том, что включен автомат защиты «МА-100, РСИУ-3М», расположенный на правой панели АЗС. Для работы РСИУ-3М № 1 необходимо на абонентском аппарате установить положение «УКВ № 1»;

— включить питание преобразователя МА-100 с помощью выключателя «РСИУ-3М № 1 от аккум. — выключено». Защита командной радиостанции № 1 при ее питании от бортовых аккумуляторов и преобразователи МА-100 выполнены с помощью предохранителя (АЗС-5) с маркировкой «МА-100, РСИУ-3М», установленного на правой панели АЗС, и двух плавких предохранителей: одного на 2 *а* (по переменному току), а другого на 5 *а* (по постоянному току), расположенных в специальной распределительной коробке около левой панели АЗС. Преобразователь МА-100 установлен на полу под полкой аппаратуры командных радиостанций.

### Вызов штурманом радиста с помощью сигнальной лампы

На самолете Ту-104А у штурмана установлена кнопка «Вызов бортрадиста», а у радиста — сигнальная лампа с маркировкой «Вызывает штурман». При необходимости вызова бортрадиста штурман нажимает указанную кнопку и переводит переключатель рода работы своего абонентского аппарата в положение «СПУ». Бортрадист, заметив сигнал вызова, переводит переключатель рода работы своего абонентского аппарата в положение «СПУ» и отвечает штурману. Если в это время командир самолета или второй пилот не осуществляет командную связь, то радист может отвечать штурману, пользуясь схемой циркулярного вызова. Штурману для вызова радиста не рекомендуется пользоваться циркулярным вызовом, так как это будет мешать другим членам экипажа.

### Улучшение схемы использования вторых указателей радиокомпасов

Для удобства работы экипажа у штурмана вместо одного переключателя указателей радиокомпасов установлены два. Один из них, относящийся к второму указателю радиокомпаса № 1, обозначен «АРК № 1, штурман — прав. летчик»; другой, относящийся к второму указателю радиокомпаса № 2, обозначен «АРК № 2, штурман — прав. летчик».

С помощью этих переключателей штурман может: 1) включать оба указателя для себя или передать их второму пилоту; 2) включать один из них для второго пилота, а другой оставить себе.

**Громкоговорящий радиоприем в кабине экипажа.** Для улучше-

1. Два соленоида 13-25М-014 управления чрезвычайным режимом двигателя (по одному на двигатель).

2. Кнопка 204КС (№ 1) подготовки включения чрезвычайного режима.

Кнопка 204КС (№ 2) включения чрезвычайного режима на механизме включения чрезвычайного режима мотопульта левого пилота.

3. Реле РЛ-20 на мотопульте левого пилота.

Перед взлетом механизм включения чрезвычайного режима устанавливается в положение «Подготовка к чрезвычайному режиму». При этом контакты кнопки 204КС замыкаются.

В тот момент, когда рычаг управления двигателем находится в положении «Максимальный газ», нажимают гашетку включения чрезвычайного режима до упора, и контакты кнопки 204КС замыкаются. Питание поступает на обмотку реле РЛ-20, реле срабатывает, и ток поступает на соленоиды управления чрезвычайным режимом и самоподпитку реле РЛ-20.

Соленоид снимает упор максимального газа на двигателе для того, чтобы рычаг управления двигателем мог быть переведен в положение чрезвычайного режима двигателя. При снятии усилия с гашетки включения чрезвычайного режима кнопка 204КС размыкает свои контакты, но система не обесточивается благодаря самоподпитке реле РЛ-20. Последнее будет разблокировано и соленоиды обесточены только при размыкании контактов кнопки 204КС, что происходит при переводе гашетки влево (в походное положение).

Электрическая цепь защищена автоматом защиты АЗС-15, установленным на правой панели АЗС. Питание электрической цепи производится через шину питания приборов от аккумулятора.

### Указания по применению чрезвычайного режима

«Чрезвычайным режимом» разрешается пользоваться в течение не более 2 мин. при отказе одного из двигателей на взлете.

**Перед каждым полетом**, во время предполетной подготовки самолета, бортмеханик обязан проверить наличие пломбы на механизме управления «Чрезвычайным режимом».

**Перед взлетом** командир корабля обязан поставить гашетку управления чрезвычайным режимом на пульте в вертикальное положение, при этом будут замкнуты контакты кнопки подготовки электроцепи управления чрезвычайным режимом.

**На взлете при отказе в работе одного из двигателей** после отрыва в дополнение к указаниям по пилотированию самолета в этом случае, изложенным в настоящем Руководстве, командир корабля обязан использовать чрезвычайный режим работающего двигателя.

Для этого после парирования стремления самолета к развороту и крену, непосредственно после отказа двигателя, одновременно с началом разгона самолета до скорости 310—315 *км/час*, командир корабля должен нажать на гашетку управления чрезвычайным режимом и перевести рычаг управления работающего двигателя вперед до упора, после чего выключить отказавший двигатель, согласно Руководству по летной эксплуатации самолета Ту-104 (глава 5, раздел 2).



Значения параметров работы двигателей на «чрезвычайном режиме» по показаниям приборов должны быть следующие:

| | |
|---|---|
| обороты двигателя . . . . . | $4900^{+15}_{-60}$ об/мин |
| температура газов в реактивном сопле не более . . . . | 730°С |
| давление топлива перед форсунками . . . . . | 57—60 *кг/см²*, но не более 90 *кг/см²* |

По окончании уборки закрылков и достижении скорости 400 *км/час* перевести работающий двигатель на режим, обеспечивающий поддержание скорости по прибору 400 *км/час* и отключить механизм управления чрезвычайным режимом поворотом гашетки управления влево. Механизм управления чрезвычайным режимом следует отключать на оборотах двигателя не выше 4600 об/мин.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. До особого распоряжения применение чрезвычайного режима двигателя разрешается только один раз. После полета с применением чрезвычайного режима двигатель снять с самолета, записав в формуляре двигателя его обороты, температуру газов, когда и при каких обстоятельствах применен чрезвычайный режим и продолжительность его использования.**

**2. Во всех случаях полета, кроме взлета, гашетка управления чрезвычайным режимом должна быть повернута влево, во избежание случайного включения чрезвычайного режима.**

**3. Выводить двигатель на чрезвычайный режим при опробовании его на земле категорически запрещается.**

Система управления чрезвычайным режимом должна быть запломбирована (пломбировка должна препятствовать перемещению корпуса с гашеткой на нажатие кнопки 204КС (№ 2) включения чрезвычайного режима).

## 8. Особенности эксплуатации радиооборудования

В радиооборудование самолета Ту-104А по сравнению с радиооборудованием самолета Ту-104 внесены следующие изменения и дополнения:

1. Установлен сигнализатор высоты С-2В к радиовысотомеру РВ-2.

2. Обеспечена командная связь с помощью УКВ радиостанции № 1 при работе от бортового аккумулятора.

3. Штурман может вызывать радиста с помощью световой сигнализации.

6. При остатке топлива 3500 *л* на двигатель (в баках 7—11) подается сигнал — загорается красная лампочка «Остаток 30 мин.».

Примечание. Загоревшие лампочки не гаснут при отключении насосов от групп баков с израсходованным топливом.

Сигнализация одинаково работает как при ручном управлении подкачивающими насосами, так и при автоматическом. Нарушение последовательности подачи сигналов говорит о выходе из строя топливной автоматики.

## 6. Указания по запуску двигателей в полете

Для увеличения высотности запуска на двигателях РД-3М с чрезвычайным режимом установлено по четыре сдвоенных катушки КПН4-2РI и по четыре воспламенителя с удлиненными юбками и свечами СПН-4 вместо двух пусковых катушек КПМI-2 и воспламенителей со свечами СД-69И, установленных на двигателях РД-3М.

Запуск двигателя в полете производить на высоте не более 9500 *м* при скорости полета по прибору 400—500 *км/час* и оборотах авторотации не менее 900 об/мин.

Примечание При выключенных двигателях (обоих) для получения необходимых для запуска оборотов авторотации вертикальная скорость снижения самолета должна быть 20—30 *м/сек*.

Ограничения по температуре газа за турбиной и давлению масла в двигателе при запуске в полете такие же, как и при запуске на земле.

Запуск двигателей производить в следующем порядке:

1. Перед запуском убедиться, что:

— рычаг управления двигателем установлен в положение «Стоп»;

— пожарный кран открыт и топливная автоматика самолета включена;

— нет выбрасывания топлива из реактивного сопла.

2. Нажать кнопку «Запуск в воздухе». Через 3—5 сек. плавно переместить рычаг управления двигателем от положения «Стоп» в сторону площадки малого газа и следить за показаниями манометра ЭМИ-3Р давления топлива перед форсунками. При достижении давления топлива 1,5—2,5 *кг/см²* остановить рычаг управления двигателем в этом положении и следить за увеличением оборотов двигателя.

Примечание. Отсчет давления по манометру вести от фактического нулевого положения.

3. При уверенном увеличении оборотов кнопку «Запуск в воздухе» отпустить и при оборотах 2200—2300 в минуту рычаг управления двигателем плавно перевести на площадку малого газа.



Если в течение 60 сек. с момента нажатия кнопки «Запуск в воздухе» обороты двигателя не возрастают, прекратить запуск, отпустив кнопку, и установить рычаг управления в положение «Стоп».

Перед вторичной попыткой запуска необходимо продуть двигатель на режиме авторотации в течение не менее 2 мин.

4. Через одну минуту после выхода двигателя на режим малого газа перевести его на необходимый для полета режим.

Примечания: 1. При запуске двигателя в полете запрещается нажимать кнопку «Запуск» (на левом пульте).

2. Выход на максимальные обороты должен производиться за время не менее 3 мин. с момента достижения оборотов малого газа.

3. Допустимое количество запусков двигателя в воздухе определяется из расчета, что общий расход пускового топлива на один запуск двигателя на земле не более 4 *л*, на один запуск в полете не более 0,8 *л*, а емкость бака пускового топлива составляет 40 *л*.

## 7. Управление чрезвычайным режимом двигателей

### Механизм управления чрезвычайным режимом двигателей

На самолете в системе управления двигателями установлен механизм управления чрезвычайным режимом двигателей. Механизм находится на пульте левого пилота впереди рычагов управления двигателями. Пульт правого пилота механизмом управления чрезвычайным режимом не оборудован.

Механизм состоит из основания, на котором закреплены посредством болтов корпус и гашетка. В корпусе установлены две кнопки 204КС (№ 1 и № 2). Гашетка имеет возможность отклоняться на 90° в сторону (к борту) и при этом фиксироваться в своих крайних положениях посредством шарика и пружины.

Пружина отклоняет корпус с гашеткой вперед до упора, выбирая зазор, при этом кнопка № 2 размыкается.

На земле и в полете гашетка должна быть отклонена на 90° к борту, т. е. находиться в походном положении. И только перед взлетом самолета она ставится вертикально в рабочее положение, замыкая при этом кнопку № 1. Чтобы включить управление чрезвычайным режимом двигателя, нужно гашетку отклонить назад рукой, тогда замкнется кнопка № 2 и тем самым будет дан ток электромагнитам для снятия упоров максимального режима у рычагов управления газом на двигателях. После этого можно будет перевести рычаг управления газом на пульте левого пилота вперед в положение чрезвычайного режима двигателя. После применения чрезвычайного режима гашетку требуется отклонить к борту на 90°.

### Электрическая схема управления чрезвычайным режимом двигателей

Для обеспечения чрезвычайного режима на самолете установлены:

**После полета** слить нечистоты из сливных баков и промыть унитазы, насосы и сливной бак, для чего:

а) открыть крышку сливной панели, присоединить к штуцеру слива шланг от специальной машины МА-7;

б) открыть сливной клапан и слить нечистоты и остатки воды из системы, открыв запорные краны водяных баков. Чтобы слить воду полностью, необходимо нажать на ножную педаль в туалетной комнате и удерживать ее в таком положении 1 минуту;

в) присоединить шланг для промывки и заправки химической жидкостью к штуцеру на панели;

г) включить промывочный насос специальной машины МА-7, через 30—40 сек. промывки закрыть сливной клапан и, нажав кнопку сливной панели, включить насосы. Насосы держать включенными в течение 1 минуты, затем отпустить кнопку и открыть сливной клапан;

д) после того как вода стечет, отсоединить шланги. Просмотреть состояние внутренней кольцевой решетки фильтра. Если к решетке пристала бумага или другие посторонние предметы, их следует удалить с помощью деревянного скребка или алюминиевой проволоки;

е) протереть штуцеры салфеткой, проверить состояние резины в заглушках, закрыть штуцеры заглушкой и законтрить булавкой;

ж) закрыть крышку панели.

## 5. Указания по эксплуатации топливной системы

На самолете Ту-104А установлена новая система автоматического измерения и расходования топлива в полете СЭТС-200Б.

**Перед полетом необходимо:**

1. Переключатель «Автомат-ручное» поставить в положение «Автомат».

2. Выключатели питания блоков поставить в положение «Включено».

3. Включить выключатели дежурных насосов, которые должны быть включены на все время работы.

Примечание. Выключатели, установленные на верхнем электрощитке пилотов, составляют группу «Включен на все время полета» Выключатели ручного управления при этом должны стоять в положении «Выключено»

Автоматическое управление расходом топлива осуществляется двумя блоками автоматики, включенными попарно. При отказе одного из блоков второй продолжает управлять нормальным порядком расходования.

Примечания: 1. При работе с одним блоком программа расходования и сигнализации будет задаваться только датчиками работающего блока. Поэтому в случае неравномерной выработки топлива симметричное расходование на левый и правый двигатели будет нарушено. При работе на одном блоке необходимо тщательно следить за выработкой топлива по топливомерам и расходомерам.



2. Для проверки работы левого блока автоматики необходимо отключить питание правого блока. Если при этом на верхнем электрощитке продолжают гореть те же желтые лампы, что и при двух включенных блоках, то это значит, что левый блок исправен. Для проверки исправности правого блока отключить питание левого блока и по тем же признакам определить его исправность.

В случае выхода из строя автоматики подача топлива не прекращается, так как она обеспечивается дежурными насосами IV группы.

3. В случае нарушения программы расходования топлива и выработки из дежурных групп 300—500 *л* топлива, подается сигнал неисправности на включение 3 группы, что сигнализируется внеочередным загоранием желтой лампочки III группы. В этом случае необходимо перейти на ручное управление выработки топлива для сохранения нормального порядка расходования. Переход на ручное управление необходимо производить при любом нарушении порядка расходования топлива.

4. Для ручного управления переключатель «Автомат-ручное» поставить в положение «Ручное». Для расходования топлива по заданной программе необходимо выключать те выключатели ручного управления, под которыми загораются желтые лампы. После включения очередного выключателя предыдущий выключатель выключить по истечении 15—20 мин. полета.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Порядок ручного управления расходованием топлива необходимо строго соблюдать во избежание нарушения центровки самолета.**

**После полета необходимо** выключатели и переключатель «Автомат-ручное» поставить в положение «Выключено».

**Измерение топлива.** Измерение топлива ведется при помощи двухстрелочного топливомера.

Система позволяет измерять суммарное количество топлива (на один двигатель) и количество топлива в отдельных группах баков. При установке ручки переключателя в положение «I группа», каждая стрелка указателя топливомера будет показывать 50% топлива, находящегося в баках 1—4, так как топливо из этих баков расходуется на оба двигателя; при установке ручки переключателя в положение «II группа» — количество топлива в баках 12—16; в положение «III группа» — в баках 17—22 и в положение «IV группа» — в баках 7—11.

**Сигнализация.** При включенном питании, нормальной работе автоматики и полной заправке топливом подаются сигналы (загораются лампочки сигнализации на верхнем электрощитке пилотов) в следующем порядке:

1. Горит желтая лампочка — включена I группа (баки 1—4).

2. При остатке 4700—5000 *л* топлива в баках 1—4 загорается желтая лампочка — включается II группа (баки 12—16).

3. После расходования топлива из баков II группы (до остатка 200—300 *л*) подается сигнал (загорается желтая лампочка) — включается I группа «Б» (баки 1—4).

4. После расходования топлива из баков I группы до остатка 250—300 *л* подается сигнал (загорается желтая лампочка) — включается III группа (баки 17—22).

5. После расходования топлива из баков III группы (до остатка 200—300 *л*) подается сигнал (загорается желтая лампочка) — включается IV группа.

*После взлета*

а) На высоте 300—500 *м* включить наддув, для чего переключатели «Наддув», «Хол.» установить в положение «Больше» и довести температуру в системе до 20—25°С по термометру системы обогрева у правого пилота.

б) Установить переключатели «Наддув», «Гор.» в положение «Больше» и довести температуру воздуха в системе обогрева до 90—100°С по термометру системы обогрева у правого пилота при расходе 6—7 ед.

в) Открыть заслонку обогрева кабины штурмана и заслонки в левой и правой основной магистрали, район 10—11 шп.

*Горизонтальный полет*

Если температура воздуха в пассажирских кабинах поднимется до + 22°С, необходимо снизить температуру в системе вентиляции, для чего тумблер «Вентиляция» установить в положение «Хол.», выдержать 15 сек. и отпустить. Если температура в пассажирских кабинах будет продолжать повышаться, включить в работу «ТХ», для чего тумблер «Заслонка ТХ» установить в положение «Закрыто».

Для обогрева кабины экипажа температуру в основном трубопроводе поддерживать в пределах 90—100°С (по термометру системы обогрева у правого пилота).

Указанный диапазон температур можно установить путем увеличения или уменьшения подачи воздуха по горячей магистрали. Тумблеры «Наддув» и «Гор.» устанавливать в положение «Больше» или «Меньше».

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается пользоваться тумблером «Вентиляция» для увеличения температуры в трубопроводе при обогреве кабины экипажа.**

*Снижение*

Уменьшать подачу воздуха по системе вентиляции и обогрева путем установки тумблеров «Наддув», «Хол.», «Гор.» в положение «Меньше», при этом следить за скоростью изменения давления в кабинах по кабинному вариометру: скорость не должна превышать 2 *м/сек*. На высоте 500—600 *м* выключить наддув.

## 4. Указания по эксплуатации водосистемы и санитарных узлов

На самолете смонтирована новая система водоснабжения, состоящая из двух самостоятельных узлов: водяной системы кухни, расположенной в районе 24—26 шпангоутов, и заднего санитарного узла, расположенного в районе 55—65 шпангоутов.

Каждый узел имеет свою водозаправочную и сливные панели. Емкость бака с электроподогревом — 5 *л*, переднего водяного бака — 35 *л* и сливного — 40 *л*. Емкость заднего водяного бака — 130 *л*, сливного — 250 *л*.



Водяная система кухни обеспечивает водой увлажнители воздуха герметической кабины и питает электроподогревательный бак кухни.

Из заднего водяного бака вода подается в туалеты. Слив воды из туалетов (умывальников и унитазов) производится в сливной бак, соединенный с фильтрующим узлом и насосами ЭЦН-104.

**Перед полетом** необходимо заправить баки водой, а фильтрующий узел, соединенный со сливным баком, — химической жидкостью, для чего:

а) закрыть краны на выходе водяных баков с тем, чтобы при заправке вода не попадала в питающий трубопровод;

б) подключить к самолету источник постоянного тока аэродромного питания;

в) сняв люк водозаправочной панели, подключить к бортовому штуцеру шланг водозаправщика;

г) нажать кнопку водозаправочной панели для открытия электромагнитного крана ЭКВ-1 на входе в бак (при этом должна загореться лампочка);

д) включить насос водозаправщика и заправить баки водой: передний — 30 *л*, водонагревный — 5 *л*, задний — 50 *л*. (На эти величины отрегулированы магнитные сигнализаторы уровня воды СУМ-2). После заполнения баков контакты сигнализатора выключают кран ЭКВ-1, и поступление воды в бак прекращается. При этом погаснет лампочка на панели;

е) отключить насос водозаправщика, вновь нажать кнопку панели и держать ее нажатой до тех пор, пока не стечет вода из заправочного трубопровода. После этого отпустить кнопку, отъединить шланг, протереть штуцер салфеткой (или обдуть теплым воздухом), закрыть его заглушкой и закрыть панель.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Запрещается вылет самолета с открытым краном ЭКВ-1, что видно по загоранию сигнальной лампочки на водозаправочной панели.**

**2. Во избежание переполнения в полете сливной системы не допускается производить дозаправку воды, если перед этим почему-либо не был опорожнен сливной бак. В случае, если была нажата кнопка открытия крана ЭКВ-1 и после ее отпускания лампочка продолжает гореть, необходимо произвести дозаправку бака водой и слить использованную воду из сливного бака.**

Фильтрующий узел, связанный со сливным баком, заправляется так же, как и на самолете Ту-104, только заправлять в него требуется 20 *л* химической жидкости.

**В полете:** а) открыть запорные краны на водяных баках:

б) при пользовании умывальниками следует нажимать ногой на выступающую педаль;

в) для смыва унитазов нужно потянуть за ручку, укрепленную над унитазом, и удерживать ее в таком положении 3—4 сек, при этом замыкается контакт, включается насос ЭЦН-104, который направит использованную воду, смешанную с химической жидкостью, по трубопроводу к перфорированному коллектору унитаза.

кабин производить в соответствии со специальной инструкцией ГосНИИ ГВФ.

### *Перед взлетом*

Второй пилот обязан после посадки на свое рабочее место:

а) автоматы защиты «Обогрев» и «Вентиляция» установить в положение «Включено»;

б) тумблеры «Наддув» установить в положение «Меньше», выдержать 15 сек. и отпустить;

в) переключатель «Вентиляция» установить в положение «Холодная», выдержать 30—40 сек. и отпустить;

г) переключатель «Обогрев» установить в положение «Больше», выдержать 30—40 сек. и отпустить;

д) тумблер предохранительных клапанов установить в положение «Выключено»;

е) тумблер «Заслонка ТХ» установить в положение «Закрыто».

### *После взлета*

а) На высоте 300—600 *м* включить наддув, для чего переключатели «Наддув», «Холодн.» установить в положение «Больше» и довести расход воздуха до 0,6—0,8 ед.

б) При дальнейшем наборе высоты увеличить расход воздуха и на высоте 5000—6000 *м* полностью открыть клапаны холодной магистрали.

### *Выход на эшелон*

При наборе высоты расход воздуха по холодной магистрали при полностью открытых клапанах уменьшается (за счет снижения давления за 7-й ступенью компрессора двигателя) и на 10000—11000 *м* составляет 1,8—2 ед. (при работающем ТХ).

Примечание. Если температура поступающего воздуха будет ниже 0°С, по термометру на доске правого пилота, необходимо тумблер «Вентиляция» импульсами установить в положение «Горячий» и довести температуру в трубопроводе до 3—5°С.

### *Горизонтальный полет*

1. При необходимости обогреть кабину экипажа, включить систему обогрева, для чего:

а) переключатели «Наддув», «Горячий» установить короткими, с выдержками импульсами до изменения температуры в положение «Больше» и довести температуру в трубопроводе до 65—70°, по термометру на доске правого пилота;

б) для увеличения эффективности обогрева кабины экипажа открыть заслонку обогрева штурмана и заслонки в основной магистрали, левый и правый борт, район 10—11 шпангоутов.

2. При необходимости повысить температуру в пассажирских кабинах выше 17—18°С, необходимо увеличить температуру воздуха, подаваемого в вентиляционный короб, для чего выключить турбохолодильник путем установки тумблера «Заслонки ТХ» в положение «Открыто».

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается пользоваться тумблером «Вентиляция» для поднятия температуры в трубопроводе при обогреве кабины экипажа.**



### *Перед снижением*

Понизить температуру воздуха в системе вентиляции, для чего:

а) тумблер «Вентиляция» установить в положение «Холодный», выдержать 30—35 сек. и отпустить;

б) включить турбохолодильник путем установки тумблера «Заслонки ТХ» в положение «Закрыто».

### *Снижение*

Понижать температуру воздуха в системе обогрева путем уменьшения подачи по горячей линии и на высоте 6000—7000 *м* полностью закрыть клапаны горячей линии; наддув кабин при этом происходит только по холодной линии с минимальным расходом воздуха, обеспечивающим скорость изменения давления в кабинах по кабинному вариометру у левого пилота не более 2 *м/сек*. На высоте 1500—2000 *м* выключить наддув.

## Период зимней эксплуатации

### *Подготовка кабин на земле*

Перед посадкой пассажиров кабины должны быть обогреты наземным кондиционером. Обогрев кабин производить в соответствии со специальной инструкцией ГосНИИ ГВФ по зимней эксплуатации самолетов Ту-104А.

### *Перед взлетом*

Второй пилот обязан после посадки на свое рабочее место:

а) автоматы защиты «Обогрев» и «Вентиляция» установить в положение «Включено»;

б) тумблеры «Наддув» установить в положение «Меньше», выдержать 15 сек. и отпустить;

в) переключатель «Вентиляция» установить в положение «Холодная», выдержать 30—40 сек. и отпустить;

г) переключатель «Обогрев» установить в положение «Больше», выдержать 30—40 сек. и отпустить;

д) тумблер предохранительных клапанов установить в положение «Выключено»;

е) тумблер «Заслонка ТХ» установить в положение «Открыто».

При поперечных кренах самолета показания обоих приборов аналогичны.

## VIII. ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ

### 1. Уборка и выпуск шасси

**Основное управление.** Уборку шасси в полете производить в следующем порядке:

— открыть крышку крана основного управления шасси, которая должна быть законтрена мягкой проволокой диаметром не более 0,3 *мм*;

— нажать заднюю кнопку крана «Уборка» и запереть ее в утопленном положении, для чего повернуть кнопку по ходу часовой стрелки до упора. В начале хода гаснет сигнализация зеленого цвета, в конце хода загорается сигнализация красного цвета;

— выдержать систему под давлением 150 *кг/см*² в течение 5 сек. после загорания последней лампочки сигнализации красного цвета, освободить кнопку «Уборка», повернув ее против хода часовой стрелки, и вытянуть вверх;

— закрыть кнопки крана крышкой и законтрить проволокой.

**Выпуск шасси** в полете производить в следующем порядке:

— открыть крышку крана;

— нажать кнопку «Уборка» и запереть ее в утопленном положении, повернув по ходу часовой стрелки до упора;

— нажать кнопку «Выпуск» и запереть ее в утопленном положении, повернув по ходу часовой стрелки до упора;

— освободить кнопку «Уборка», повернув ее против хода часовой стрелки, и вытянуть вверх. В начале хода системы гаснет сигнализация красного цвета, в конце хода загорается сигнализация зеленого цвета;

— через 5 сек. после загорания последней сигнальной лампочки зеленого цвета убедиться, что давление в системе 150 *кг/см*², после чего закрыть крышку крана и законтрить проволокой.

Примечания: 1. В период посадки и руления система остается под давлением.

2. Кнопка «Выпуск» остается в утопленном положении до установки самолета на место стоянки и выхода всех пассажиров из самолета;

— после установки самолета на место стоянки открыть крышку крана;

— освободить кнопку «Выпуск», повернув ее против хода часовой стрелки, и вытянуть вверх.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При освобождении кнопки «Выпуск» необходимо следить за тем, чтобы не нажать случайно кнопку «Уборка», что может вызвать складывание шасси;**

— закрыть кнопки крана крышкой, законтрить мягкой проволокой диаметром до 0,3 *мм*. Время уборки шасси после отрыва при двух работающих двигателях (при работе 3 насосов) при оборотах двигателей 4700 об/мин и скорости 350 *км/час* по прибору составляет 20—22 сек.



Время выпуска шасси перед посадкой при двух работающих двигателях при 3700 об/мин и скорости 380 *км/час* по прибору составляет 26—30 сек.

Время уборки шасси при работе одного правого двигателя (левый двигатель выключен) при 4700—4850 об/мин составляет 26—28 сек. Время уборки шасси при работе одного левого двигателя (правый двигатель выключен) при 4700 об/мин составляет 45—50 сек.

**Аварийное управление.** 1. При аварийном управлении шасси обе кнопки крана основного управления должны быть вытянуты (не утоплены).

2. Уборка и выпуск шасси от аварийного управления производятся посредством самостоятельного (заднего) крана и выполняются точно так же, как и по основному управлению.

3. Правильность операций аварийного управления шасси проверяется по загоранию сигнальных лампочек.

### 2. Указания по эксплуатации стеклоочистителей

На самолетах Ту-104А установлен стеклоочиститель ГА-211 вместо стеклоочистителя ГА-123, работающий при давлении гидросмеси 150 *кг/см*².

**Перед полетом необходимо** проверить работу стеклоочистителей, создав давление в гидросистеме 150 *кг/см*² от гидроаккумулятора или ручного насоса. Перед опробованием стекла кабины и щетки стеклоочистителей промыть для удаления пыли.

При работе щетки по сухому стеклу разрешается не более 8 двойных ходов. В случае более длительной работы необходимо смачивать поверхность стекла водой, а при отрицательных температурах — спиртом.

**В полете и при посадке** для включения стеклоочистителей необходимо открыть дозирующие краны ГА-171/1, расположенные впереди на пультах пилотов.

По усмотрению пилотов скорость перемещения резиновых щеток стеклоочистителя для удаления водяной пленки или снега регулировать поворотом дозирующего крана.

Стеклоочистители выключаются закрытием дозирующих кранов ГА-171/1.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Стеклоочистители включать при скорости по прибору не более 450 *км/час*.**

Для улучшения видимости через лобовые стекла фонаря кабины пилотов при полете в дождь перед вылетом необходимо наносить жидкость ТГ-10 в соответствии с Инструкцией по зимней эксплуатации самолета.

### 3. Указания по эксплуатации высотного оборудования

Период летней эксплуатации

*Подготовка кабин на земле*

Перед посадкой пассажиров кабина должна охлаждаться наземным кондиционером до температуры 15—18°С. Охлаждение

При неполной заправке пустыми остаются вторая и часть емкости (1А) первой групп баков в порядке очередности расхода.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Необходимо помнить, что топливо из баков 1—4 расходуется в две очереди. При этом работа топливомеров и автоматики расходования топлива не нарушается.**

Сорта топлива, применяемые для двигателей: Т-1 и ТС-1. Сорт масла — МК-8 или трансформаторное, а также их смеси.

Заправка производится по поплавкам через заправочные горловины каждой группы баков в порядке, обратном расходованию.

В каждой половине крыла установлено по 3 заливных горловины соответственно для IV, III и II групп топливных баков. I группа топливных баков, в отличие от самолета Ту-104, имеет две заливные горловины, расположенные на левом и правом бортах фюзеляжа. Количество заправляемого топлива контролируется по показаниям топливомеров керосинозаправщика.

При полной заправке топливных баков необходимо оставлять свободные объемы на расширение топлива.

Примечание. Для обеспечения полета на максимальную дальность разрешается дозаправка топлива перед вылетом по «горловину» баков.

## 2. Приборное оборудование

При осмотре приборной доски убедиться в правильности показаний приборов:

— указателя ПДК-49, гирополукомпаса ГПК-52: при включенном приборе (выключатель на пульте управления ГПК-52) стрелка указывает курс, равный показанию гирополукомпаса ГПК-52 штурмана;

— указателя астрокомпаса ДАК-ДБ: при включенном компасе стрелка показывает истинный курс самолета (по солнцу), установить шкалу на курс полета;

— указателя термометра наружного воздуха ТНВ-15: стрелка показывает температуру наружного воздуха;

— указателя поворота ЭУП-53: стрелка находится в центре, против неподвижного индекса;

— кабинного вариометра ВАР-30-3: стрелка стоит на «0», допустимое несовпадение ±0,5 *м/сек* по шкале прибора.

**При подготовке к взлету** командир корабля обязан на линии предварительного старта убедиться, что шкала указателя ПДК-49 гирополукомпаса ГПК-52 установлена по магнитному курсу взлетной полосы.

На линии исполнительного старта убедиться, что шкала указателя ПДК-49 гирополукомпаса ГПК-52 установлена на курс взлета и стрелка прибора указывает магнитный курс самолета.

Проверить исправность и правильность показаний термометра наружного воздуха ТНВ-15 и наличие на борту поправочных таблиц на сжимаемость воздуха с изменением скорости.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Вылет самолета с неисправными термометрами ТНВ-15 запрещается.**



### Установка невыбивающегося авиагоризонта АГИ-1с

Авиагоризонт АГИ-1с представляет собой прибор, не имеющий ограничений в работе по углам тангажа и крена. Это достигается тем, что наружная рамка гироскопа авиагоризонта подвешена на подшипниках в специальной следящей рамке.

Показания крена и тангажа самолета измеряются по положению силуэтика самолета, скрепленного с корпусом прибора, относительно сферической шкалы, связанной с гироузлом. Сферическая шкала имеет цветную окраску: верхнее полушарие окрашено в коричневый цвет, а нижнее — в голубой

Показания авиагоризонта АГИ-1с при поперечных кренах самолета аналогичны показаниям АГБ-2. При пикировании и кабрировании самолета показания АГИ-1с отличаются от показаний АГБ-2. При пикировании сферическая шкала перемещается вниз и под силуэтиком оказывается коричневая часть шкалы (самолет идет к земле). При кабрировании шкала перемещается вверх и под силуэтиком оказывается голубая часть шкалы (самолет идет в небо).

На сферической шкале имеется оцифровка углов тангажа и надписи «Спуск» и «Подъем», выполненные цветной светомассой.

### Включение авиагоризонта АГИ-1с

1. Нажать пусковую кнопку прибора. После того как линии на сфере прибора станут горизонтально, отпустить пусковую кнопку.

2. Включить питание прибора

3. После окончания первоначального восстановления гироскопа, время которого не должно превышать 3 мин., убедиться, что линия раздела сферы «коричневое — голубое» горизонтальна и совпадает с рисками на лицевой стороне прибора, когда самолет находится в стояночном положении на горизонтальной площадке.

ЗАПРЕЩАЕТСЯ. 1. Нажимать пусковую кнопку работающего прибора в полете во избежание завала гироскопа.

2. Включать питание прибора в полете. В случае вынужденного перерыва в питании авиагоризонта при наличии завала гироскопа включать авиагоризонт можно лишь по истечении 10 мин. (при полной остановке ротора гиромотора). При этом с момента запуска в воздухе в течение 3 мин. выдерживать режим прямолинейного равномерного полета.

3. Отвертывать пусковую кнопку при монтаже и эксплуатации прибора, так как ход пусковой кнопки отрегулирован.

### Пилотирование самолета по авиагоризонту АГИ-1с

Пилотам необходимо твердо помнить, что при пикировании и кабрировании самолета показания АГИ-1с обратны показаниям АГБ-2 в связи с обратной схемой индикации этого прибора.

по прибору и вертикальную скорость снижения следует выдерживать такие же, как и при нормальном заходе на посадку. После выхода на посадочную прямую и пролета дальней приводной радиостанции выключить противообледенительные устройства крыла и оперения.

## V. УМЕНЬШЕНИЕ ШУМА ПРИ ВЗЛЕТЕ

В целях уменьшения шума от двигателей, особенно при взлете с аэродрома с курсом на населенный пункт, необходимо руководствоваться следующим.

При взлете самолета в сторону населенного пункта, расположенного на удалении 4000—5000 *м* от начала разбега самолета:

а) начальный набор высоты выполнять на максимальном режиме работы двигателей только до набора высоты 80—85 *м* с таким расчетом, чтобы на этой высоте скорость по прибору была не менее 350 *км/час*. Высота изменения режима работы двигателей 80—85 *м* обусловлена тем, что самолет набирает ее на удалении 3750—3850 *м* от начала разбега;

б) на высоте 80—85 *м*, предварительно убрав шасси, перевести двигатели на крейсерский режим работы: при полном полетном весе самолета — на 4150 об/мин, при весе менее 60 *т* — на 3900 об/мин. На крейсерском режиме работы двигателей разогнать самолет до скорости 400 *км/час* при скороподъемности 1,5—2 *м/сек* и дальнейший набор высоты производить на скорости 400 *км/час*, при которой угол наклона траектории полета близок к максимальному. Набрав высоту 100 *м*, после уборки шасси, начать убирать закрылки в 2—3 импульса. Если населенные пункты расположены по курсу взлета на удалении более 5000 *м* от начала разбега самолета, набор высоты выполнять на номинальном режиме работы двигателей при скорости по прибору не более 430 *км/час* и при подходе к населенному пункту, на расстоянии 400—600 *м* до него, перевести двигатели на крейсерский режим.

После пролета населенных пунктов на крейсерском режиме работы двигателей или по достижении высоты не менее 700 *м* перевести двигатели на номинальный режим работы и дальнейший набор высоты выполнять при скорости полета в соответствии с «Руководством по летной эксплуатации самолета Ту-104».

Если высота полета при подходе к населенному пункту превышает 600 *м*, набор высоты продолжать на номинальном режиме работы двигателей.

Взлет при повышенной температуре наружного воздуха (20—25°С и выше) и взлетном весе самолета более 70 *т* производить в соответствии с «Руководством по летной эксплуатации самолета Ту-104», как это указано на стр. 51, 52 и 53.

При взлетном весе до 70 *т* и температуре наружного воздуха не выше 25°С набор высоты производить в соответствии с настоящими указаниями: до высоты 80—85 *м* — на максимальном режиме работы двигателей; достигнув высоты 80—85 *м*, режим двигателей уменьшить до крейсерского.



В случае отказа одного двигателя после взлета при работе другого на крейсерском режиме при 4100 об/мин или 3900 об/мин немедленно перевести работающий двигатель на «чрезвычайный режим» и прекратить набор высоты до полной уборки закрылков. По окончании уборки закрылков увеличить скорость до 400 *км/час* и перевести работающий двигатель на номинальный режим. По достижении скорости не менее 400 *км/час* полет выполнять в соответствии с рекомендациями, изложенными в «Руководстве по летной эксплуатации самолета Ту-104».

## VI. НАИВЫГОДНЕЙШИЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА И РАСХОД ТОПЛИВА

При расчете плана полета на самолете Ту-104А, определении необходимого количества топлива и наивыгоднейших режимов полета для выполнения рейса руководствоваться крейсерскими графиками расхода топлива для самолетов Ту-104А.

При выполнении взлета, разгона, набора высоты, снижения и захода на посадку и определении расхода топлива на этих этапах полета придерживаться рекомендаций, изложенных в «Руководстве по летной эксплуатации самолета Ту-104».

Отклонение от рекомендованных режимов приводит к увеличению расхода топлива, а увеличение скорости в режиме разгона и набора высоты сокращает запас по скорости ограничения, особенно на высотах до 7000 *м*, так как скорость ограничения на этих высотах для полного взлетного веса составляет 635 *км/час*.

## VII. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ

### 1. Заправка топливом

Для обеспечения автоматической работы топливной системы и сохранения центровок самолета в полете в допустимых пределах необходимо топливо заливать в следующем порядке: IV группа (баки № 7—11), III группа (баки № 17—22), I группа «Б» (баки № 1—4) (не более 5000 *л*), II группа (баки № 12—16), а затем потребный остаток топлива для полета по маршруту долить в I группу «А» (баки № 1—4).

Указанный порядок заправки топливом необходим в связи с тем, что автоматика расходования топлива выполнена таким образом, что при остатке топлива в I группе «Б» 4700—5000 *л* включаются топливоподкачивающие насосы II группы баков и при остатке топлива по 250 *л* в II группах включаются вторично топливоподкачивающие насосы I группы, затем III группы и т. д.

ЗАПРЕЩАЕТСЯ производить полет в интенсивном обледенении в связи с возможным повреждением двигателей из-за недостаточной эффективности их противообледенительных устройств.

Перед полетом необходимо тщательно изучить метеорологическую обстановку по трассе и особенно в пунктах взлета и посадки самолета, учитывая, что большинство случаев обледенения происходит в наборе высоты или на снижении на высотах менее 5000 *м*. Случаи обледенения на эшелонах для самолетов Ту-104 редки. Однако следует иметь в виду, что в отличие от самолетов типов Ли-2 и Ил-14 самолет Ту-104 может на больших высотах подвергнуться обледенению в любое время года.

## Подготовка к полету

При подготовке к полету до запуска двигателей проверить от аэродромного источника электроэнергии работу противообледенительных устройств оперения и стекол. Проверку работы противообледенительного устройства оперения производить по амперметру и по времени включения и выключения сигнальной лампочки. Электрообогрев стекол проверить на ощупь рукой с наружной стороны.

Проверить открытие заслонок заборных кранов противообледенительного устройства двигателей при открытии крана управления в кабине пилотов. Проверка выполняется визуально по положению рычагов заборных кранов, расположенных у 7-й ступени компрессоров.

Перед запуском двигателей убедиться в отсутствии льда на воздухозаборниках двигателей и на частях самолета вблизи воздухозаборников.

Проверить при работающих двигателях работу противообледенительного устройства крыла.

Перед полетом проверить, закрыт ли золотниковый кран управления противообледенителем крыла.

При температуре наружного воздуха ниже плюс 5°С перед взлетом необходимо включить электрообогрев приемников полного давления.

КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ производить взлет, если на поверхности самолета имеются какие-либо отложения льда, снега или инея. Контроль за состоянием поверхности самолета необходимо вести вплоть до исполнительного старта.

## Набор высоты и горизонтальный полет

Пилотирование самолета Ту-104 в условиях обледенения при нормально действующих противообледенительных устройствах, обеспечивающих удаление льда с защищаемых частей, не имеет существенных отличий от нормального пилотирования самолета. На скоростях по прибору от 350 до 650 *км/час* устойчивость и управляемость самолета остаются практически без изменений.

В наборе высоты на номинальном режиме противообледенительное устройство двигателей и воздухозаборных каналов, а также противообледенительное устройство крыла работают наиболее эффективно. Однако необходимо иметь в виду, что при достаточно низких температурах наружного воздуха обогрев частей двигателя может быть недостаточен для защиты от образования льда.



Набор высоты при прохождении зоны обледенения следует производить с возможно большей вертикальной скоростью в соответствии с рекомендациями по пилотированию самолета.

Эффективным средством защиты от обледенения всех частей самолета и двигателя при температурах наружного воздуха не ниже минус 10°С является увеличение скорости по прибору до 600—620 *км/час*. При этом переход на повышенную скорость необходимо производить до начала или в самом начале обледенения, не превышая числа М = 0,75, так как при запоздалом повышении скорости образовавшийся на частях двигателей лед может попасть в компрессоры.

Если обледенение наблюдается при температурах наружного воздуха ниже минус 10°С, увеличивать скорость не следует, так как это не позволит удалить лед и приведет к повышению интенсивности обледенения.

Начало обледенения в полете можно определить непосредственно с рабочих мест первого и второго пилотов по появлению ледяного налета на щетках стеклоочистителей.

В случае отказа одного из двигателей при полете в условиях обледенения необходимо немедленно увеличить обороты работающего двигателя и принять меры к выводу самолета из зоны обледенения.

## Снижение и посадка

На режиме снижения противообледенительное устройство двигателей и воздухозаборных каналов, а также противообледенительное устройство крыла работает менее эффективно, чем в наборе высоты.

Прохождение зоны обледенения на снижении следует производить с возможно большей вертикальной скоростью в соответствии с рекомендациями по пилотированию самолета.

Если в условиях обледенения при температурах наружного воздуха выше минус 10° отказал электрообогрев стекол пилотской кабины, необходимо вывести самолет из зоны обледенения, а образовавшийся на стеклах лед удалить увеличением скорости до максимально допустимой для данной высоты полета.

В случае невозможности удаления льда этим способом, необходимо перед посадкой самолета на высоте 400 *м* в горизонтальном полете на скорости по прибору 380—400 *км/час* после разгерметизации кабины открыть боковую форточку.

При заходе на посадку в условиях обледенения с нормально работающими противообледенительными устройствами скорость

**тем, чтобы золотниковый кран управления находился всегда в положении «Закрыто», при этом термометры ТЦТ-13 должны показывать температуру, близкую к температуре наружного воздуха.**

**В полете** противообледенительное устройство крыла следует включать сразу же при попадании в зону обледенения и выключать после выхода самолета из зоны.

Крыло самолета Ту-104, по сравнению с крыльями самолетов Ил-12 и Ил-14, менее подвержено обледенению, в связи с чем в большинстве случаев нет необходимости применять периодическое сбрасывание льда. Необходимо учитывать, что противообледенительное устройство работает наиболее эффективно при повышенном режиме работы двигателей.

В полете в случае отказа одного из двигателей противообледенительное устройство автоматически обеспечивает подачу нагретого воздуха от компрессора работающего двигателя в носок правой и левой плоскости, при этом обогрев крыла в целом несколько снижается.

### 3. Противообледенительное устройство стабилизатора и киля

Включение противообледенительного устройства стабилизатора и киля производится при помощи выключателя, находящегося на верхнем электрощитке в кабине пилотов. Работа противообледенительного устройства контролируется по амперметрам и по времени включения и выключения сигнальной лампочки, находящейся на приборной доске второго пилота.

Все электрообогревательные элементы хвостового оперения объединены в три секции, питаемые поочередно. Одна секция охватывает носок киля, две другие — корневые и концевые части стабилизатора. Потребляемый каждой секцией ток составляет 450—500 *а*.

Последовательность включения секций обеспечивается коммутатором МКА-3А, работа которого контролируется сигнальной лампочкой. Каждая секция включается на 40 сек. и выключается на 80 сек. (соответственно горит и гаснет сигнальная лампочка). Полный цикл включения всех секций составляет 120 сек.

**На земле** включение противообледенительного устройства оперения производить только для проверки его работы. Во избежание перегрева, в результате которого возможна деформация носков стабилизатора и киля, противообледенительное устройство на земле включать на время не более одного полного цикла, т. е. не более 2 мин. Если при этом режим работы сигнальной лампочки не выдерживается или показания амперметра не соответствуют указанным значениям, необходимо немедленно выключить противообледенительное устройство и проверить исправность коммутатора и электронагревательных элементов оперения.

**В полете** противообледенительное устройство оперения следует включать сразу же при попадании в зону обледенения и выключать после выхода самолета из зоны



### 4. Противообледенительные устройства передних стекол кабины пилотов и кабины штурмана

Включение электрообогрева передних стекол пилотской и штурманской кабин производится при помощи выключателей, расположенных на верхнем электрощитке пилотов и на электрощитке штурмана.

**На земле** электрообогрев следует включать при проверке и для устранения наружного и внутреннего обледенения стекол во время стоянки, руления и перед взлетом.

При проверке обогрева стекол на земле следует иметь в виду, что если температура стекла будет выше 0°С, то включение цепи обогрева может не произойти, так как цепь термистора зашунтирована дополнительным сопротивлением через контакты концевого выключателя сигнализации передней ноги шасси, который расположен слева на верхнем замке. В этом случае необходимо нажать концевой выключатель и удерживать его в этом положении на время проверки исправности обогрева стекол.

**В полете** электрообогрев стекол следует включать сразу же при попадании в зону обледенения и выключать после выхода самолета из зоны. Если в полете наблюдается образование инея на внутренней поверхности стекол, электрообогрев следует включать сразу же, так как для прогрева внутреннего силового стекла требуется достаточно длительное время. Это особенно необходимо иметь в виду на снижении для своевременного удаления инея.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ При включении электрообогрева стекла штурмана пользоваться компасом КИ-12 нельзя, так как его показания при этом искажаются.**

При нормальной работе автомата АОС-81М температура наружной поверхности стекол в полете не должна подниматься выше 23°С в наиболее нагретом месте.

При обнаружении в промежуточных или конечных аэропортах растрескивания или отлипа покровного стекла на каком-либо из трех электрообогреваемых стекол разрешается полет с таким стеклом только до аэропорта базирования самолета, если этот дефект по определению командира корабля не мешает вождению самолета. В аэропортах базирования самолета во всех случаях, а в промежуточных и конечных аэропортах — в случаях заявления командира корабля о том, что этот дефект мешает вождению самолета, электрообогреваемое стекло необходимо заменить.

При обнаружении каких-либо повреждений силового электрообогреваемого стекла последнее подлежит немедленной замене.

### 5. Выполнение полета в условиях обледенения

Вся организация и управление полетами должны быть направлены к тому, чтобы сократить до минимума время пребывания самолета в условиях обледенения.

На самолетах, где установлена аппаратура регистрации перегрузок, высоты и скорости полета, **бортмеханик обязан:**

— перед взлетом самолета включить АЗС «Самописец СП-11» на пульте бортпроводника;

— после посадки выключить АЗС этого самописца.

**Штурман самолета обязан:**

— за 10—12 минут перед взлетом включить прибор К-2-75, для чего повернуть вниз рычаг включения самописца на передней панели прибора;

— после посадки:

а) выключить бароспидограф, повернув рычаг прибора вверх;

б) заполнить специальный бланк с указанием характеристики болтанки, если она была в полете, и с указанием исходных данных по скорости и высоте полета. Бланк сдается начальнику штаба отряда вместе с полетным листом.

## IV. ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ *

### 1. Противообледенительные устройства двигателей и воздухозаборных каналов

При работе двигателей в условиях обледенения, мокрого снега, дождя, тумана, мороси, а также повышенной влажности воздуха (как при отрицательных, так и при небольших положительных температурах наружного воздуха) возможно образование льда на воздухозаборных каналах и на частях двигателя.

Попадание в двигатель кусков льда, даже небольшой величины, может привести к повреждению лопаток входного направляющего аппарата и компрессора. Для предотвращения этого явления необходимо строго соблюдать правила по эксплуатации противообледенительных устройств.

**На земле** при температуре наружного воздуха ниже +5°С эксплуатацию двигателей производить только с включенным противообледенительным устройством двигателей и воздухозаборных каналов. Устройства включать непосредственно перед запуском двигателей.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Включать на земле противообледенительные устройства крыла и оперения при этом запрещается.**

**В полете** противообледенительное устройство двигателей и воздухозаборных каналов должно быть включено постоянно. Выключать его только после посадки.

Для включения противообледенительного устройства двигателей и воздухозаборных каналов необходимо открыть кран управления, находящийся на среднем пульте пилотов. При открытии

* Противообледенительные устройства самолетов Ту-104, Ту-104А и Ту-104Б по своей конструкции аналогичны.



крана управления сжатый воздух, поступающий из воздушной системы, открывает заслонки заборных кранов, расположенных у 7-й ступени компрессоров правого и левого двигателей.

Отбираемый от 7-й ступени воздух одновременно поступает для обогрева частей двигателя и воздухозаборных каналов. Обогрев лопаток входного направляющего аппарата осуществляется отдельно путем отбора воздуха от 5-й ступени компрессора.

### 2. Противообледенительное устройство крыла

Для включения противообледенительного устройства крыла необходимо:

а) открыть редукционный клапан, расположенный в кабине пилотов за правым сиденьем, и проверить наличие давления в системе управления противообледенителем по манометру, находящемуся с правой стороны приборной доски второго пилота. Величина давления должна составлять 4 ± 0,2 *кг/см²*;

б) открыть золотниковый кран управления противообледенительным устройством крыла, расположенный на пульте второго пилота, и по указателям термометров ТЦТ-13, находящимся на правой приборной доске, проверить, поступает ли нагретый воздух в носок крыла. На различных режимах полета при работающем противообледенителе показания термометра ТЦТ-13 находятся в пределах от 70 до 200°С.

Для выключения противообледенительного устройства крыла закрыть золотниковый кран управления и редукционный клапан.

При включении противообледенительного устройства крыла температура газов за турбиной двигателей повышается на 10—20°С.

На номинальном режиме температура газов за турбинами двигателей при включенном противообледенительном устройстве не должна превышать 620°С.

ЗАПРЕЩАЕТСЯ включать противообледенительное устройство крыла при работе двигателей на максимальном режиме.

Противообледенительное устройство крыла может быть включено как в полете, так и на земле (только для проверки) при работающих двигателях.

**На земле** противообледенительное устройство крыла включать только для проверки его работы. При этом противообледенительное устройство включать на минимальное время (не более 2 мин.), не допуская повышения температуры воздуха на входе в носок крыла свыше 100°С. Необходимо иметь в виду, что длительная подача нагретого воздуха вызывает обгорание покрытия и появление гофра на обшивке носка. Если показания термометров ТЦТ-13 достигли 100°С, то немедленно закрыть золотниковый кран управления противообледенительным устройством крыла.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При работающих на земле двигателях, когда не проверяется противообледенительное устройство крыла, необходимо следить за**

новлении режима горизонтального полета в условиях болтанки можно легко допустить ошибки в пилотировании.

12. При резком кабрировании самолета, вызванном мощным вертикальным порывом, немедленно отклонить штурвал от себя (на пикирование), не изменяя режима работы двигателей, и, применяя электрическое управление, отклонить триммер руля высоты до снятия нагрузки на штурвале. Следить, чтобы после этого число М не превышало 0,8—0,82 на больших высотах, а на высотах ниже 6000 *м* скорость держать не более 635 *км/час* по прибору.

После восстановления нормального режима полета плавно и постепенно возвратить триммер в балансировочное положение. (Отклонение триммера, уменьшая нагрузку на штурвале, одновременно увеличивает максимальное отклонение руля высоты в полете за счет устранения упругих деформаций в проводке управления).

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. С целью предупреждения случаев непроизвольного нажатия на переключатель электромеханизма триммера руля высоты пилотами, при установке ими давления на высотомерах в полете на высотах ниже 4000 *м*, командир корабля должен во время предполетной подготовки самолета проверить исправность электропривода триммера руля высоты путем его включения и опробования, после чего установить триммер в нейтральное положение и застопорить переключатель, расположенный на штурвале.**

**Для того чтобы в полете на высотах от 4000 *м* и выше обеспечить возможность быстрого применения электрического управления триммером руля высоты, переключатели на штурвалах должны быть РАССТОПОРЕНЫ, а на высотах полета менее 4000 *м* эти переключатели должны быть ЗАСТОПОРЕНЫ.**

**Тумблер аварийного выключения электромеханизма триммера руля высоты, расположенный на верхнем электрощитке, должен быть включен в течение всего полета.**

13. При резком снижении самолета, вызванном мощным нисходящим потоком, необходимо самолет удерживать в горизонтальном положении, не препятствовать снижению путем перевода самолета на кабрирование; следить за скоростью, не допуская большого отклонения ее от скорости установившегося режима.

14. В случае сваливания самолета на крыло пилот должен немедленно принять меры для вывода самолета в нормальный режим полета.

Если сваливание произошло (с крейсерских режимов) при малых и средних скоростях (при числе М меньше 0,75), то пилот обязан:

— немедленно и энергично полностью отклонить штурвал от себя до прекращения тряски и опускания носа самолета, не отклоняя при этом элероны, но пользуясь триммером руля высоты, как указано выше;

— удерживая элероны в нейтральном положении, отклонить руль направления против крена. По достижении скорости 400—450 *км/час* по прибору на планировании без крена плавным взятием штурвала на себя вывести самолет в нормальный режим полета.



Если сваливание произошло при больших числах М (больше 0,8) или при больших приборных скоростях (больше 550 *км/час*), что, например, может иметь место при аварийном снижении, и при этом образовался крен, то пилот обязан:

— немедленно и энергично отклонить штурвал от себя за нейтральное положение до прекращения тряски и опускания носа самолета, удерживая элероны и руль направления в нейтральном положении. После дачи штурвала пользоваться электротриммером руля высоты для снятия нагрузки на штурвале;

— на скорости по прибору не менее 400—450 *км/час* вывести самолет из крена элеронами и плавно перевести из режима снижения в нормальный режим полета, не допуская резкого вывода, что может привести самолет к повторной тряске.

Использование руля направления для устранения крена после сваливания на больших скоростях затруднено вследствие возникновения значительных усилий, необходимых для его отклонения, и возможности возникновения обратной реакции по крену на отклонение руля (увеличение левого крена при отклонении руля вправо и наоборот);

В случае отказа в работе («зашкаливания») авиагоризонта АГБ-2 пользоваться для вывода самолета показаниями указателя поворота АГИ-1с, помня об обратной системе его индикации.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Командир корабля не должен покидать свое рабочее место во время полета (от взлета до посадки), независимо от метеообстановки.**

**Кратковременное оставление своего места командиром корабля разрешается только в том случае, если второй пилот прошел необходимую тренировку в соответствии с утвержденным положением о вводе в строй на самолете Ту-104А и об этом имеется запись в его летной книжке. В связи с этим запретить включать в состав экипажа в качестве вторых пилотов лиц, не прошедших такой тренировки.**

## 4. Контроль экипажа за аппаратурой регистрации перегрузок, высоты и скорости полета

С целью замера величин перегрузок при болтанке, встречаемых самолетами в зонах атмосферной турбулентности, на части самолетов Ту-104 и ТУ-104А установлен самописец перегрузок СП-11Д, смонтированный в буфетном отсеке по левому борту. В гардеробе экипажа установлен бароспидограф типа К-2-75, предназначенный для регистрации высоты и скорости полета.

При включенном АЗС, расположенном на пульте бортпроводника, прибор СП-11Д автоматически включается от концевого выключателя ВК-44 передней ноги шасси. При этом, если АЗС сигнализации шасси выключено (при техническом обслуживании самолета), горит красная лампочка сигнализации положения передней ноги, что следует считать нормальным явлением.

Обслуживание и перезарядка приборов СП-11Д и К-2-75 производятся при стоянке самолета выделенными авиатехниками.

облаков находится ниже предельно допустимой высоты для данного полетного веса не менее чем на 1000 *м*. При этом, если в полете встречается фронтальная облачность с отдельными грозовыми очагами, то пересечение ее разрешается только визуально и в том месте, где расстояние между грозовыми очагами, изображенными на экране радиолокатора, составляет не менее 50 *км*.

Во всех остальных случаях обходить зоны грозовой деятельности стороной, пользуясь для обнаружения этих зон радиолокатором и не пересекая их. При обходе расстояние до любого обнаруженного на экране радиолокатора очага грозовой деятельности должно быть не менее 10 *км*

При визуальном полете, когда на данном эшелоне в зоне фронта располагаются отдельные вершины кучево-дождевых облаков, обход этих вершин разрешается выполнять на удалении не менее 10 *км* от границ облака.

5. При выполнении полетов вблизи зоны грозовой деятельности необходимо периодически изменять наклон антенны радиолокатора с целью обнаружения грозовых очагов и их положения относительно направления полета.

6. Если невозможны обходы опасной зоны указанными выше методами, то необходимо возвратиться на аэродром вылета или на близлежащий другой аэродром. Изменение курса при этом следует начинать своевременно и производить плавно, давая штурвал в момент уменьшения болтанки, не допуская крена более 5—10°. Развороты выполнять на скорости, соответствующей числу M = 0,75; если, в зависимости от высоты полета, этому значению числа M соответствует скорость по прибору, превышающая 530—550 *км/час*, то разворот выполнять на указанной скорости. Увеличение скорости при этом достигать переводом самолета в снижение без изменения режима работы двигателей (не ниже крейсерского).

7 Развороты или отвороты с набором высоты запрещаются. Не допускаются резкие отклонения руля высоты, особенно при взятии штурвала на себя.

8. Во всех случаях, когда при обходе зоны грозовой деятельности возможно снижение высоты полета без приближения к верхней кромке облачности ближе чем на 1000 *м*, следует временно уменьшить высоту полета до выхода из зоны болтанки. Полет при этом выполнять на скорости, соответствующей числу M = 0.73—0,75, не превышая скорости по прибору 530—550 *км/час*

9. Если при полете в облачности самолет вынужден пересекать зону грозовой деятельности (что не исключается на снижении), то необходимо:

— дать команду пассажирам пристегнуться ремнями;

— определить на экране радиолокатора очаги гроз (очаги гроз на экране радиолокатора выделяются от наземных изображений характерной тенью по границе очага и при повороте антенны мало изменяются; кроме того, на расстоянии 50—100 *км* от очага грозы будут иметь место радиопомехи);



— на расстоянии не менее 100 *км* от очагов гроз выбрать место прохода, при этом проход между очагами гроз допускается, если расстояние между ними не менее 50 *км*;

— перед входом в облачность включить электроподогрев стекол и проверить включение обогрева ПВД;

— при приближении к границе очага грозы на 25—30 *км*, во избежание поражения членов экипажа разрядом молнии, следует выключить связную радиостанцию;

— проход между очагами гроз осуществлять на выбранном курсе на скорости, соответствующей числу M = 0,75; если, в зависимости от высоты полета, этому значению числа M соответствует скорость по прибору, превышающая 530—550 *км/час*, то выдерживать указанную скорость по прибору. При этом следует иметь в виду, что при приближении к очагам гроз самолет может войти в зону интенсивных осадков, которые дают засвет на экране радиолокатора и затрудняют определение границы очагов гроз;

— в случае входа самолета в зону интенсивной болтанки продолжать горизонтальный полет или снижение на выбранном курсе, пилотировать самолет по авиагоризонту, сохраняя исходное положение самолета до попадания в болтанку по тангажу и крену, удерживая самолет рулями в заданном режиме без крена с минимальными движениями штурвала.

При полете в болтанку следить за скоростью, при этом иметь в виду, что при интенсивной болтанке могут быть искажения в показаниях вариометра, высотомера и указателя скорости.

Запрещается пересекать грозовой фронт ночью.

В случае встречи грозы ночью ее необходимо обходить стороной, используя локатор и визуальную ориентировку.

10. Во всех случаях попадания самолета в зону сильной болтанки запрещается производить набор высоты; необходимо выключать автопилот, если он был включен; установить число M = 0,75 (или, в зависимости от высоты полета, скорость по прибору 530—550 *км/час*). Оценить обстановку и наметить маршрут выхода из зоны болтанки. Если позволяет метеообстановка, уменьшить временно высоту полета до выхода из зоны болтанки и на этой высоте продолжить полет до выхода из зоны болтанки.

Не следует стремиться к точному выдерживанию исходного режима по высоте и скорости. Выполнять полет с полузажатым управлением. Пилотировать самолет по авиагоризонту, не допуская резких кренов, кабрирования и резких движений штурвалом при повышенном внимании пилота.

При попадании в указанные опасные зоны, в случае необходимости выхода на новый курс, производить его в момент уменьшения порывов последовательными короткими координированными доворотами самолета с креном не более 5—10°.

В сильную болтанку развороты запрещаются.

11. Вход в облака, как правило, выполнять на установившемся режиме, так как вход в облака при неустановившемся режиме с креном является опасным, вследствие того, что при восста-

изменяются быстро. При переходе из центральной части струи в холодную ветер быстро ослабевает, а температура резко понижается. При переходе из центральной части струи в теплую, наоборот, ветер медленно ослабевает, а температура постепенно повышается.

Признаком пересечения тропопаузы при наборе высоты является прекращение или резкое уменьшение падения температуры с высотой.

8. Необходимо помнить, что наиболее опасная для самолета турбулентность имеет место в развивающихся мощно-кучевых облаках, вершина которых достигает высот более 7000 *м* и в особенности в очагах зон грозовой деятельности. В развивающемся мощно-кучевом облаке ядро наиболее интенсивной болтанки находится на высоте 6—7 тыс. *м* и возникает оно в момент начала обледенения вершины облака. Индикаторная скорость вертикальных порывов в нем достигает 6—8 *м/сек*. В таком облаке по всей высоте его преобладают вертикальные восходящие потоки.

При пересечении зоны интенсивной турбулентности развивающегося мощно-кучевого облака самолет под воздействием вертикальных порывов подвергается резким единичным броскам и под воздействием восходящих потоков перемещается вверх. Ввиду небольшой протяженности облака самолет зону турбулентности проходит в течение 5—10 сек.

Радиоэхо на индикаторе радиолокатора от такого облака возникает только лишь при непосредственном приближении к нему (на 5—8 *км*), поэтому обходить такое облако необходимо, пользуясь визуальной ориентировкой. Вершина такого облака имеет форму купола или башни с выбросом небольших «метл».

В кучево-дождевых (грозовых) облаках в стадии их максимального развития и распада зоны опасной турбулентности, характеризуемые индикаторными вертикальными порывами 10 *м/сек* и более, хорошо отображаются в виде радиоэха на индикаторе радиолокатора на расстоянии 40—200 *км* (в зависимости от мощности грозовых облаков).

Вне границы очага грозы турбулентность не представляет опасности для полета самолета. За пределами очага грозы (отражаемого на индикаторе радиолокатора) на расстоянии 8—10 *км* напряженность поля атмосферного электричества достигает более 300 *в/см*. Такая напряженность поля атмосферного электричества при полете самолета в облачности или в осадках, в особенности между очагами гроз, может вызвать удар молнии в самолет.

Над мощно-кучевыми и кучево-дождевыми облаками в стадии их интенсивного развития имеют место восходящие вертикальные потоки.

В кучево-дождевых облаках, даже на больших высотах, самолет может встретить зоны переохлажденных жидких осадков и подвергнуться интенсивному обледенению.



### 3. Пилотирование самолета в условиях болтанки и при температуре наружного воздуха, отличной от стандартной

Повышение температуры наружного воздуха против стандартной ведет к уменьшению плотности воздуха и падению тяги двигателей. При сохранении в этом случае заданной высоты полета и исходного режима работы двигателей происходит уменьшение скорости полета, вследствие чего уменьшается запас по $C_{кр}$, т. е. крыло самолета переходит на большие углы атаки и приближается к критическим, соответствующим $C_{кр}$ тряски.

При попадании самолета в область пониженных температур наружного воздуха при сохранении режима работы двигателей и заданного числа М постоянными, самолет может набрать высоту полета, превосходящую предельно допустимую для данного полетного веса.

Для обеспечения безопасности полетов в условиях болтанки и при температуре наружного воздуха, отличной от стандартной, командир корабля должен руководствоваться следующим:

1. Категорически запрещается вход в мощно-кучевую и грозовую облачность, где возможны вертикальные порывы чрезмерной интенсивности.

В целях исключения возможности потери управления при внезапном воздействии воздушных порывов пилоты обязаны находиться с одетыми привязными ремнями в течение всего полета.

2. Необходимо строго выдерживать высоты полета в соответствии с табл. 1 настоящего Руководства и указаниями п. 3

3. Экипажам в полете по заданному маршруту и профилю выдерживать режим по высоте и числу М. При изменении скорости полета, вследствие изменения температуры наружного воздуха, изменять режим работы двигателей таким образом, чтобы выдерживать заданные высоту и число М, т. е. при понижении температуры наружного воздуха уменьшать режим работы двигателей, при повышении — увеличивать. Предельные обороты, которые допускается устанавливать при увеличении режима работы двигателей в случае значительного повышения температуры наружного воздуха в горизонтальном полете в спокойной атмосфере, равны 4200 об/мин.

Если повышение температуры наружного воздуха столь значительно, что при достижении указанного режима работы двигателей не сохраняются заданные скорость и высота полета, то необходимо уменьшить высоту полета, перейдя на нижний эшелон, получив на это согласие РДС.

4. Во всех случаях полета при попадании самолета в болтанку на высотах более 8000 *м* число М должно быть в пределах 0,73—0,75 при скорости по прибору не более 530—550 *км/час* Для высот менее 8000 *м* скорость по прибору должна быть 500—550 *км/час*.

Запрещается пересечение зон грозовой деятельности в полете над облачностью, за исключением случаев, когда верхняя кромка

Однако при развитии конвекции и мощной кучево-дождевой облачности сильная болтанка наблюдается также и в западной или северной частях теплых антициклонов (под областью повышения тропопаузы). В случае расположения тропопаузы ниже предельно допустимой высоты полета эшелон следует выбирать над тропопаузой. При этом ее следует пересекать на участке с малым наклоном.

В случаях расположения тропопаузы выше предельно допустимой высоты полета эшелон полета лучше выбирать [illegible] чем на 2 *км* ниже высоты максимальных скоростей [illegible] начала снижения выбирается таким образом, [illegible] снижения не пересекался резко выраженный [illegible] кучево-дождевыми облаками и промежутками [illegible] 50 *км*.

3. Командир корабля должен не позднее [illegible] вылета получить на АМСГ подробную синоптическую [illegible] цию и изучить синоптическую обстановку [illegible] барической топографии и наземным картам [illegible] разрезы атмосферы, а также данные о [illegible] ченные с бортов других самолетов.

Особое внимание должно быть обращено [illegible] расположения грозовых очагов, мощных кучевых [illegible] верхней границы, очагов болтанки, на скорость [illegible] ветра, температуру с учетом данных самолетов [illegible] бортовой погоды. Одновременно необходимо [illegible] на расположение слоя тропопаузы и пространственное [illegible] фронта.

Не рекомендуется пересекать тропопаузу [illegible] местах, где она имеет наклон порядка 1/100 — 1/300, так как [illegible] случае есть угроза сильных бросков самолета.

При этом следует иметь в виду, что интенсивность грозовой деятельности и вертикальное развитие кучево-дождевых облаков повышаются к центру высотного циклона и, наоборот, уменьшаются в сторону повышенного атмосферного давления.

4. Вследствие ограниченной протяженности зон с метеорологическими условиями, способствующими возникновению опасной для самолета болтанки, целесообразно прекращать или отменять полет только в тех случаях, когда обход указанных зон практически невозможен. Такое положение может, например, встречаться при наличии между пунктами взлета и посадки активного фронта, чаще всего холодного, с кучево-дождевой облачностью, протяженностью более 500 *км* с часто расположенными очагами гроз по фронту и имеющей верхнюю границу выше 10—12 *км*.

Ночные полеты производить только после тщательного анализа метеообстановки по трассам при метеоусловиях, исключающих наличие на маршруте интенсивных фронтальных гроз.

5. В процессе полета экипаж должен систематически уточнять метеорологическую обстановку путем запроса РДС или АДС, расположенных по трассе полета, а также путем наблюдений и расчетов на борту самолета.



РДС обязаны сообщать экипажу о всех изменениях метеорологических условий: максимальных скоростях ветра, изменении положения фронтов и резком изменении высоты тропопаузы, а также оповещать о погоде на запасных и конечных пунктах посадки как по запросу с борта самолета, так и после получения свежей информации и прогнозов от синоптика.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Экипажи самолетов обязаны сообщать в РДС и АДС, а также встречным самолетам данные о направлении и скорости ветра, температуре наружного воздуха, характере облачности и верхней кромке облаков и интенсивности болтанки самолета. При этом должны указываться район, высота и время наблюдаемых явлений.**

6. Экипаж самолета должен вести систематические расчеты скорости и направления ветра и следить за изменением температуры наружного воздуха, наблюдать за ориентировкой облачных систем и формой облаков, расположенных выше и ниже эшелона полета. Принятые по радио сведения и результаты собственных наблюдений и расчетов экипажа позволят ему уточнить положение самолета относительно атмосферных фронтов, струйных течений и тропопаузы.

7. При уточнении положения самолета относительно струйного течения и тропопаузы следует иметь в виду следующее.

Одним из признаков струйного течения являются характерные для него 4 типа облаков.

1) длинные пучкообразные быстро движущиеся ленты перистых;

2) перисто-слоистые коврового типа с волнистыми гребнями, все время меняющиеся и сдвигающиеся в ленты перистых;

3) высококучевые чечевицеобразные, большой протяженности в направлении потока, часто многослойные;

4) волнистые высококучевые от горизонта до горизонта с направлением волн, перпендикулярным струйному течению.

Облачные системы струйного течения обычно вытянуты вдоль струи и располагаются в теплой (антициклонической) стороне ее, т. е. справа по направлению потока. Как правило, облачность располагается на несколько сотен метров ниже уровня максимальной скорости ветра (оси струи). При этом максимальная скорость ветра наблюдается непосредственно над левой границей облачной зоны.

Интенсивная болтанка наблюдается в облаках с неровной, сильно взлохмаченной границей облачных полос и с непрерывно происходящими быстрыми изменениями их структуры. Конденсационный след от самолетов в этих условиях будет быстро деформироваться и растекаться.

Вход в струю сопровождается увеличением скорости ветра. Чем больше угол, под которым пересекается струя, тем это усиление ветра заметней

Следует иметь в виду, что при полете вдоль струи температура и скорость ветра мало изменяются При пересечении струйного течения температура, скорость ветра и угол сноса самолета

Например, если взлетная центровка в рассмотренном примере составила бы 20% САХ, то центр тяжести самолета с полным остатком топлива в IV группе баков (10040 *кг*) определится по центровочному графику 22,9% САХ, а центр тяжести самолета при полном выгорании топлива, т. е. при $G_{топ} = 0$ (также по центровочному графику), будет равен 28,6% САХ.

Следовательно, наибольший остаток топлива для посадки равен:

$$G_{топ\ доп} = 10040 \cdot \frac{28{,}6 - 23{,}3}{28{,}6 - 22{,}9} = 9300\ кг.$$

Таким образом, самолет мог бы совершить посадку, имея запас топлива не более 9300 *кг*.

## III. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ Ту-104, Ту-104А И Ту-104Б ПРИ ПОЛЕТАХ В ЗОНАХ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

### 1. Метеорологические особенности состояния атмосферы на больших высотах

1. Наиболее вероятное развитие интенсивной турбулентности, вызывающей болтанку самолетов, имеет место при следующих метеорологических условиях:

а) в тех частях струйных течений, где наблюдаются большие изменения ветра в вертикальном и горизонтальном направлениях (сдвиг ветра), в особенности в слоях с изменением скорости ветра с высотой, превышающей 3 *м/сек* на 100 *м* высоты, и с изменением скорости ветра в горизонтальном направлении более 6 *м/сек* на 100 *км* расстояния. Такие условия чаще создаются в холодной части струйного течения ниже его оси. В теплое время года, в случае развития конвекции в тропосфере, сильная болтанка самолетов может наблюдаться даже при незначительных изменениях скорости ветра в вертикальном и горизонтальном направлениях;

б) в слое толщиной 1—1,5 *км* под тропопаузой на участках, где ее наклон превышает 1/300, т. е. изменение высоты более 1 *км* на расстоянии 300 *км*. Такой большой наклон тропопаузы скорее всего можно ожидать над резко выраженными холодными фронтами с большим контрастом температуры. Развитие турбулентности чаще наблюдается при повышении температуры с высотой—инверсии — и сравнительно редко при замедленном падении температуры с высотой или изотермии над тропопаузой;

в) в зоне фронтов, особенно в зоне резко выраженных холодных фронтов с мощной облачной системой;

г) в мощных кучевых и кучево-дождевых облаках, а также вблизи их границ, особенно при развитии грозовой деятельности;



д) в высококучевых башенкообразных облаках, являющихся признаком быстрого развития конвекции и предвестником грозы;

е) в высококучевых чечевицеобразных облаках. Особенно интенсивны вертикальные движения в этих облаках над горными трассами, где причиной их возникновения являются волновые движения с подветренной стороны горных хребтов

ж) в облаках верхнего и среднего яруса, связанных со струйными течениями.

2. Развитие интенсивной турбулентности следует ожидать при сочетании нескольких из перечисленных в пункте 1 условий, например, в случаях сочетания большого наклона тропопаузы с наличием мощной облачности под нею или при полете в нижней холодной части струйного течения в зоне активного холодного фронта.

3. Основными факторами, которые необходимо оценить для определения зон с возможным развитием сильной турбулентности, являются: наклон тропопаузы, характер облачности, наличие струйных течений, местоположение и высота слоя с максимальными скоростями ветра.

### 2. Подготовка к полету, набор высоты и выход на эшелон

1. При подготовке к полету необходимо тщательно проанализировать метеообстановку на каждом участке маршрута. При наличии на трассе отдельных зон с опасными метеоявлениями, где возможны сильные возмущения атмосферы (фронтальные грозы, центры высотных циклонов), следует намечать временные изменения маршрута полета с уменьшением высоты полета или отклонением по курсу для обхода указанных опасных зон, согласовывая указанные отклонения с соответствующими КП ВВС и ГВО При этом следует предусматривать в случае необходимости соответствующее увеличение запасов топлива с сохранением обычного аэронавигационного его запаса (не превышая максимально допустимый взлетный вес самолета). Отклонение в сторону от маршрута не должно превышать радиуса действия радиотехнических средств самолетовождения и связи.

2. При составлении плана полетов следует определить маршрут полета и порядок набора высоты и снижения самолета в зависимости от расположения зон возможного развития турбулентности и струйных течений.

Маршрут полета выбирается с таким расчетом, чтобы он проходил в теплой (антициклонической) части струи, где возникновение зон турбулентности менее вероятно.

При встречном струйном течении маршрут полета рекомендуется прокладывать также на антициклонической стороне струи, где скорость встречного ветра меньше.

Кроме того, при выборе маршрута полета следует иметь в виду, что в высоких холодных областях низкого давления (пониженной тропопаузы) турбулентность развивается чаще, чем в высоких теплых антициклонах (областях повышения тропопаузы).

гажном помещении: вначале погружается 141 *кг* багажа тех пассажиров, которые следуют до Хабаровска, а затем 18 мест (249 *кг*) пассажирского багажа до Иркутска.

### 4. Заполнение правой части формы РЦЗ-1

Итоговые данные по фактической коммерческой нагрузке переносятся в правую часть формы РЦЗ-1 для определения действительного взлетного веса и центровки самолета.

На основе данных о весе нагрузки и ее распределении на самолете, о заправке топлива по группам баков и о взлетном и посадочных весах ДЦ, пользуясь центровочным графиком, определяет центровку и проверяет их соответствие установленным нормативам.

Расчет по центровочному графику начинается с того, что на верхней шкале графика откладывается с учетом поправки на уборку шасси величина центровки пустого самолета (точка А) (34,4% САХ). Из точки А опускается перпендикуляр на шкалу «Горючее в баках 7—11 (IV группа)». От точки пересечения перпендикуляра со шкалой по направлению стрелки, т. е. влево, откладывается 10 делений (точка 1), так как цена одного деления равна 1000 *кг*, а в IV группу баков заправляется 10040 *кг* горючего (12500 *л* *).

Таким же порядком находятся точки пересечения перпендикуляров и откладываются по направлению стрелок данные по остальным группам баков с учетом количества заправленного топлива (точки 2, 3, 4 и 5).

Из точки 5 опускается перпендикуляр на шкалу «Экипаж» и по направлению стрелки влево откладывается количество делений, равное числу членов экипажа без бортпроводников (вес одного члена экипажа принят 80 *кг*), и получаем точку 6.

Из точки 6 опускается перпендикуляр на шкалу «Кухня» и по направлению стрелки влево откладывается 3,86 деления (точка 7), так как в нашем примере вес 3 бортпроводников составляет 240 *кг* (по 80 *кг*), а запас продуктов, литературы и белья принят в 146 *кг* (всего в сумме 386 *кг*).

Из точки 7 опускается перпендикуляр на шкалу «Багажник № 0» (против передней входной двери), по направлению стрелки влево откладывается 3,6 деления, т. е. 360 *кг* (точка 8). Аналогично точке 8 находим точку 9 и опускаем перпендикуляр на точку 11, минуя точку 10, так как загрузка в багажнике № 2 на центровку не влияет. Из точки 11 откладываем по направлению стрелки 2,6 деления и опускаем перпендикуляр на шкалу «Багажник № 5». Отложив по стрелке 0,8 деления, находим точку 12.

Из точки 12 проводится перпендикуляр на шкалу «Пассажиры 1 и 2 ряд». Распределение пассажирской нагрузки по рядам кресел начинается с заполнения в центровочном графике в правом нижнем углу колонки «Фактический вес пассажиров по стандарту». При этом распределение весов производится в соответствии с фактическим размещением пассажиров в самолете по «Списку пассажиров». В данном примере ряды в самолете заняты взрослыми пассажирами, поэтому фактический вес пассажиров будет совпадать с максимальным весом пассажиров по рядам.

Пассажирские шкалы на графике имеют деления по 8 человек, или 600 *кг* (исходя из веса одного взрослого пассажира 75 *кг*) и по 10 человек, или 750 *кг*. Поэтому на шкале «Пассажиры 1 и 2 ряд» по направлению стрелки влево откладываем полное деление, цена которого равна числу пассажиров — 8 человек, или 600 *кг* (точка 13). Таким же порядком определяется точка 14 на шкале «Пассажиры общей кабины 3—4 ряд».

Из точки 14 опускается перпендикуляр на шкалу «Пассажиры общей кабины 5—6—7 ряд» и продолжается до пересечения со шкалой «Пассажиры общей кабины 8 и 9 ряд», поскольку пассажиры общей кабины 5—6—7 рядов располагаются вблизи центра тяжести самолета и поэтому практически не влияют на центровку самолета; на шкале «Пассажиры общей кабины 8 и 9 ряд» откладывается по направлению стрелки вправо одно деление, так как цена деления равна количеству пассажиров 8 и 9 рядов (10 человек, или 750 *кг*), и получается точка 15.

Таким же порядком находится смещение центра тяжести самолета от загрузки остальных рядов кресел общей пассажирской кабины (точки 16, 17).

От точки 17 опускается перпендикуляр на шкалу «Пассажиры общей кабины 14 и 15 ряд» и по направлению стрелки вправо откладываем 0,5 деления, так как занят только 14 ряд (5 человек весом 375 *кг*, а всего на борту самолета 65 взрослых пассажиров вместо 70 человек).

В приведенном примере действительный взлетный вес самолета определился 74091 *кг*. Поэтому из точки 18 опускается перпендикуляр до пересечения с прямой, проведенной от шкалы весов («Взлетный вес самолета в *кг*») параллельно оси абсцисс, соответствующей взлетному весу 74091 *кг*, и получаем точку Б. Из полученной точки проводим прямую, параллельную ближайшей из двух наклонных линий графика, до оси абсцисс; полученная точка является искомой, которая показывает центровку самолета в процентах САХ на взлете. В примере получается центровка самолета на взлете с убранным шасси, равная 20,8%, что при данной заправке топлива 26000 *кг* является допустимым и не требует специальной проверки и расчета посадочной центровки.

В случае, если было бы получено значение взлетной центровки менее 20,8% САХ (но не менее 19% САХ), необходимо согласно вышеприведенным указаниям определить величину остатка топлива, обеспечивающую допустимую центровку при посадке.

* Удельный вес топлива в данном примере принят 0,8. Сведения об удельном весе топлива ДЦ получает в АДП.

с
пр

му
це
ча

де
ни

ит
пр
ко
ра
нс

це
да

це
то
пр
пс

ле
на
ти
бе
об
нь

сч

те
ра
до
не
в
по

ні



Вес пустого самолета — 41000 *кг*, центр тяжести пустого самолета 34,4% САХ, экипаж в составе 5 человек и 3 бортпроводников.

Заправка топливом 26000 *кг*, в том числе по группам баков:

| | |
|---|---|
| IV группа | — 10040 *кг* |
| III группа | — 3240 » |
| I группа «Б» | — 3750 » |
| II группа | — 5000 » |
| I группа «А» | — 3970 » |

Навигационный запас — 5300 *кг*.

Допустимый взлетный вес самолета — 74500 *кг*.

По данным группы питания на борту будет 146 *кг* продуктов питания, белья и литературы.

От группы обслуживания транзитных пассажиров получены следующие сведения о пассажирской загрузке:

Таблица 4.

| Пункт назначения | Пассажиры | | | | Багаж | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | всего | в том числе: взрослых | детей от 2 до 12 лет | детей до 2 лет | Количество мест | Общий вес, *кг* |
| Хабаровск . . . | 50 | 48 | — | 2 | 71 | 1000 |
| Иркутск . . . . | 14 | 14 | — | — | 18 | 249 |
| Омск . . . . | 3 | 3 | — | — | 4 | 51 |
| Итого | 67 | 65 | — | — | 93 | 1300 |

Отделом перевозок почты сообщено, что данным рейсом отправляется 100 *кг* почты до Хабаровска. Склад отправлений сообщил об отсутствии грузов на данный рейс. В соответствии с полученными данными ДЦ приступает к заполнению левой части формы РЦЗ-1.

В первой колонке (строка третья) 386 *кг* складываются из веса 3 бортпроводников (240 *кг*) и 146 *кг*, заявленных группой питания.

Распределение загрузки по багажным помещениям произведено таким образом, чтобы по возможности каждое багажное помещение было занято загрузкой определенного пункта назначения. Так, например, багаж пассажиров, следующих до Омска (4 места весом 51 *кг*), размещен в 5-м багажном помещении, а багаж иркутских пассажиров (18 мест весом 249 *кг*) — в первом багажном помещении.

Четыре места омских пассажиров при загрузке багажного помещения № 5 загружаются в последнюю очередь для удобства их выгрузки после посадки в Омске.

Аналогично производится размещение загрузки во втором ба-

# ТУ Аэрофлот 104 А

Форма РЦЗ-1

## Распределение нагрузки и центровочный график самолета ТУ-104А

№ рейса 01 | Дата 8.6.58 | Время 3 ч. 55 м. | № самолета 54 | а/п отправления Внуково | Пункт 1-й посадки Омск

Маршрут Москва - Омск - Иркутск - Хабаровск | Командир корабля Петров | Центр тяжести пустого самолета 34,4 % САХ

| | | |
|---|---|---|
| Вес пустого самолета, кг | + | 41000 |
| Вес экипажа, кг | + | 400 |
| Вес бортпроводников, кухни, кг | + | 386 |
| Неизменный вес, кг | − | 41786 |
| | | 41786 |
| Вес топлива, кг | + | 26000 |
| Эксплуатационный вес, кг | − | 67786 |
| Допускаемый взлетный вес | − | 74500 |
| Предельная коммерческая нагрузка, кг | − | 67714 |

| Пункты назначения | Количество пассажиров: Всего чел | в том числе: Взрослые | дети от 2 до 12 л | дети до 2 л. нет | Распределение багажа, груза, почты: Всего | | в том числе: в багажных помещениях: 0 | 1 | 2 | 3 и 4 | 5 | | Багаж с прыком в кабине | Количество мест в багажн. помещениях: багаж | груз | почта | Примечания |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Хабаровск | 50 | 48 | – | 2 | багаж | 1000 | 360 | 141 | 310 | 160 | 29 | | — | 71 | – | – | |
| | | | | | груз | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | почта | 100 | – | – | – | 100 | – | | — | – | – | 4 | |
| | | | | | Всего | 1100 | 360 | 141 | 310 | 260 | 29 | | — | 71 | – | 4 | |
| Иркутск | 14 | 14 | – | – | багаж | 249 | – | 249 | – | – | – | | — | 18 | – | – | |
| | | | | | груз | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | почта | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | Всего | 249 | – | 249 | – | – | – | | — | 18 | – | – | |
| Омск | 3 | 3 | – | – | багаж | 51 | – | – | – | – | 51 | | — | 4 | – | – | |
| | | | | | груз | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | почта | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | Всего | 51 | – | – | – | – | 51 | | — | 4 | – | – | |
| | | | | | багаж | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | груз | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | почта | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | Всего | | | | | | | | | | | | |
| Итого чел | 67 | 65 | – | 2 | Итого вес багажа, груза, почты | 1400 | 60 | 390 | 310 | 260 | 80 | | — | Всего фактическая коммерческая нагрузка | | | |
| Итого вес пассажир | 4905 | 4875 | – | 30 | | | | | | | | | | 6305 | | | |

| Максимальная загрузка, кг (Центровка пустого самолета с убран шасси в % САХ) | | Фактический вес пассажиров по стандарту |
|---|---|---|
| Горючее в баках 7-11 (IV группа) | 10040 | |
| Горючее в баках 17-22 (III группа) | 3240 | |
| Горючее в баках 1-2-3-4 (I группа „Б") | 3750 | |
| Горючее в баках 12-16 (II группа) | 5000 | |
| Горючее в баках 1-2-3-4 (I группа „А") | 4490 | |
| Экипаж 5 чел | 400 | |
| Кухня (бортпроводн., продуктовый багаж) | | |
| Багажник № 0 | V-30 м³ | |
| Багажник № 1 | V-32 м³ | |
| Багажник № 2 | V-26 м³ | НА ЦЕНТРОВКУ НЕ ВЛИЯЮТ |
| Багажник № 3-4 | V-22 м³ | |
| Багажник № 5 | V-20 м³ | |
| Пассажиры I каб 8 чел 1 и 2 ряд | 600 | 600 |
| Пассажиры I каб 8 чел 3 и 4 ряд | 600 | 600 |
| Пассажиры общ каб 14 ч 5-6-7 ряд | 1050 | 1080 |
| Пассажиры общ каб 10 ч 8 и 9 ряд | 750 | 750 |
| Пассажиры общ каб 10 ч 10 и 11 ряд | 750 | 750 |
| Пассажиры общ каб 10 ч 12 и 13 ряд | 750 | 750 |
| Пассажиры общ каб 10 ч 14 и 15 ряд | 750 | 375 |

Вес самолета в кг

Передняя пассажирская кабина | Задняя пассажирская кабина

Гардероб | Туал. | Гардероб | Туал.

Самолет загружен в соответствии с формой РЦЗ-1

ДЗ Воробьев (Воробьев)

| | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Эксплуатационный вес | | 6 | 7 | 7 | 8 | 6 |
| Коммерческая нагрузка | + | | 6 | 3 | 0 | 5 |
| Взлетный вес | | 7 | 4 | 0 | 9 | 1 |
| Расходуемое топливо | − | | | | | |
| Посадочный вес | − | | | | | |

20,8 % САХ

% САХ

Форму РЦЗ-1 заполнил ДЦ Семенов (Семенов)

Распределение нагрузки и центровочный график проверил

Командир корабля Петров (Петров)

с газотурбинными двигателями» (РЦЗ), введенным в действие приказом начальника ГУГВФ № 455 от 17 ноября 1958 г.

Расчет центровки самолета в аэропортах, согласно указанному выше Руководству, производится специальным диспетчером по центровке по форме РЗЦ-1 (см. график), которая состоит из двух частей:

1) левая часть содержит весовые данные самолета для определенного рейса и распределение грузов по багажным помещениям с указанием веса и количества мест;

2) правая часть включает центровочный график самолета и итоговые центровочные данные для взлета и посадки; здесь же предусмотрены подписи диспетчера по центровке самолета и командира корабля, утверждающего правильность проведения расчетов по определению фактического взлетного веса, посадочного веса и центровочных данных самолета.

### 3. Порядок заполнения формы РЦЗ-1

В течение двух часов, оставшихся до вылета, диспетчер по центровке самолетов (сокращенно ДЦ) получает следующие данные по каждому рейсу:

— от диспетчера АДП: взлетный вес, вес пустого самолета, центр тяжести пустого самолета, заправку баков топливом, в том числе навигационный запас, численность экипажа и бортпроводников; эти сведения даются в виде письменной справки, подписанной диспетчером АДП;

— от начальника смены службы перевозок (старшего диспетчера): количество проданных билетов пассажирам по пунктам назначения, наличие багажа и груза по пунктам назначения, фактическое количество почты по пунктам назначения; эти сведения берутся ДЦ из пассажирского списка, грузовой ведомости и общей почтовой накладной, передаваемых ДЦ начальником смены службы перевозок.

Количество продуктов питания, белья и литературы ДЦ рассчитывает по норме:

— продукты питания — 1 *кг* на 1 пассажира;

— белье, литература — 0,8 *кг* на 1 пассажира.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае, если на борт самолета берутся дополнительно продукты питания, размещаемые сверх нормы в резервных контейнерах бортпроводников, контейнерах для вторых блюд и термосах, вес этого дополнительного кухонного оборудования с резервными продуктами питания необходимо учитывать отдельно и включать в зависимости от размещения его в самолете (или дополнительно в весе кухни или учитывать в том багажном помещении, где они размещены).**

На основании полученных данных ДЦ приступает к составлению формы РЦЗ-1.

Ниже рассматривается пример заполнения формы РЦЗ-1.

От АДП получены следующие данные:

Рейс 01 8.02.59 г. выполняется самолетом Ту-104А № 00000.



Вес пустого самолета ... 41000

Ту

Распределение нагрузки и

№ рейса 01 Дата 3 6. 58 Время 3 ч. 55 м. № самолета

Маршрут Москва - Омск - Иркутск - Хабаровск Командир корабля Пе

| | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Вес пустого самолета, кг | + | 4 | 1 | 0 | 0 | 0 | | | | | |
| Вес экипажа, кг | + | | | 4 | 0 | 0 | | | | | |
| Вес бортпроводников, кухни, кг | | | | 3 | 8 | 6 | | | | | |
| Неизменный вес, кг | − | 4 | 1 | 7 | 8 | 6 | → | + | 4 | 1 | 7 | 8 | 6 |
| Вес топлива, кг | | | | | | | | + | 2 | 6 | 0 | 0 | 0 |
| Эксплуатационный вес, кг | | | | | | | | − | 6 | 7 | 7 | 8 | 6 |
| Предельная коммерческая нагрузка, кг | | | | | | | | | | | | | |

| Пункты назначения | Количество пассажиров: Всего чел | в том числе: Взрослые | дети от 2 до 12 л. | дети до 2 лет | Распределение багажа, груза, почты | Всего | в багажных помещениях: 0 | 1 | 2 | 3 и 4 | 5 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Хабаровск | 50 | 48 | – | 2 | багаж | 1000 | 360 | 141 | 310 | 160 | 29 | |
| | | | | | груз | | | | | | | |
| | | | | | почта | 100 | – | – | – | 100 | – | |
| | | | | | Всего | 1100 | 360 | 141 | 310 | 260 | 29 | |
| Иркутск | 14 | 14 | – | – | багаж | 249 | – | 249 | – | – | – | |
| | | | | | груз | | | | | | | |
| | | | | | почта | | | | | | | |
| | | | | | Всего | 249 | – | 249 | – | – | – | |
| Омск | 3 | 3 | – | – | багаж | 51 | – | – | – | – | 51 | |
| | | | | | груз | | | | | | | |
| | | | | | почта | | | | | | | |
| | | | | | Всего | 51 | – | – | – | – | 51 | |

При центровке самолета на взлете, совпадающей с предельным значением, указанным в табл. 3 (величин от 20,8% до 23,5% САХ, в зависимости от заправки топлива), центровка самолета при посадке будет в пределах нормы, т. е. не менее 22% САХ, независимо от остатка топлива при посадке. В этом случае проверку центровки для посадки можно не производить.

В случае, если центровка на взлете получена меньше предельного значения, приведенного в табл. 3, необходимо произвести дополнительную проверку положения центра тяжести самолета при посадке. Эта проверка производится с целью определения величины остатка топлива, обеспечивающего допустимую центровку при посадке (23,3% САХ с убранным шасси), и выполняется следующим образом:

— по центровочному графику определяется центровка самолета с убранным шасси (условно обозначаемая $X_1$) для принятого размещения коммерческой нагрузки при остатке топлива 10040 *кг* (полная IV группа баков);

— по центровочному графику определяется центровка самолета при том же размещении коммерческой нагрузки (обозначаемая $X_2$) для момента, соответствующего полному выгоранию топлива ($G_{топ} = 0$);

— определяется наибольший остаток топлива $G_{топ.\ доп}$, обеспечивающий допустимую центровку при посадке, по формуле:

$$G_{топ.\ доп} = 10040 \frac{X_2 - 23{,}3}{X_2 - X_1},$$

где: $X_1$ — центр тяжести самолета в % САХ при остатке топлива 10040 *кг*;

$X_2$ — центр тяжести самолета в % САХ при полном выгорании топлива.

Посадка самолета с остатком топлива в баках более $G_{топ.\ доп}$ запрещается.

На самолете Ту-104А допускается перевозка 70 пассажиров, но при этом строго соблюдать установленные пределы центровок.

Если в пассажирской кабине размещены полностью 70 человек, то багажник № 5 загружать грузами, почтой и багажом нельзя; багажник № 0 загружается таким образом, чтобы получить допустимую взлетную центровку. Так, например, при наличии 70 пассажиров и нормальной заправке 24350 *кг* необходимая центровка при взлете 22% САХ достигается при следующем распределении загрузки по багажным помещениям:

| | | |
|---|---|---|
| Багажник | № 0 | — 700 *кг* |
| » | № 1 | — 660 *кг* |
| » | № 2 | — 500 *кг* |
| » | № 3—4 | — 400 *кг* |
| » | № 5 | — не загружается. |

При неполном количестве пассажиров располагать их, начиная с передних рядов кресел в кабине первого класса и затем с первых рядов общей кабины. При этом для создания нужной



центровки необходимо загружать багажники №№ 5 и 0, а если необходимо, то и средние багажники, которые меньше влияют на изменение центровки.

После загрузки самолета грузами и багажом бортмеханик самолета должен проконтролировать крепление грузов и наличие установленных сеток в багажниках.

Бортпроводникам в полете строго следить за перемещением пассажиров, не допуская скопления их в заднем вестибюле самолета. Экипажу следует учитывать, что создание более передней центровки увеличивает запас продольной устойчивости и упрощает управление самолетом, что сказывается при выполнении полетов, особенно в зонах сильной атмосферной турбулентности. Командирам кораблей и вторым пилотам строго следить за соответствием центровок данному указанию, не допуская отклонений при загрузке самолетов.

Следует помнить, что при посадке центровка не должна быть ниже установленной — 22% САХ.

При полетах самолета Ту-104А в зимних условиях следует учитывать влияние веса верхней одежды пассажиров, размещенной в задних гардеробах, на изменение положения центра тяжести.

Для расчета влияния размещения верхней одежды в гардеробах нужно исходить из следующего:

1. Вес пассажиров, размещенных в пассажирских креслах, считать 75 *кг*.
2. Средний вес одного пальто — 5 *кг*.
3. Общий вес всех зимних пальто пассажиров в гардеробах (при 70 пассажирах) — 350 *кг*.
4. Размещение зимних пальто общим весом 350 *кг* при взлете смещает центр тяжести самолета назад на 0,8% САХ.
5. При наличии на борту самолета меньшего количества пассажиров принимается, что верхняя одежда каждых 10 пассажиров, размещенная в гардеробах, смещает центр тяжести самолета назад в среднем на 0,1% САХ

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При расчете центровки самолета по центровочному графику, при полетах в зимних условиях необходимо вносить поправку на смещение центра тяжести вследствие влияния верхней одежды, расположенной в гардеробах Например, по графику определена взлетная центровка 20,8% САХ при загрузке 65 пассажиров. В этом случае необходимо к полученной центровке 20,8% САХ прибавить 0,75%, в результате чего действительная взлетная центровка определяется равной 21,55% САХ.**

**Полученная центровка находится в допустимых пределах.**

**Если при учете поправки на смещение центра тяжести от влияния верхней одежды центровка выйдет из допустимых пределов, необходимо произвести перераспределение нагрузки в нулевом и пятом багажниках с тем, чтобы обеспечить взлетную центровку в допустимых пределах.**

## 2. Расчет центровки самолета Ту-104А

Расчет центровки самолета Ту-104А производится в соответствии с «Руководством по загрузке и центровке самолетов ГВФ

В полете, по мере выгорания горючего, разрешается изменять высоту эшелона только в соответствии с данными табл. 1.

В связи с указанными ограничениями по высотам полета, в целях обеспечения безопасности при полете в болтанку и недопущения перерасхода топлива необходимо точно выдерживать рекомендованные крейсерские скорости, соответствующие числу М = 0,73 — 0,75. Увеличивать число М до 0,85 для самолета Ту-104Б и до 0,86 для самолетов Ту-104А и Ту-104 разрешается только в случае необходимости выполнения аварийного снижения. В крейсерском полете устанавливать скорость, соответствующую числу М более 0,75 и менее 0,7, запрещается.

Необходимо помнить, что при полете со скоростями, соответствующими числам М более 0,84, у самолета (вследствие стреловидности крыла) появляется обратная реакция по крену на дачу ноги; выправлять крен в этом случае необходимо элеронами.

## II. ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Ту-104А имеет в среднем на 3% САХ более переднюю центровку пустого самолета по сравнению с Ту-104.

Для Ту-104А установлены следующие предельно допустимые центровки:

— предельно передняя центровка на взлете — не менее 19% САХ;

— предельно передняя центровка при посадке с выпущенным шасси — 22% САХ (что соответствует центровке самолета 23,3% САХ с убранным шасси);

— предельно задняя центровка в полете—не более 26,5% САХ.

Центр тяжести пустого самолета указан в формуляре с выпущенным шасси. В связи с тем, что расчет центровки самолета на взлете производится для положения с убранным шасси, при расчете центровки для взлетного веса к центровке пустого самолета, взятого с формуляра, необходимо вносить поправку на убранное шасси плюс один процент САХ.

Например, в формуляре самолета указана центровка пустого 33,4% САХ. Для расчета следует принимать 34,4% САХ.

### 1. Размещение коммерческой нагрузки в самолете Ту-104А

Ту-104А рассчитан на перевозку 70 пассажиров, багажа, грузов и почты.

Пассажирская кабина состоит из двух помещений: передняя пассажирская кабина на 16 пассажиров первого класса и общая пассажирская кабина на 54 пассажира туристского класса.

Багажник размещаются в основном под полом пассажирской кабины, за исключением багажника № 0, который расположен на правом борту фюзеляжа между пилотской и пассажирской кабинами.



Размеры и емкости багажных помещений самолета Ту-104А характеризуются данными, приведенными в табл. 2.

Таблица 2

| Номера багажных отделений | Средние размеры багажных отделений, м | | | Объем, м³ | Площадь пола, м² | Допустимая максимальная нагрузка, кг | Емкости багажных отделений при размещении, кг | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | высота | длина | ширина | | | | пассажирского багажа | почты | грузов |
| 0 | 1,8 | 1,6 | 1,12 | 3,0 | 1,80 | 900 | 360 | 810 | 900 |
| 1 | 0,8 | 2,5 | 1,60 | 3,2 | 4,00 | 1900 | 390 | 865 | 960 |
| 2 | 0,8 | 2,05 | 1,60 | 2,6 | 3,28 | 1600 | 310 | 700 | 780 |
| 3—4 | 0,7 | 2,1 | 1,45 | 2,2 | 3,06 | 1400 | 260 | 590 | 660 |
| 5 | 0,74 | 2,0 | 1,4 | 2,0 | 2,80 | 1400 | 240 | 540 | 600 |
| Итого | | | | 13,0 | 14,94 | 7200 | 1560 | 3505 | 3900 |

При размещении пассажиров по рядам кресел кабины и размещении багажа, почты и грузов по багажным помещениям необходимо учитывать, что наибольшее влияние на смещение центра тяжести оказывают загруженные багажные помещения №№ 0 и 5, а также пассажиры, размещенные в передней кабине и на задних рядах кресел общей пассажирской кабины.

Наименьшее же влияние на изменение положения центра тяжести самолета оказывают: загрузка багажника № 2, кухни и пассажиры, размещенные на 5, 6 и 7 рядах общей пассажирской кабины, так как они расположены вблизи центра тяжести пустого самолета.

Размещение загрузки в самолете должно обеспечивать получение взлетной центровки в пределах, указанных в табл. 3.

Таблица 3

| | Заправка топлива, кг | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | 26000 | 25000 | 24000 | 22000 | 20000 |
| Центровка при взлете с убранным шасси, % САХ: | | | | | |
| не более . . . . . | 20,8 | 21,5 | 22,5 | 24 | 23,5 |
| не менее . . . . . | 19 | 19 | 19 | 19 | 19 |

Полный перечень изменений и доработок, введенных на самолете Ту-104А, приведен в книгах 2 и 3 «Изменения и дополнения к техническому описанию самолета Ту-104».

Учитывая, что ряд доработок систем, узлов и агрегатов, выполненных на самолете Ту-104А, внедрен и на серийных самолетах Ту-104, рекомендации настоящего временного руководства, относящиеся к этим доработкам, распространяются и на самолеты Ту-104.

## 1. Полетный вес самолета и основные летные данные

Взлетный вес самолета Ту-104А с двигателями РД-3М, оборудованными системой чрезвычайного режима, установлен 74500 *кг*. С полной заправкой топливных баков при полетах на предельную дальность максимально допустимый взлетный вес самолета может быть увеличен до 75500 *кг*.

Для самолетов Ту-104А с двигателями РД-3М без чрезвычайного режима установлен максимальный вес 74500 *кг* для взлета только при температуре не выше +15°С. При повышении температуры воздуха на каждые 10°С сверх 15°С максимальный взлетный вес самолета должен быть уменьшен на 1500—2000 *кг*.

Нормальный посадочный вес самолета равен 55000 *кг*.

Максимальный посадочный вес самолета равен 64000 *кг*.

Посадка самолета с весом 64000 *кг* разрешается в исключительных случаях на бетонированную полосу, которая должна находиться в нормальном эксплуатационном состоянии, в условиях хорошей видимости, при силе бокового ветра не более 10 *м/сек* и повышенном внимании пилота.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Для самолетов Ту-104А Л5421, Л5429, Л5430, Л5431 и Л5437 максимальный посадочный вес установлен 62000 *кг*.**

При определении взлетного веса вес пустого самолета необходимо учитывать в соответствии с записью в формуляре самолета.

Основные летные характеристики самолета Ту-104А (взлетный вес 74500 *кг*) мало изменились по сравнению с характеристиками самолета Ту-104 (взлетный вес 72500 *кг*).

Нормальная скорость отрыва самолета при взлете с весом 74500 *кг* равна 300 *км/час* с закрылками, отклоненными на 10°. Длина разбега в стандартных атмосферных условиях равна 2130 *м*, при наивыгоднейшем угле атаки 9—10°.

При необходимости уменьшить длину разбега (взлет в условиях высоких температур наружного воздуха, низкого атмосферного давления, взлет с ВПП ограниченных размеров) разрешается производить отрыв самолета на уменьшенной скорости, но обязательно с закрылками, отклоненными на 20°. Минимально допустимая скорость отрыва в этом случае равна 280 *км/час*.

Уменьшение скорости отрыва на каждые 10 *км/час* по сравнению с нормальной (300 *км/час*) сокращает длину разбега на 6—7%.



Скороподъемность и расход топлива на набор высоты самолета с взлетным весом 74500 *кг* практически не отличаются от тех же характеристик самолета с взлетным весом 72500 *кг*.

Посадочная скорость самолета с нормальным посадочным весом 55000 *кг* равна 230 *км/час*, длина пробега в стандартных атмосферных условиях — 1660 *м*.

Посадочная скорость самолета с максимальным посадочным весом 64000 *кг* равна 260—265 *км/час*, длина пробега в стандартных атмосферных условиях — 1920 *м*. При заходе на посадку после четвертого разворота выдерживать скорость не ниже 290—295 *км/час*. После приземления выпускать тормозной парашют на скорости не более 230—220 *км/час* и начать торможение с поднятым носовым колесом. По мере потери скорости плавно опускать носовое колесо, не прекращая торможения.

## 2. Высота полета

Максимальная дальность полета достигается при использовании наивыгоднейших высот полета до 11000 *м* в связи с изменением полетного веса за счет выгорания топлива.

Временно, до особых указаний, полеты на самолетах Ту-104, Ту-104А и Ту-104Б разрешается производить на высотах в зависимости от полетного веса в соответствии с таблицей 1.

При наличии надежных данных о метеоусловиях на начальном этапе маршрута разрешаются полеты с начала маршрута на высоте 10000 *м* с набором этой высоты через 40 мин. после взлета.

В случае отсутствия надежных данных о метеоусловиях полеты на высоте 10000 *м* разрешается выполнять только во второй половине маршрута.

Расчет полета производить с учетом наличия установленного навигационного запаса топлива.

Высоты полета в зависимости от полетного веса временно устанавливаются в соответствии с табл. 1.

Таблица 1

| Полетный вес, *кг* | Предельно допустимая высота полета не более, *м* | Скорость полета по прибору не менее, *км/час* |
|---|---|---|
| 70000—72000 | 9000 | 500 |
| 65000 | 9500 | 485 |
| 60000 | 10000 | 475 |
| 55000 | 10500 | 465 |
| 50000 | 11000 | 460 |

# I. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет Ту-104А является модификацией самолета Ту-104 и предназначен для перевозки 70 пассажиров и 2200—2400 *кг* багажа на дальность:

| | |
|---|---|
| с навигационным запасом топлива, равным 4000 *кг* до . . . . . | 3000 *км* |
| с навигационным запасом топлива, равным 5300 *кг* до . . . . . | 2750 *км* |
| в связи с введенными временными ограничениями по высоте эшелонирования, что увеличивает расход топлива, дальность уменьшается до . . . . | 2450—2600 *км* |

Для повышения эксплуатационных качеств на самолете Ту-104А произведены следующие основные изменения:

— установлено 70 пассажирских кресел вместо 50;

— снят хвостовой топливный бак и установлена в отъемных частях крыла дополнительная группа топливных баков — по три бака с каждой стороны общей емкостью 1900 *л*;

— установлены турбореактивные двигатели РД-3М с чрезвычайным режимом;

— для сокращения времени подъема и выпуска шасси на правом двигателе установлен дополнительный гидронасос (агрегат 435ВФ) и уменьшено гидравлическое сопротивление в линии слива, питания насоса и в системе шасси; установлены краны новой конструкции;

— улучшена система водоснабжения;

— изменена конструкция буфета и его оборудования;

— для обогрева кабины штурмана установлен дополнительный насадок с подводом нагретого воздуха;

— установлен гирополукомпас ГПК-52 повышенной точности вместо ГПК-48;

— установлен дистанционный астрокомпас ДАК-ДБ вместо ДАК;

— установлен невыбивающийся авиагоризонт АГИ-1с вместо резервного авиагоризонта АГБ-2 (то же и на самолете Ту-104);

— увеличено отклонение руля высоты вниз до 15° и вверх до 27,5° (то же и на самолете Ту-104);

— изменен угол установки стабилизатора с —1° на 0° (то же и на самолете Ту-104).

Составили: **М. М. Кулик, А. М. Тетерюков, М. В. Розенблат, М. С. Падалко, Э. М. Бачулис.**
При участии: **Ю. Т. Алашеева, К. П. Сапелкина, А. Б. Иванова, М. В. Липатова, О. К. Трунова, Н. А. Титова, В. И. Иванова, Н. В. Козлова.**

Отв. редактор **А. М. Тетерюков.**

Редактор **И. Б. Чудаков.**
Техн. редактор **С. В. Волков.** Корректор **М. М. Пролетарская.**

Сдано в набор 16.03 59 г. Подписано к печати 27.04 59 г.
Форм 60 × 92 1/16. Печ. л. 4,75 + 2 вклейки. Зак РИО 237.
Г-53516.

Тип. РИО ГУГВФ. Зак. 598.

## ВВЕДЕНИЕ

Настоящее «Руководство по летной эксплуатации самолетов Ту-104А и Ту-104Б» (второе издание) является дополнением к основному «Руководству по летной эксплуатации самолета Ту-104», введенному в действие приказом начальника ГУГВФ № 316 от 12 августа 1957 г.

Данное Руководство включает основные характеристики самолетов Ту-104А и Ту-104Б, а также отличия и особенности летной эксплуатации этих самолетов и их оборудования от Ту-104.

В настоящее издание включены временные ограничения по высотам эшелонирования, предельным эксплуатационным центровкам, особенностям полета в зонах атмосферной турбулентности, а также по некоторым другим вопросам.

Рекомендации, изложенные в основном руководстве по тем же вопросам, считать утратившими силу.

Введенными ограничениями надлежит руководствоваться при эксплуатации самолетов Ту-104А и Ту-104Б до особого указания.

В остальном следует руководствоваться указаниями и рекомендациями, изложенными в «Руководстве по летной эксплуатации самолета Ту-104».

Указания и приказы ГУГВФ, вышедшие после введения в действие настоящего Руководства, в него не вошли и ими надлежит руководствоваться в практической работе.

Утверждаю.
Заместитель начальника ГУГВФ
полковник **В. Башкиров.**

10 февраля 1959 г.

Согласовано.
Заместитель генерального
конструктора самолета
**Д. Марков.**

21 января 1959 г.

# РУКОВОДСТВО
## ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ Ту-104А и Ту-104Б С ДВИГАТЕЛЯМИ РД-3М

*2-е издание*

ОПЕЧАТКА

| Стр. | Строка | Напечатано | Должно быть |
|---|---|---|---|
| 27 | 22-я сверху | поворота АГИ-1с. | поворота и АГИ-1с |

# ПРИКАЗ

## начальника Главного управления Гражданского воздушного флота при Совете Министров СССР



10 февраля 1959 г. Москва

**О введении в действие «Руководства по летной эксплуатации самолетов Ту-104А и Ту-104Б с двигателями РД-3М» (2-е издание)**

1. Ввести в действие настоящее второе издание «Руководства по летной эксплуатации самолетов Ту-104А и Ту-104Б с двигателями РД-3М».

2. Временное руководство по летной эксплуатации самолета Ту-104А, введенное приказом № 181/п 2 сентября 1957 г., и временные указания по пилотированию самолетов Ту-104 и Ту-104А при полетах в зонах атмосферной турбулентности, утвержденные 4 сентября 1958 г., отменить.

**Начальник ГУГВФ**
**главный маршал авиации П. ЖИГАРЕВ**

ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО ФЛОТА
ПРИ СОВЕТЕ МИНИСТРОВ СССР

# РУКОВОДСТВО
## ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ Ту-104А и Ту-104Б С ДВИГАТЕЛЯМИ РД-3М

*2-е издание*

РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА
МОСКВА 1959

## ОГЛАВЛЕНИЕ

| № № п. п. | Наименование регулируемых элементов | Чем контрить | Чем пломбировать |
|---|---|---|---|
| | **Турбостартер С300М** | | |
| | **Топливный насос-регулятор ТНР-3Р** | | |
| 1 | Контргайка винта регулировки пружины центробежного регулятора. | Проволокой | Контрится |
| 2 | Винт регулировки пружины центробежного регулятора. | Эмалью № 1201 ТУ МХП | 1151-45 |
| 3 | Винт запуска. | —„— | 1152-45 |
| 4 | Контргайка винта запуска. | Проволокой | Контрится |
| 5 | Винт редукционного клапана. | Эмалью № 1201 ТУ МХП | 1152-45 |
| 6 | Контргайка винта редукционного клапана | Проволокой | Контрится |
| | **Маслонасос стартера** | | |
| 1 | Контровка регулировочного штока | Эмалью № 1201 ТУ МХП | 1152-45 |
| | **Пневмоконтактор** | | |
| 1 | Сменный жиклер стравливания воздуха | Проволокой | Контрится |
| | **Коробка ПТ-4М** | | |
| 1 | Крышка лючка | —„ | —„— |
| | **Пусковой топливный насос ПНР10-3М** | | |
| 1 | Гайка редукционного клапана | —„— | —„— |



Приложение 2.

**Перечень фигур, помещенных вклейками**

Фиг. 1. Схема электрооборудования.

Фиг. 2. Топливная система двигателя.

Фиг. 3. Схема смазки двигателя.

Фиг. 5. Топливный насос-регулятор ПН-28Б.

Фиг. 6. Топливный насос-регулятор ПН-15Б

Фиг. 7. Схема топливной аппаратуры ПН-28Б и ПН-15Б.

Фиг. 10. Маслоагрегат.

Фиг. 11. Замена воспламенителей, форсунок и камер сгорания.

Фиг. 14. Топливный насос-регулятор ТНР-3Р.

Фиг. 15. Подвеска двигателя к самолету.

автоматики, идущий к верхнему блоку пусковых катушек, со штепсельной вилкой насоса ПНР10-3М посредством провода С170-83;

в) пролить пусковым топливом подводящую магистраль;

г) включателем «Холодная прокрутка двигателя» произвести проливку топливной системы стартера3—4 прокрутками от аэродромного источника тока, продолжительностью по 15—20 сек. каждая. Стартер должен раскручиваться до оборов не менее 4500 об/мин. В конце второй и третьей прокрутки из дренажных трубок кожуха камеры и топливного насоса стартера должен вытекать бензин;

д) произвести 2—3 включения кнопки «Запуск в воздухе» продолжительностью по 15—20 сек. с интервалом между включениями не менее 1 минуты. Из дренажных трубок камеры сгорания и насос-регулятора должен вытекать бензин.

Подсоединить штепсельный разъем подвода питания к катушке КП-21.

Отсоединить провод С170-83 и подсоединить коммуникации по нормальной электросхеме.

3. Расконсервировать систему основного топлива, для чего:

а) включить подкачивающий топливный насос. Поставить рычаг управления двигателем в положение малого газа;

б) произвести 1—2 холодных прокрутки двигателя от аэродромного источника тока, продолжительностью по 15—20 сек. каждая.

Перед первой холодной прокруткой двигателя после расконсервации стартера удалить проливкой воздух из основной топливной системы и произвести 1—2 предварительныах запуска стартера с выходом до 10000—15000 об/мин.

Предупреждение: при проведении первых холодных прокруток двигателя обратить внимание на правильную работу стартера. Если параметры стартера ($I_A$) выходят за допустимые пределы, запуск стартера прекратить и провести повторную расконсервацию согласно пункта 2.

4. Поставить рычаг управления в положение «СТОП» и произвести одну холодную прокрутку для удаления из двигателя остатков топлива.

5. Протереть все места на двигателе и в мотоотсеке, облитые топливом или маслом.

6. Произвести осмотр масляных и топливных коммуникаций и устранить обнаруженные течи.

7. Расконсервацию самолетных агрегатов производить по инструкции завода-поставщика агрегатов.



Приложение 1.

## ПЕРЕЧЕНЬ

## РЕГУЛИРУЕМЫХ ЭЛЕМЕНТОВ, ПОДЛЕЖАЩИХ КОНТРОВКЕ И ПЛОМБИРОВАНИЮ

| №№ п. п. | Наименование регулируемых элементов | Чем контрить | Чем пломбировать |
|---|---|---|---|
| | **Насос-регулятор ПН-15Б** | | |
| 1 | Винт регулировки пружины мембраны автомата приемистости | Проволокой | Пломбой |
| 2 | Сменный жиклер автомата приемистости (жиклер стравливания) | — „ | — „ |
| 3 | Колпачок винта регулировки пружины распределительного колпака. | — „ | — „ |
| | **Насос-регулятор ПН-28Б** | | |
| 1 | Контргайка винта максимальных оборотов. | | — „ |
| 2 | Колпачок винта регулировки малого газа. | — | — „ |
| 3 | Упор максимальных оборотов гидрозамедлителя. | — „ | — „ |
| | **Автомат запуска ПН-15Б** | | |
| 1 | Колпачок винта регулировки пружины мембраны. | „ | — „ |
| 2 | Жиклер стравливания воздуха. | — | — „ |
| | **Нагнетающий масляный насос** | | |
| 1 | Вороток и гайка редукционного клапана. | — „ | — „ |
| | **Центробежный датчик** | | |
| 1 | Контргайка винта пружины центробежного регулятора. | — „ | — „ |

тельность каждой прокрутки не более 20 сек. Стартер должен раскручиваться до оборотов не менее 4500 об/мин. Выключение стартера производить главным выключателем.

В конце второй или третьей прокрутки из дренажных трубок кожуха камеры сгорания должно вытекать масло.

13. Произвести пересоединение коммуникаций по нормальной конструктивной схеме двигателя.

14. Полностью слить масло из маслосистемы двигателя.

### Полная консервация двигателя.

Полной консервации подвергаются все двигатели, снятые с самолета и предназначенные для хранения или транспортировки.

Внутренняя консервация двигателя производится на самолете в порядке, описанном выше.

Наружная консервация должна производиться не позже, чем через 20 часов после снятия двигателя с самолета.

Все операции по консервации должны выполняться одна за другой без перерывов.

Наружную консервацию двигателя производить в следующем порядке:

1. Заглушить специальными заглушками все отверстия, ведущие во внутренние полости двигателя.

Предупреждение: применение деревянных и бумажных заглушек не допускается.

2. Очистить двигатель снаружи от пыли, грязи и конденсата салфетками, смоченными в чистом бензине.

Протертые места (особенно поверхности, подлежащие подкраске) просушить и обдуть сжатым воздухом.

Предупреждение: сжатый воздух должен быть очищен от воды, пыли и масла. Детали и провода электрооборудования предохранять от попадания на них бензина.

3. Все неокрашенные наружные металлические детали двигателя, а также внутреннюю поверхность реактивного сопла, после промывки бензином и обдувки воздухом покрыть при помощи кисти слоем нейтрального технического вазелина или смесью масла МС-20 или МК-22 с 4—6% церезина. С целью разжижения консервирующей смазки технический вазелин должен быть нагрет до 80—90°С, а смесь авиамасла с церезином — до 60—70°С.

4. После истечения срока хранения с трехмесячной консервацией, двигатель подлежит расконсервации и повторной консервации по той же технологии.

Предупреждение 1. Запрещается производить консервацию двигателя во время дождя или снегопада.
2. Консервирующей смазкой покрывать только чистые и сухие детали изделия.



После окончания наружной консервации произвести упаковку двигателя. Все выступающие части (коробки агрегатов, приводы и т. д.) и гибкие шланги закрыть парафинированной бумагой в 3 слоя и завязать шпагатом. Надеть на двигатель чехол из плотной материи. Разъемы чехла завязать и опломбировать.

### Наружная расконсервация двигателя.

Снять с двигателя матерчатый чехол, перерезать шпагат и осторожно удалить парафинированную бумагу (обрывать шпагат воспрещается). Законсервированные техническим вазелином наружные детали промыть чистым бензином при помощи кисти. Промывку вести до полного удаления следов смазки. Промытые места тщательно протереть чистыми салфетками. Слить масло из маслосборника переднего корпуса двигателя.

После промывки и удаления следов консервации произвести наружный осмотр двигателя. В случае обнаружения каких-либо дефектов (ослабление затяжки крепежных деталей, обрыв или повреждение коммуникаций, механические повреждения узлов и деталей, отсутствие пломб на регулируемых элементах агрегатов) составить акт с передачей заводу-поставщику.

Без выяснения причины дефекта и его устранения постановка двигателя на самолет не допускается.

Произвести прокрутку двигателя вручную, вращение должно быть легким, без стуков и заеданий.

### Внутренняя расконсервация двигателя.

Расконсервация топливной системы двигателя производится после установки двигателя на самолет и подсоединения коммуникаций по нормальной схеме.

Расконсервация производится жидкостями — бензином и керосином.

Внутреннюю расконсервацию топливной системы производить в следующем порядке:

1. Слить остатки масла из бака, радиатора и переднего корпуса двигателя и залить в маслобак свежее масло.

2. Расконсервировать систему пускового топлива и топливную систему стартера, для чего:

а) отсоединить штепсельный разъем подвода питания от катушки КП-21,

б) отсоединить штепсельный разъем ШР-4 коллектора проводов автоматики от верхнего блока пусковых катушек КПМ1-2, штепсельный разъем от пускового насоса ПНР10-3М и соединить штепсельный разъем ШР-4 коллектора проводов

Предупреждение: в перерывах между запусками топливная система двигателя должна быть заполнена топливом. Наличие в системе воздушных пробок может привести к оголению и коррозии плунжерных пар агрегатов.

В случае перерыва в работе двигателя, связанного с опорожнением топливной системы, необходимо произвести внутреннюю консервацию двигателя не позднее, чем через 3 часа с момента слива топлива.

При обнаружении мест, пораженных коррозией, эти места следует зачистить мелкой шкуркой, смоченной в масле, заполировать пастой ГОИ, промыть чистым бензином и покрыть консервирующей смазкой.

Работы по устранению поверхностей коррозии запрещается проводить во время дождя или снегопада. Консервирующими смазками закрывать только чистые и сухие детали двигателя.

## Консервирующие смазки

Для внутренней консервации топливной и масляной систем применять масло МК-8 ВТУ 380-51 или трансформаторное масло ГОСТ 982-53.

Для наружной консервации всех неокрашенных металлических деталей двигателя (за исключением деталей из нержавеющих сплавов) применять нейтральный технический вазелин ГОСТ 782-47.

Примечание: 1. В качестве заменителя технического вазелина допускается использование авиамасла МС-20 ГОСТ 1013-49 с добавлением 4—6% церезина ГОСТ 2488-47. Смесь масла с церезином на детали двигателя наносится нагретой до температуры 60—70°С.

2. Все консервирующие смазки применять только при полном отсутствии в них влаги. Если в масле, предназначенном для консервации обнаружена влага,—удалить ее нагреванием масла до температуры 110—120°С, пока с поверхности нагретого масла не исчезнет пена.

3. До консервации двигателя проверить, соответствуют ли смазки техническим условиям ГОСТ.

4. Регенерированные и отработанные смазки для консервации не применять.

## Внутренняя консервация двигателя

При внутренней консервации двигателя консервируется его топливная система.

Внутреннюю консервацию двигателя проиводить установкой типа ЭР62-215 (с фетровым фильтром на выходе) в следующем порядке:

1. Отсоединить коммуникации подвода топлива от подкачивающего насоса ЦН-1А и подсоединить к нему при помощи наконечника шланг от установки для внутренней консервации.

2. Соединить шлангом штуцера замера давления топлива на основном коллекторе малого газа.



3. Залить в маслобак установки для внутренней консервации 70 л. масла. Заливку масла производить через шелковый фильтр.

4. Отсоединить штепсельный разъем ШР-4 коллектора проводов автоматики от верхнего блока пусковых катушек КПМ1-2, штепсельный разъем от пускового насоса ПНР10-3М и соединить штепсельный разъем ШР-4 коллектора проводов автоматики, идущей к верхнему блоку пусковых катушек со штепсельной вилкой насосов ПНР10-3М посредством провода С170-83.

5. Слить керосин из дренажного бачка через пробку, из фильтра и из топливно-масляного радиатора через их сливные краны.

6. Установить рычаг управления двигателя в положение малого газа. Включить маслопомпу установки ЭР62-215. Маслопомпа должна создавать давление 0,4 — 1,5 кг/см². Произвести 2—3 холодных прокрутки двигателя, продолжительностью 60—65 сек. каждая, в процессе которых выработать 45—50 л. масла. При проведении холодных прокруток двигателя несколько раз перевести рычаг управления из положения малого газа до упора максимальных оборотов и обратно.

После проведения 2-х холодных прокруток из трубок, дренажирующих полости сопловых аппаратов, реактивного сопла и кожуха камер сгорания должно вытекать масло. После окончания холодных прокруток установить рычаг управления в положение «СТОП».

7. Выключить помпу установки ЭР62-215.

8. Отсоединить штепсельный разъем подвода питания от катушки КП-21.

9. Слить бензин из пускового бачка через сливной кран и отсоединить трубку подвода пускового топлива от фильтра пускового топлива.

10. Отсоединить шланг установки, подводящей масло в двигатель, от агрегата ЦН-1А, снять со шланга наконечник и подсоединить шланг к фильтру пускового топлива. Включить помпу установки на время проведения внутренней консервации пусковой топливной системы двигателя и топливной системы стартера.

11. Нажать кнопку «Запуск в воздухе» и прокачать маслом пусковую систему двигателя. Прокачку производить 2—3 раза. Продолжительность работы насоса ПНР10-3М 15—20 сек. с перерывом между включениями не менее 1 мин.

12. Пролить маслом топливную систему стартера, для чего произвести 2—3 прокрутки стартера. Прокрутку стартера производить нажатием кнопки «Запуск». Продолжи-

# ГЛАВА 10

## КОНСЕРВАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ

### Общие [illegible]

Консервация двигателя [illegible] предупреждения коррозии деталей [illegible] сохранность при хранении и транспортировке [illegible] необходимо правильно и своевременно [illegible] не ~~эксплуатируемые~~ двигатели, применяя [illegible] розийные смазки, соответствующие ГОСТ [illegible] ко-химическим данным.

В условиях эксплуатации может применяться консервация двух видов: частичная и полная.

Частичная (или внутренняя) консервация [illegible] вает пролиску топливных коммуникаций маслом [illegible] ния масляной пленки, [illegible] постей системы от коррозии. [illegible] производиться в случае [illegible] гателя в закрытом помещении [illegible] от воздействия атмосферных осадков и резкого изменения температуры. В этом случае [illegible] без наружной консервации на срок до 30 дней.

При снятии двигателя с самолета на срок [illegible] произвести внутреннюю и наружную консервацию [illegible] тодике, описанной в данной главе. [illegible] гарантирует предохранение двигателя от коррозии [illegible] до 3-х месяцев при его хранении [illegible] случае хранения свыше 3-месячного [illegible] производить, согласно инструкций по консервации [illegible] ваемых к двигателю.

В случае перерыва в летной работе [illegible] теля на самолете на срок не более [illegible] ется не производить внутреннюю консервацию [illegible] проведения технических [illegible] через 10 дней [illegible] теля с прогревом на режиме 13 [illegible] 4—5 мин. Проведение технических [illegible] для промывки узлов топливной системы двигателя [illegible] рующим топливом.

2. Указатель температуры газа в выхлопном патрубке стартера. Подключение указателя производится к проводникам 3.

3. Датчик оборотов двигателя ТЭ5-2. Установку датчика производить на фланец 1.

4. Указатель давления топлива перед насосами ПН-28-15Б ЭДМУ-3. Подключение указателя производится к трубке 4.

5. Датчик давления топлива в коллекторе каналов малого газа форсунок (комплект ЭМИ-3р). Датчик крепится на панели и подключается к трубке 5.

6. Датчик давления масла в нагнетающей магистрали двигателя (комплект ЭМИ-3р). Датчик крепится к панели и подключается к трубке 6.

7. Датчик температуры масла в нагнетающей магистрали (комплект ЭМИ-3р). Датчик устанавливается в патрубке 7.

8. Датчик давления масла в нагнетающей магистрали стартера.

9. После установки датчиков согласно пунктам 5, 6 и 7 произвести подключение их к штепсельным разъемам указателя комплекта ЭМИ-3р.

10. Термопары ТВГ-11 замера температуры газа в реактивном сопле двигателя. Термопары устанавливаются в штуцерах 8.

### Опробование вновь установленного на самолете двигателя на земле и в воздухе

Подготовку нового двигателя к запуску, запуск, прогрев и остановку производить, как указано в главе III «Подготовка двигателя к полету».

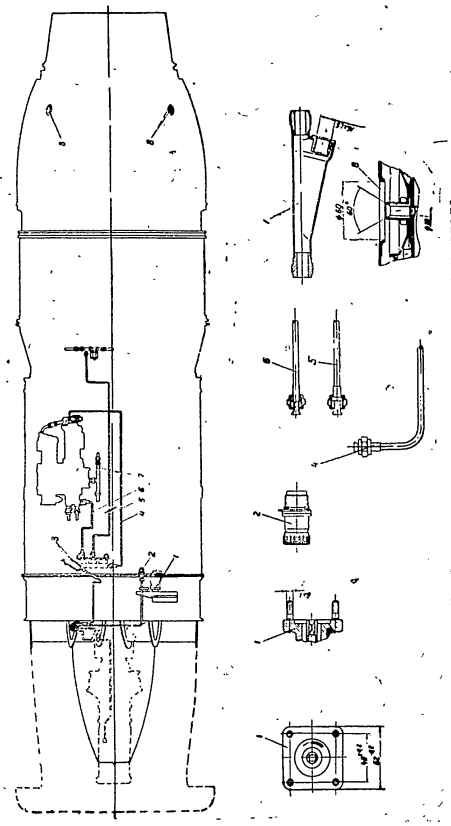
При подготовке нового двигателя к запуску необходимо особенно внимательно проверить работу по установке двигателя на самолет, убедиться, что на двигателе нет посторонних предметов (инструмента, болтов, гаек, шайб и т. д.).

Первый запуск двигателя производить при раскрытых люках, чтобы облегчить осмотр его и проверку регулировки.

На работающем двигателе проверить герметичность соединений трубопроводов и агрегатов топливной, масляной и дренажной систем (проверку производить только на малом газе).

После проверки работы двигателя на земле проверить работу двигателя в воздухе.





Фиг. 16. Схема расположения замеров на двигателе.

1 — фланец крепления датчика оборотов двигателя, 2 — штепсельный разъем датчика оборотов стартера, 3 — концы проводов термопары замера температуры газа в выхлопном патрубке стартера, 4 — трубка замера давления топлива перед насосами ПН28-15Б, 5 — трубка замера давления топлива в коллекторе малого газа форсунок, 6 — трубка замера давления масла в масляной магистрали двигателя; 7 — патрубок замера температуры масла в масляной магистрали двигателя, 8 — штуцера термопар замера температуры газа в реактивном сопле.

## Перечень самолетных коммуникаций, подсоединяемых к двигателю

| №№ п. п. | Наименование | Вид соединения |
|---|---|---|
| | **Система смазки** | |
| 1 | Подвод масла | Дюритовое |
| 2 | Отвод масла | —„— |
| 3 | Суфлирование двигателя | —„— |
| 4 | Суфлирование маслобака | —„— |
| 5 | Замер давления масла | Ниппельное |
| 6 | Замер температуры масла | Резьбовое |
| 7 | Дренаж и проставки ГСР-18000Д | Ниппельное |
| | **Системы основного и пускового топлива** | |
| 8 | Подвод основного топлива к и джачивающему насосу | Дюритовое |
| 9 | Отвод топлива от подкачивающего насоса | —„— |
| 10 | Подвод основного топлива к насосам высокого давления | —„— |
| 11 | Замер давления топлива на входе в ПН-28-15Б | Ниппельное |
| 12 | Подвод давления воздуха (с учетом скоростного напора) к автомату приемистости ПН-15Б | —„— |
| 13 | Замер давления топлива в канале малого газа | —„— |
| 14 | Подвод пускового топлива | Дюритовое |
| | **Воздушная система высокого давления** | |
| 15 | Подвод воздуха к редуктору РВ-40 | Ниппельное |
| 16 | Подвод воздуха к механизму управления заслонкой выпуска воздуха из мотоотсека | —„— |
| | **Система отбора воздуха из двигателя** | |
| 17 | Для питания кабины (из четвертой и седьмой ступеней компрессора) | Фланцевое |
| 18 | Для антиобледенительного устройства самолета | —„— |



| №№ п. п. | Наименование | Вид соединения |
|---|---|---|
| | **Гидросистема** | |
| 19 | Подвод гидросмеси к агрегату 435 ВФ | Ниппельное |
| 20 | Отвод гидросмеси от агрегата 435 ВФ | —„— |
| 21 | Дренажирование агрегата 435ВФ | —„— |
| | **Генераторы** | |
| 22 | Подсоединение проводов к генераторам | Болтовое |
| 23 | Обдув генераторов | Дюритовое |
| | **Электросистема двигателя** | |
| 24 | Подключение двух штепсельных разъемов | |
| 25 | Подключение [illegible] шин | Болтовое |
| | **Дренажи система** | |
| 26 | Дренаж топлива из кожуха камер сгорания | Ниппельное |
| 27 | Дренаж топлива из [illegible] аппаратов | —„— |
| 28 | Дренаж топлива из кожуха камеры сгорания С300М | —„— |
| 29 | Дренаж топлива из полости пружины центробежного регулятора С300М | Дюритовое |
| | **Противопожарная система** | |
| 30 | Подвод углекислоты к коллекторам | Ниппельное |

Примечание. ниппельные соединения — с развальцовкой труб.

### Установка и подключение контрольно-измерительных приборов двигателя (фиг. 16)

Для замера эксплуатационных параметров двигателя необходимо установить и подключить следующие приборы:

1. Указатель оборотов стартера ТЭ-45. Подключение указателя производится к штепсельному разъему 2.

после снятия двигателя с подставки. Двигатель, прошедший наружную расконсервацию, после установки подвесок и наружного осмотра готов к установке на самолет.

Перед установкой на самолет проверить готовность мотоотсека к установке двигателя. Мотоотсек, подготовленный к постановке двигателя, должен быть предварительно очищен от пыли, грязи, следов масла или топлива и посторонних предметов (гаек, болтов, инструмента и т. д.).

**Установка двигателя на самолет**

Закрепить подъемное приспособление, освободить двигатель в местах крепления его к металлической подставке, поднять двигатель и осторожно ввести в мотоотсек самолета. При подъеме и установке следить за тем, чтобы не повредить шланги или коммуникации и чтобы тросы подъемного приспособления и части мотоотсека не касались узлов и агрегатов двигателя.

Монтаж и крепление тяг-подвески и нивелировку двигателя производить по инструкции самолетного завода. При нивелировке двигателя базой для установки являются две площадки на насадке реактивного сопла и отверстие в нижней части проставки переднего корпуса.

После закрепления двигателя на самолете произвести подсоединение тяги управления дроссельным краном насоса ПН-28Б.

**Проливка и подсоединение коммуникаций**

Перед подсоединением самолетных коммуникаций топлива и масла к двигателю следует убедиться в том, что подводящие трубки и шланги не имеют посторонних предметов и грязи в каналах.

Снятие заглушек в присоединяемом разъеме должно производиться непосредственно перед подключением данной коммуникации. Перед подсоединением необходимо произвести проливку подводящих коммуникаций масла и топлива при включенных подкачивающих насосах для удаления из системы механических частиц и воздушных пробок. При проливке и подсоединении жидкость принимать в заранее подготовленные емкости.

Примечание: если при опробовании двигателя наблюдаются колебания оборотов или давления топлива, повторять проливку топливной магистрали.

После подсоединения коммуникаций протереть салфетками места, облитые топливом или маслом.

Перечень самолетных коммуникаций, подсоединяемых к двигателю, смотри ниже.

Предупреждение: запрещается без согласования с заводом-поставщиком:

— устанавливать на двигатель детали, узлы и агрегаты, не являющиеся принадлежностью двигателя;

— снимать детали, узлы и агрегаты двигателя.

ет производить с по-
стью не менее 5 тонн.
и наклонять ящик с

тся тросом, протяну-
крышки (по две с

тием ящика с автома-
ся в надежности креп-

ателя

ть осмотрен снаружи.
или пломб — соста-
ть к распаковке в

е крышку с днищем.
ки, поднять крышку и
двигателя. Крышку

сные части. Прове-

двигатель в задней

е на самолет

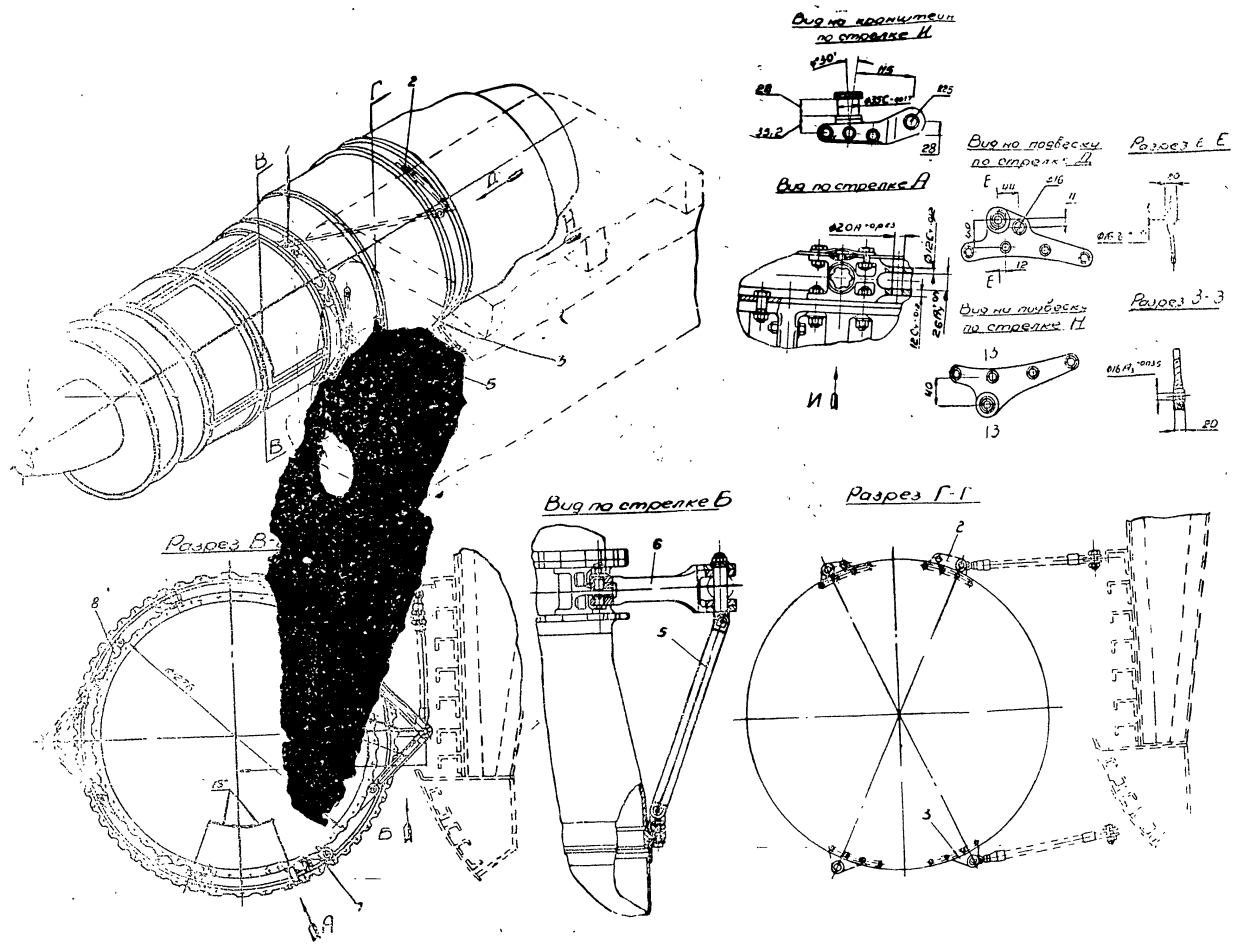
самолет произвести

тными подвесками.
их подвесок и тяг
естно с двигателем
анавливаются одно-
сок следует произво-
вый и левый (если

роизводить согласно

ие в двух поясах:
ппарат восьмой сту-
;
о аппарата первой

двигателе, закреплен-
ника после проведе-
ия. Расконсервацию
нном при помощи
скается производить




Фиг. 15 Подвеска двигателя к самолету

1—верхний передний кронштейн подвески, 2—верхний задний кронштейн подвески. 3—нижний задний кронштейн подвески, 4, 5, 6—силовые самолетные подкосы. 7—нижний передний кронштейн подвески. 8—передняя такелажная подвеска

Подъем ящика с двигателем следует производить с помощью подъемного крана грузоподъемностью не менее 5 тонн.

Предупреждение: кантовать и наклонять ящик с двигателем категорически запрещается.

Подвеска ящика к крану производится тросом, протянутым через 4 петли в верхней части крышки (по две с каждой стороны).

Предупреждение: перед снятием ящика с автомашины или платформы следует убедиться в надежности крепления верхней крышки к днищу.

### Распаковка нового двигателя

Перед распаковкой ящик должен быть осмотрен снаружи. При обнаружении повреждений ящика или пломб — составить акт осмотра, после чего приступить к распаковке в следующем порядке:

1. Снять четыре болта, соединяющие крышку с днищем.
2. Укрепить трос на петлях крышки, поднять крышку и установить ее отдельно в стороне от двигателя. Крышку снимать без перекосов.
3. Вынуть комплект подвесок и запасные части. Проверить сохранность пломб на упаковке.
4. Ослабить и снять трос, крепящий двигатель в задней плоскости к стойке.

### Подготовка двигателя к установке на самолет

Перед установкой двигателя на самолет произвести наружную расконсервацию.

Дооборудовать двигатель самолетными подвесками. Комплект законсервированных самолетных подвесок и тяг прикладывается и транспортируется совместно с двигателем в ящике. В случае, если на самолет устанавливаются одновременно два двигателя, установку подвесок следует производить после разделения двигателей на правый и левый (если смотреть в направлении полета).

Монтаж подвесок на двигатель производить согласно фиг. 15

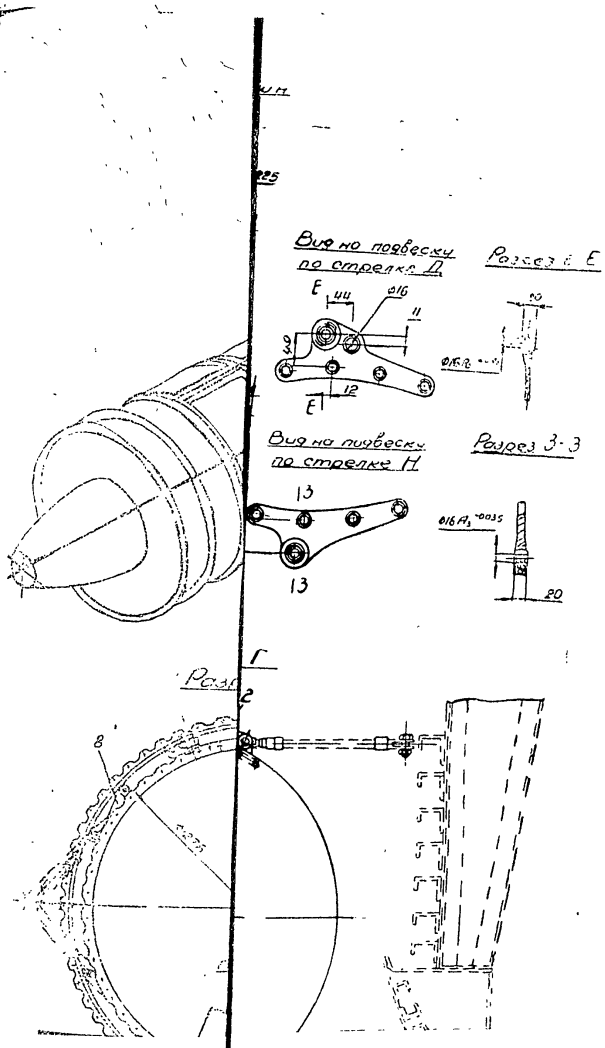
Подвески располагаются на двигателе в двух поясах:

— первый пояс — спрямляющий аппарат восьмой ступени компрессора (подвески 1, 4, 5, 6, 7);

— второй пояс — фланец соплового аппарата первой ступени (подвески 2—3).

Установку подвесок производить на двигателе, закрепленном на подставке транспортировочного ящика после проведения наружной расконсервации двигателя. Расконсервацию подвесок и тяг производить чистым бензином при помощи кисти. Установку нижних подвесок допускается производить





| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| **24. Уход масла из бака на стоянке** | |
| 1. Нарушена герметичность обратных клапанов маслосистемы. | а) слить масло из переднего корпуса перед запуском; б) последовательно заменить масляный фильтр двигателя и масляный фильтр стартера. |
| **25. Появление дыма в воздухе, отбираемом из компрессора для наддува кабины** | |
| Зажата суфлирующая труба. | Проверить сечение и при необходимости устранить дефект. |
| **26. Попадание топлива в масло** | |
| 1. Нарушена герметичность топливно-масляного радиатора. | Снять радиатор и проверить его герметичность. Если необходимо, то заменить радиатор. |
| 2. Нарушена герметичность сальников топливных насосов и подкачивающего насоса. | Последовательно заменить топливные агрегаты. |
| **27. Течь топлива из дренажной системы двигателя при стоянке самолета** | |
| 1. Нарушена герметичность распределительного клапана ПН-15Б. | Заменить агрегат ПН-15Б |
| 2. Нарушена герметичность сальниковых уплотнений топливных насосов. | Последовательным отсоединением дренажных трубок определить место течи и заменить сальник. |

Если перечисленные способы не позволяют устранить возникшие в работе двигателя дефекты, то необходимо вызвать представителя завода-поставщика.



# ГЛАВА X

## ЗАМЕНА ДВИГАТЕЛЯ

### Снятие двигателя с самолета

Непосредственно после окончания последнего запуска двигателя следует произвести внутреннюю консервацию, после чего закрыть заглушками вход в компрессор двигателя, воздухоотборные отверстия самолета и насадок реактивного сопла.

Снятие двигателя с самолета производится в порядке, обратном монтажу двигателя (см. ниже). При демонтаже двигателя необходимо производить глушение топливных, масляных и воздушных коммуникаций двигателя и самолета непосредственно после их разъединения.

### Транспортировка двигателя

Двигатель транспортируется в специальном упаковочном деревянном армированном ящике, в котором одновременно с двигателем упаковываются:

— комплект запасных частей,

— комплект деталей и узлов, необходимых для оборудования и установки двигателя на самолет.

Длина ящика — 5700 мм., ширина и высота по 2040 мм.

Ящик выполнен разъемным и состоит из верхней съемной части и днища. К днищу прикреплена болтами металлическая подставка, несущая двигатель.

Крепление двигателя на подставке осуществляется в двух плоскостях:

— в плоскости заднего отсека среднего корпуса компрессора—по двум диаметрально противоположным отверстиям, расположенным по горизонтальному разъему,

— в плоскости переднего фланца корпуса соплового аппарата первой ступени — на трех опорных подставках с резиновыми подушками.

Для надежной фиксации двигателя на подставке при транспортировке, через кожух камер (в плоскости переднего фланца соплового аппарата первой ступени) перекинут обрезиненый трос, концы которого натягиваются с помощью болтов, закрепленных в наклонных подкосах задних стоек подставки.

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| **19. Время приемистости более 17 сек.** | |
| 1. Мало давление воздуха в мембранной полости автомата приемистости ПН-15Б | а) осмотреть воздушный фильтр и коммуникации. При необходимости произвести промывку как указано в регламентных работах после 50 часов работы; б) проверить герметичность соединений и коммуникаций подвода воздуха в автомат приемистости. |
| 2. Недостаточная подача топлива в процессе приемистости (мало давление топлива перед ПН-28Б и ПН-15Б) | а) осмотреть и при необходимости промыть топливные фильтры; б) проверить работу самолетных подкачивающих насосов; в) при нормальной работе самолетных подкачивающих насосов заменить насос ЦН-1А; г) если проверка согласно пунктов «б» и «в» не дала результатов, последовательно заменить топливно-масляный радиатор и расходомер. |
| 3. Нарушилась регулировка автомата приемистости ПН-15Б. | Произвести регулировку приемистости (см. гл. VII). |

Если дефект не устраняется, последовательно заменить топливные агрегаты двигателя.

| | |
|---|---|
| **20. Приемистость сопровождается факеленнем и помпажом** | |
| 1. Повышенное давление воздуха в мембранной полости автомата приемистости. | Осмотреть жиклер стравливания воздуха из мембранной полости и при загрязнении прочистить его и промыть. |
| 2. Нарушилась регулировка автомата приемистости. | Произвести регулировку приемистости (см. гл. VII). |



| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| **21. Мало давление масла** | |
| 1. Недостаточно масла в маслобаке. | Проверить уровень масла. |
| 2. Нарушена регулировка редукционного клапана. | Произвести регулировку редукционного клапана маслоагрегата (см. гл. VII). |
| 3. Сильная утечка масла в маслосистеме. | Осмотреть трубки маслосистемы двигателя и их соединения. Заменить дефектные трубки или прокладки. |
| 4. Засорение масляного фильтра. | Осмотреть фильтр и при необходимости промыть его. |
| 5. Неисправный манометр. | Проверить тарировку манометра. |
| **22. Велико давление масла** | |
| 1. Нарушена регулировка редукционного клапана. | Произвести регулировку редукционного клапана маслоагрегата (см. гл VII). |
| **23. Большой расход масла (более 1,5 кг. час)** | |
| 1. Утечка масла из маслопроводов. | Проверить герметичность маслопроводов. |
| 2. Увеличенный выброс масла через суфлер. | Заменить центробежный суфлер. |
| 3. Зажата суфлирующая труба. | Проверить сечение и при необходимости устранить дефект (нормальное сечение — диаметр 28 мм). |
| 4. Усиленный выброс масла через разгрузочные окна на прогретом двигателе. | Вызвать представителя завода-поставщика. |
| 5. Нарушена работа лабиринта ротора компрессора (обкасливание лопаток компрессора) | Вызвать представителя завода-поставщика. |

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| **13. Обороты переключения ленты перепуска воздуха не соответствуют 3800+50 об/мин.** | |
| 1. Нарушилась регулировка центробежного датчика. | Произвести регулировку центробежного датчика (см. гл. VII). |
| 2. Разница в оборотах закрытия и открытия ленты составляет более 100 об/мин. | Заменить центробежный датчик. |
| **14. Малы максимальные обороты двигателя при пониженной температуре выхлопного газа** | |
| 1. Расстроено управление двигателем: рычаг управления находится на упоре максимальных оборотов, а рычаг ПН-28Б не доходит до упора. | Отрегулировать систему управления двигателем (см. раздел 9). |
| 2. Недостаточная подача топлива в двигатель (мало давление топлива перед насосами ПН-15Б и ПН-28Б) | а) проверить открытие пожарного крана;<br>б) осмотреть топливные фильтры При необходимости— промыть фильтры;<br>в) смотри п. п. 2б, в, г, раздела 19. |
| 3. Неисправность в работе автомата приемистости ПН-15Б. | Проверить трубку подвода воздуха к автомату приемистости на герметичность и воздушный фильтр на чистоту. |



| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| 4 Нарушилась регулировка упора максимальных оборотов. | Произвести регулировку упора максимальных оборотов (см. гл VII). |
| **15. Малы максимальные обороты при нормальной температуре выхлопного газа** | |
| Неисправность или нарушение тарировки указателя числа оборотов. | Заменить указатель числа оборотов. |
| **16. Велики максимальные обороты** | |
| 1. Неисправность или нарушение тарировки указателя числа оборотов. | Заменить указатель числа оборотов. |
| 2. Нарушилась регулировка упора максимальных оборотов. | Произвести регулировку упора максимальных оборотов (см. гл VII). |
| **17. Высокая температура выхлопного газа на максимальном режиме** | |
| Открыт перепуск воздуха из компрессора (открыты лента перепуска воздуха и кран антиобледенителя самолета) | Проверить систему управления ленты перепуска воздуха и крана отбора воздуха. |
| **18. Низкая температура выхлопного газа на максимальном режиме** | |
| 1. Замыкание одной или нескольких термопар. | Заменить комплект термопар. |
| 2. Нагреваются провода, идущие от термопар к указателю. | Проверить нет ли касания проводов о горячие части двигателя. |
| 3. Неисправность проводников термопар. Плохие контакты в соединениях | Проверить места соединения проводов у датчиков, в клеммной коробке, разъеме и указателе. |

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| **10. Запуск сопровождается помпажом и резким повышением температуры в реактивном сопле** | |
| 1. Закрыта лента перепуска | Открыть ленту перепуска (нажимая кнопку, снять барашек). |
| 2. Расстроено управление: рычаг ПН-28Б находится в положении выше площадки малого газа, в то время как рычаг управления установлен на проходной фиксатор малого газа. | Отрегулировать систему управления двигателм так, чтобы при положении рычага управления на проходном фиксаторе малого газа рычаг ПН-28Б устанавливался между отметками площадки малого газа. |
| 3. Увеличена подача топлива в двигатель в процессе запуска. | Произвести регулировку автомата запуска ПН-15Б путем увеличения жиклера стравливания воздуха, или же отворачиванием регулировочного винта пружины мебраны. |
| **11. Велики или малы обороты малого газа** | |
| 1. Расстроен управление рычаг ПН-28Б находится в положении выше или ниже площадки малого газа, в то время как рычаг управления установлен на проходной фиксатор малого газа | Отрегулировать систему управления двигателем. (См. раздел 9, пункт 1). |
| 2. Велика или недостаточна подача топлива. | Отрегулировать обороты малого газа иглой малого газа II (фиг. 5), как указано в гл. VII |



| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| **12. Лента перепуска воздуха не закрывается** | |
| 1. Отсутствие подачи сжатого воздуха к механизму управления лентой. | а) Проверить наличие сжатого воздуха в бортовой сети;<br>б) проверить работу электромагнитного воздушного крана, для чего отсоединить вилку от штепсельного разъема центробежного датчика, включить питание электросистемы двигателя и замкнуть гнезда Б и В штепсельного разъема. При замыкании кран должен срабатывать (проверку производить на слух). При несрабатывании крана проверить электропроводку и, в случае ее исправности, заменить кран;<br>в) если при проверке по пункту «б» лента закроется, заменить центробежный датчик;<br>г) в случае, если при проверке по пункту «б» лента не закроется, заменить редуктор РВ-40 |

**Примечание:** При низкой температуре окружающего воздуха перед заменой произвести прогрев и проверку работы редуктора.

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| 2. Неисправность в системе зажигания двигателя | а) снять воспламенители; проверить искрообразование включением на 10—15 сек. кнопки «Запуск в воздухе», выключив предварительно ПНР-10-3М, если имеется нагар или замасливание электродов, промыть рабочую часть свечей в чистом бензине. После промывки просушить свечи и снова проверить искрообразование; б) проверить работу блока пусковых катушек зажигания на слух, предварительно отсоединив ПНР-10-3М. в) в случае перебоев в искрообразовании после промывки свечей, проверить зарядку аккумуляторной батареи, сопротивление проводников в системе зажигания и их соединения; г) если после проведения указанных работ искрообразование происходит с перебоями, последовательно заменить воспламенители и блок пусковых катушек. |
| 3. Нет подачи основного топлива (нет давления в коллекторе малого газа) | а) проверить открытие пожарного крана основного топлива; б) проверить работу системы управления; в) удалить проливкой воздух из топливной системы. По наличию давления топлива перед насосами ПН-28-15Б убедиться в работе самолетных подкачивающих насосов; |



| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| | г) проверить работу сливного топливного клапана. В случае неисправности заменить клапан |

Примечание: В случае, если предыдущими проверками дефект не устраняется, заменить насосы ПН-28-15Б

**8. Продолжительность запуска более 2-х минут**

| | |
|---|---|
| 1. Недостаточно интенсивная раскрутка двигателя стартером. | Проверить время набора оборотов двигателя при его холодной прокрутке (время достижения двигателем 400 об/мин. должно быть не более 45 сек.) В случае слабой раскрутки двигателя произвести работы согласно главы IX, в зависимости от характера дефекта стартера. |
| 2. Недостаточная подача топлива в процессе запуска. | В случае «зависания» двигателя регулировку необходимо производить двумя способами: а) уменьшением воздушного жиклера на выходе из мембранной полости автомата запуска ПН-15Б; б) заворачиванием регулировочного винта пружины мембраны автомата запуска ПН-15Б |

**9. Двигатель не выходит на обороты малого газа**

| | |
|---|---|
| 1. Расстроено управление. Рычаг ПН-28Б находится в положении ниже площадки малого газа, тогда как рычаг управления установлен на проходной фиксатор малого газа. | Отрегулировать систему управления двигателем так, чтобы при положении рычага управления на проходном фиксаторе малого газа рычаг ПН-28Б устанавливался между отметками площадки малого газа |
| 2. Нарушена регулировка автомата запуска. | Произвести регулировку автомата запуска согласно пунктов 2 [illegible] |

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|

**6. Велики или малы рабочие обороты стартера**

| | |
|---|---|
| 1 Велики рабочие обороты (более 33500 об/мин.) | Отвернуть винт 3 центробежного регулятора (фиг. 14). Через каждые 1/16 оборота проверять регулировку запуском стартера |
| 2 Малы рабочие обороты (менее 31000 об/мин.) | Завернуть винт 3 центробежного регулятора Через каждые 1/16 оборота проверять регулировку запуском стартера |

Примечание В случае, если регулировка каким-либо указанным элементом не дала желаемых результатов, необходимо вернуть регулировочный элемент в положение, в котором он находился до регулировки

**7. Не загорается основное топливо в двигателе**

| | |
|---|---|
| 1. Нет подачи пускового топлива в двигатель. | а) проделать те же проверочные работы, что и при недостаточной подаче топлива к стартеру; |
| | б) проверить работу пускового топливного насоса ПНР-10-3М, предварительно отсоединив трубку подвода бензина к пусковому коллектору. Бензин из трубки при работающем насосе должен подаваться бесперебойной и сильной струей |

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| **4. Велико время раскрутки двигателя до 400 об/мин. (более 45 сек.)** | |
| 1. Мал расход топлива стартера на рабочих оборотах | Завернуть винт редукционного клапана 1 (фиг. 14) Через каждые 2 оборота винта проверять регулировку запуском стартера |

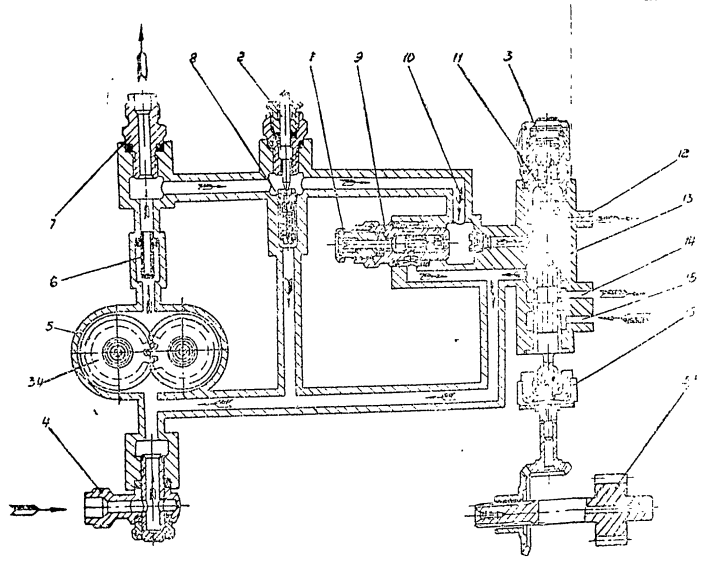
Примечание а) Завертывание винта 1 производить на целое число оборотов.

б) Если завертывание винта 1 не увеличивает расход топлива возвратить его в исходное положение и завернуть винт 2 (фиг 14) на 1/8 оборота

| | |
|---|---|
| **5. Велика температура газа в выхлопном патрубке на рабочих оборотах (более 700°С)** | |
| 1. Велик расход топлива | Отвернуть винт редукционного клапана 1 (фиг. 14). Через каждые один оборот проверять регулировку запуском стартера |
| 2. Стартер раскручивает двигатель до выхода на рабочие обороты | Слить масло из переднего корпуса двигателя. |



| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|




Фиг. 14. Топливный насос-регулятор ТНР-3Р.

1 -винт редукционного клапана. 2—винт запуска, 3—винт центробежного регулятора 4—подвод топлива в ТНР-3Р, 5 — топливный насос. 6 — сетчатый фильтр, 7- отвод топлива в коллектор, 8- клапан запуска, 9—редукционный клапан, 10— жиклер. 11 — пружина, 12 — дренаж топлива, 13—золотник, 14—отвод масла в гидромуфту, 15 — подвод масла в ТНР-3Р 16- вилка с центробежными грузиками, 34—шестерня маслонасоса

насосе должен подаваться бесперебойной и сильной струей

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| | б) если после проведения работ по пункту «а» искрообразование происходит с перебоями, последовательно заменить свечи и катушку зажигания |

Примечание. После проверки системы зажигания произвести 1—2 холодных прокрутки стартера для удаления топлива из колеры сгорания.

| | | |
|---|---|---|
| 3 | Электромотор СА-189Б не раскручивает стартер С300М до 4500—5000 об/мин | а) проверить зарядку аккумуляторной батареи, если батарея разряжена, подзарядить или заменить ее |
| | | б) проверить напряжение на клеммах электромотора при холодной прокрутке двигателя, напряжение в начале раскрутки, должно быть не ниже 10 в<br><br>Падение напряжения ниже 10 в приводит к слипанию контактов катушки зажигания. |
| | | в) проверить соединение и сопротивление всей цепи от батареи до клемм электромотора. Сопротивление должно быть не более 0,0133 ом |



| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|

**2. Велики или малы обороты отключения электромотора СА-189Б (определяется по скачку силы тока)**

| | | |
|---|---|---|
| 1 | Велики обороты отключения | Завернуть винт пружины реле ограничения оборотов электромотора «Р» релейной коробки ПТ-4М, проверяя результаты регулировки после каждого поворота винта на 2—3 оборота |
| 2 | Малы обороты отключения | а) проверить зарядку аккумуляторной батареи<br><br>б) отвернуть винт пружины реле ограничения оборотов электромотора «Р» релейной коробки ПТ-4М, проверяя результаты после каждого поворота регулировочного винта на 2—3 оборота |

**3. Замедленный выход стартера на рабочие обороты**

| | | |
|---|---|---|
| 1 | Время выхода более 28 сек (при пониженной температуре газа в выхлопном патрубке) | Завернуть винт [illegible] реле [illegible]<br><br>Через [illegible] часов проверить регулировку [illegible] стартера |

Примечание. 1. Регулировку времени выхода стартера на рабочие обороты не производить, если время выхода стартера оно равно 24—26 сек.

2. В случае повышенных рабочих оборотов [illegible] увеличение расхода топлива свыше [illegible] производить по пункту 1 раздела 5.

При постановке новых центробежный датчик квадратным отвестием должен сидеться на квадрат шестерни привода центробежного датчика свободно, без заедания.

Примечание 1. Все агрегаты, снятые с изделия должны быть законсервированы и отправлены на завод-поставщик, предварительно отметив в их формулярах о причине снятия, времени наработки и о проведении консервации.

2. Съем и постановку самолетных агрегатов производить согласно инструкции самолетного завода.

3. После замены агрегатов производится регулировка и проверка работы двигателя в соответствии главы VII.

4. Замену узлов двигателя производить в присутствии представителя завода-поставщика.



## ГЛАВА IX

## ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ И СПОСОБЫ ИХ УСТРАНЕНИЯ

Предупреждение. Перед проведением [illegible] двигателя и стартера убедиться в правильности показаний контрольно-измерительных приборов.

| Возможные причины неисправности | Способы устранения |
|---|---|
| **1. Стартер С300М не запускается** | |
| 1. Недостаточная подача топлива к форсункам | а) проверить наличие бензина в баке; |
| | б) проверить отсутствие утечек бензина из трубопроводов, при обнаружении течи подтянуть [illegible] заменить [illegible] трубки; |
| | в) проверить [illegible] фильтра [illegible] необходимо промыть фильтр; |
| | г) отсоединить подводящий топливо к двигателю и пролить самолетным [illegible] бензин. Топливо должно поступать [illegible] |
| 2. Неисправность в системе зажигания | а) снять воспламенитель, проверить [illegible] искрообразование включенным [illegible] 10–15 сек. включить [illegible] Прокрутка стартера [illegible] имеется [illegible] промывание электродов, промыть [illegible] свечи [illegible] не разобранной |

4 Отсоединить трубку отвода масла из заднего [illegible] датчика

5 Отсоединить трубку отвода масла из среднего [illegible] датчика

6 Отсоединить трубку подвода масла [illegible] фильтру двигателя.

Предупреждение Масляные коммуникации сразу после их разъединения должны закрываться заглушками

7 Расконтрив замки и отвернув 8 гаек крепления масло агрегата к нижнему приводу, снять маслоагрегат Постановку маслоагрегата производить в обратной последовательности снятию

## Замена пневмоконтактора

(фиг 9)

1 Расконтрить гайку ШР коллектора проводов и отсоединить провод от пневмоконтактора

2 Отсоединить трубку подвода воздуха к пневмоконтактор

Предупреждение Воздушные коммуникации сразу после их разъединения должны закрываться заглушками Электрические коммуникации следует надежно изолировать изоляционной лентой

3 Расконтрить замки и, отвернув гайки крепления пневмоконтактора, снять пневмоконтактор

Постановку пневмоконтактора производить в обратной последовательности снятию

## Замена центробежного датчика

(фиг. 8)

1 Отсоединить трубку подвода масла к центробежному датчику.

2 Отсоединить провод коллектора автоматики от ШР датчика.

Предупреждение Масляные коммуникации сразу после их разъединения заглушить специальными заглушками Электрические коммуникации следует надежно изолировать изоляционной лентой

3 Расконтрив замки и отвернув гайки крепления [illegible] снять центробежный датчик

Постановку датчика производить в обратной последовательности снятию

Произвести холодную прокрутку двигателя

Перед проведением холодной прокрутки двигателя произвести 2—3 предварительных запуска стартера с выходом на 8000—15000 об/мин., для прожига масла, которое могло остаться после расконсервации.

Проверить отсутствие течей в местах подсоединения топливных и масляных коммуникаций

Если при холодной прокрутке двигателя параметры работы стартера будут выходить за допустимые пределы (см гл III), устранить дефекты согласно указаниям в гл IX

## Замена топливных насосов-регуляторов ПН-28-15Б

(фиг 2)

1 Отвернуть накидные гайки

а) трубок подвода топлива к насосам ПН-15Б и ПН-28Б,

б) патрубка подвода топлива и снять переходник с патрубком

2 Снять трубку подвода топлива из ПН-15Б к дроссельному крану ПН-28Б и трубку подвода топлива от дроссельного крана ПН-28Б к распределительному клапану ПН-15Б

3 Отсоединить шланг подвода топлива от насоса ПН-15Б к основному коллектору

4 Отсоединить трубки подвода $P_2$ к автомату запуска и автомату приемистости

5 Отсоединить трубку перепуска топлива из клапана постоянного перепада в автомат приемистости.

6. Отсоединить дренажные трубки ПН-28Б и ПН-15Б

7 Отсоединить трубку подвода скоростного напора к высотно-скоростному корректору.

Предупреждение Топливные и воздушные коммуникации сразу после их разъединения должны закрываться заглушками

8 Отсоединить тягу от рычага ПН-28Б

9 Расконтрить замки и, отвернув гайки крепления насосов к коробке моторных агрегатов, снять насосы

Перед постановкой новые насосы расконсервировать, согласно главы XI и тщательно осмотреть Постановку насосов производить в обратной последовательности снятию.

Примечание Насосы ПН-28Б и ПН-15Б могут быть заменены по отдельности

## Замена масляного агрегата

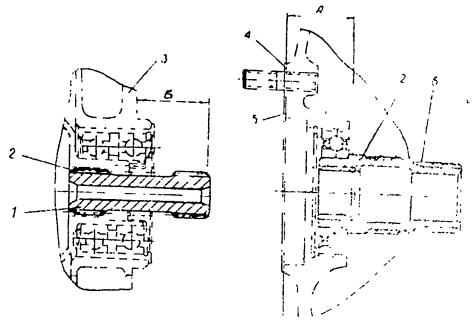
(фиг 10)

1 Отсоединить трубку отвода масла из откачивающих ступеней маслоагрегата

2 Отсоединить трубку подвода масла к нагнетающей ступени маслоагрегата из бака

3 Отсоединить трубку отвода масла в стартер.






Фиг. 13. Замена стартера

1 рессора, 2 - стопорное кольцо, 3 фланец корпуса редуктора стартера, 4 - прокладка, 5 — фланец носка переднего корпуса двигателя 6 - ведущий валик носка

— отсоединить дополнительный подвод масла из носка переднего корпуса компрессора двигателя,

— отсоединить провод к таходинамо, к термопаре выхлопного патрубка и к электромотору СА-189Б,

— отвернуть накидную гайку на патрубке слива масла в нижней части редуктора,

— отсоединить трубку подвода сжатого воздуха из двигателя.

Предупреждение: Топливные масляные и воздушные коммуникации двигателя и стартера сразу после их разъединения должны закрываться заглушками Электрические коммуникации следует надежно изолировать изоляционной лентой

3. Закрепить стартер в подъемное приспособление, отвернуть и снять гайки, замки и шайбы крепления стартера к фланцу носка переднего корпуса компрессора, снять стартер с двигателя и установить его на подставку

Примечание. 1. Сухой вес стартера равен 75±2% кг

2 Ведущую рессору следует вывести из носка двигателя и приложить к снимаемому стартеру.

4. Снятый стартер зачехлить, опломбировать и отправить на завод-поставщик. В прилагаемом формуляре должны быть записи о наработке стартера (число запусков) и о предполагаемой причине дефекта.

5. Перед постановкой нового стартера необходимо насухо протереть все посадочные места от пыли, грязи, следов масла или топлива. Тщательно осмотреть посадочные поверхности и шлицы муфты привода.

В случае, если замена стартера происходит с перерывом между снятием и постановкой, необходимо заглушить отверстие носка переднего корпуса металлической заглушкой или плотной бумагой.

6. Проверить люфт рессоры привода, т. е. осевой зазор между торцем рессоры и стопорным кольцом 2 (фиг 13)

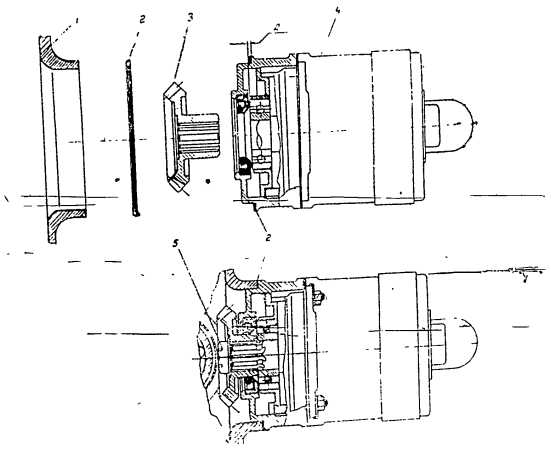
Для проверки замерить глубомером расстояния А и Б и подсчитать получившийся зазор В=А—Б. Осевой зазор В должен быть в пределах 1—5 мм.

7. Установку стартера производить в порядке, обратном снятию (см. пункты 1—3). Перед подсоединением масляных и топливных коммуникаций произвести их проливку до появления полной струи из подсоединяемых шлангов.

Перед подсоединением шлангов и труб заменить резиновые кольца в местах уплотнения.

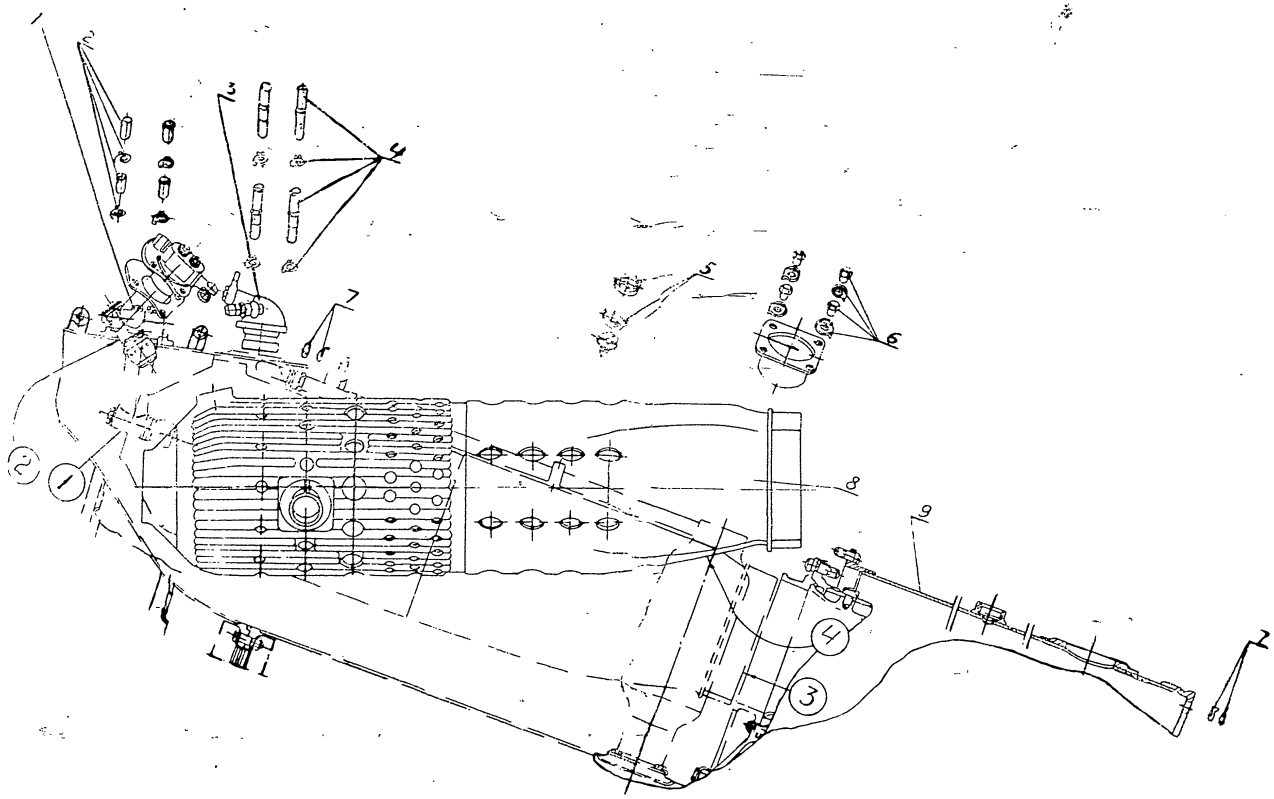
8. Оформить в формуляре операцию постановки стартера

9. Произвести расконсервацию стартера согласно гл. XI. После расконсервации произвести холодную прокрутку стартера для заполнения топливом и маслом коммуникаций стартера.




Фиг. 12. Замена электромотора СА-189Б

1 — Фланец корпуса редуктора, 2 — калибровая прокладка, 3 — ведущая шестерня электромотора, 4 — электромотор СА-189Б, 5 — гайка крепления ведущей шестерни.




Фиг 11 Замена воспламенителей, форсунок и камер сгорания

1—рабочая форсунка, 2—детали крепления форсунки, 3—воспламенитель, 4—детали крепления воспламенителя, 5—детали крепления масляных труб, 6—детали крепления патрубков разгрузочной полости 7—детали крепления кожуха камер сгорания, 8—камера сгорания, 9—кожух камер сгорания

3 Перед подсоединением топливных коммуникаций заменить уплотнительные резиновые кольца в накидных гайках.

После установки узлов тщательно проверить надежность контровки крепежных деталей.

4 Произвести 2—3 запуска двигателя и после выхода на малый газ проверить отсутствие течи топлива из-под фланцев крепления воспламенителей и в местах подсоединения трубопроводов пускового топлива.

Проработать 2—3 мин. на номинальном режиме, после чего проверить отсутствие течи топлива в местах подсоединения топливных коммуникаций к основным форсункам.

### Замена электромора СА-189Б (фиг. 12)

1. Отсоединить и изолировать токоподводящие линии.

2. Расконтрить и отвернуть 4 гайки крепления электромотора к корпусу редуктора стартера, снять агрегат

3. Отвернуть гайку 5 и снять ведущую шестерню 3 электромотора

Примечание: так как ведущая шестерня 3 поставляется комплектно с узлом редуктора стартера, то при замене электромотора ее следует переставить на вновь устанавливаемый агрегат СА-189Б.

4. На снятом электромоторе замерить глубомером расстояние «А» от опорного фланца до торца внутреннего кольца шарикоподшипника. Такой же замер повторить для нового электромотора. Подбором калибровых прокладок 2 для вновь устанавливаемого электромотора —добиться равенства указанных размеров «А».

5. После подбора прокладки установить, закрепить и законтрить ведущую шестерню, проложить подобранную прокладку и установить электромотор в гнезде корпуса редуктора. Затянуть и законтрить гайки крепления, зажать на клеммах провода электропитания.

6. Проверить правильность монтажа электромотора проведением холодной прокрутки стартера С 300М и холодной прокрутки двигателя.

### Замена стартера С 300М

При снятии неисправного и постановке нового стартера необходимо выполнить следующие работы:

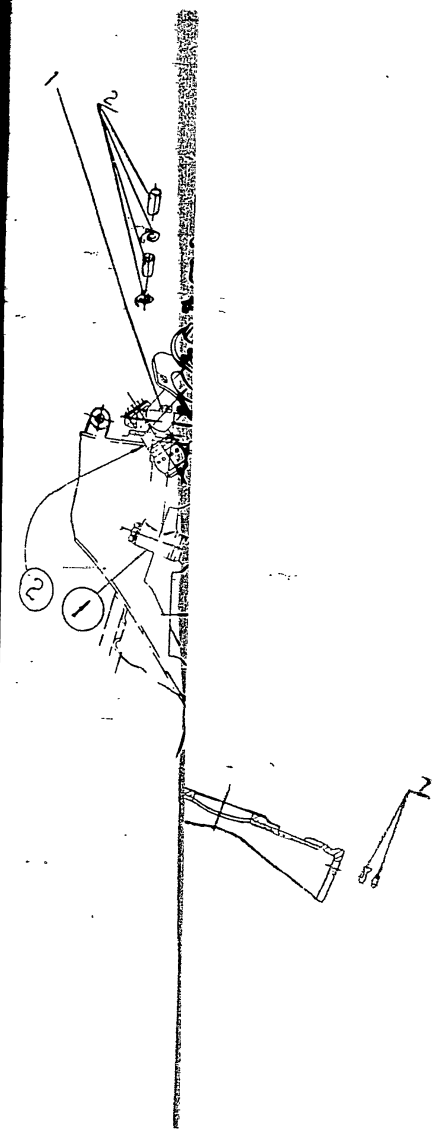
1. Снять обтекатель и заглушить сетку на входе воздуха в стартер.

2 Произвести разъединение коммуникаций стартера с коммуникациями двигателя:

— отсоединить от штуцера электромагнитного крана подвод топлива.

— отсоединить от масляного насоса подвод масла,





| | Количество |
|---|---|
| 5. Рессоры привода коробок агрегатов | 2 |
| 6. Коллектор пускового топлива | 1 |
| 7. Коллектор основного топлива с форсунками | 1 |
| 8. Воспламенитель | 1 |
| 9. Реактивное сопло с кожухом | 4 |
| 10. Насадок реактивного сопла | 1 |
| 11. Коробка нижнего привода | 1 |
| 12. Обтекатель | 1 |
| 13. Дренажный бачок | 1 |
| 14. Лента перепуска воздуха | 1 |
| 15. Узлы подвески двигателя к самолету | |
| 16. Камера сгорания | 14 |
| 17. Противопожарный коллектор | 2 |
| 18. Все наружные коммуникации масла, топлива, воздуха, приборов и электропровода, а также детали их крепления к двигателю. | |
| 19. Сливной бачок | 1 |

### Узлы стартера

| | |
|---|---|
| 1. Коллектор с форсунками и воспламенителями (комплектно) | 1 |
| 2. Выхлопной патрубок | 1 |

Ниже описан порядок выполнения операций при замене отдельных агрегатов и узлов двигателя и стартера. Замена остальных узлов и агрегатов, указанных в перечне, не требует монтажно-подгоночных операций и специальных технологических указаний.

При замене узлов, агрегатов и коммуникаций допускается применение крепежных и контровочных деталей (хомуты, гайки, болты, замки и т. д.) только по спецификации завода-поставщика.

Постановка крепежных деталей, фиксирующих заменяемые шланги и коммуникации, должна производиться точно на те же места, что и до замены.

Трубки перед постановкой должны быть продуты чистым, сжатым воздухом и тщательно промыты чистым бензином.

### Замена реактивного насадка

Для замены насадка реактивного сопла необходимо расконтрить и отвернуть 56 винтов крепления насадка к фланцу сопла. Отворачивание винтов производить в шахматном порядке.

После постановки нового насадка и затяжки винтов проверить стыковой зазор по фланцу крепления насадка. Стыковой зазор по всей окружности должен быть не более 0,05 мм, проверку производить щупом.



Примечание. Замена насадка разрешается только насадком того же диаметра, что и стоящим ранее.

### Замена воспламенителей, форсунок и камер сгорания

Воспламенители и камеры сгорания двигателя являются взаимозаменяемыми узлами и при необходимости могут быть заменены на другие однотипные узлы.

Разные форсунки, смонтированные на топливный коллектор, являются невзаимозаменяемыми, так как они по расходу топлива делятся на две группы «А» и «Б».

Неисправные форсунки следует заменять только на форсунки той же группы, присылаемые заводом-поставщиком. Постановка форсунок из других коллекторов не допускается.

Перед постановкой форсунки произвести ее наружную расконсервацию чистым авиационным бензином.

Снятие воспламенителей, форсунок и камер сгорания производить в следующем порядке (фиг. 11).

1. Отсоединить и заглушить подвод топлива к воспламенителю. Отсоединить провод высокого напряжения от свечи зажигания.

2. Расконтрить и снять детали крепления воспламенителя.

3. Вынуть воспламенитель из гнезда, обернуть его чистой пергаментной бумагой в 2—3 слоя и обвязать шпагатом или вязальной проволокой.

4. Отсоединить и заглушить шланги подвода топлива от основного канала и канала малого газа форсунок, расконтрить и снять детали крепления и вынуть форсунку из гнезда, перемещая ее из положения 1 в положение 2 и т. д. (фиг. 11).

5. Расконтрить и снять детали крепления масляных труб (3 комплекта по окружности кожуха камер сгорания), трубки замера давления в разгрузочной полости и детали крепления кожуха камер, сдвинуть кожух камер в сторону реактивного сопла.

Снятие кожуха производить с помощью двух обрезиненных тросов и подъемного устройства.

6. Снятие камеры сгорания производить последовательно, перемещая ее из положения 3 в положение 4 и т. д. (фиг. 11).

Примечание. В случае если снятию дефектной камеры мешает фюзеляж или тяга самолета, необходимо удалить часть камер, установленных выше или ниже дефектной, и, перемещая камеру вверх и вниз в освободившемся пространстве, вынуть ее из двигателя.

Установка камер сгорания, форсунок и воспламенителей производится следующим образом:

1. Перед постановкой камеры следует убедиться в отсутствии посторонних предметов и грязи в ее внутренней полости.

2. Установка форсунок, воспламенителей, камер сгорания и кожуха камер сгорания производится в порядке, обратном снятию.

## ГЛАВА VIII

## ЗАМЕНА АГРЕГАТОВ И УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ

В случае, если появившиеся в процессе эксплуатации дефекты агрегатов и узлов двигателя не поддаются устранению на месте, произвести замену агрегатов и узлов, соблюдая следующие условия:

1. Перед проведением работ закрыть ленту перепуска воздуха, перед демонтажом агрегатов топливной или масляной системы слить соответственно топливо или масло из системы.

2. Все отверстия, открываемые при демонтаже агрегатов и узлов, должны быть немедленно заглушены, во избежание попадания посторонних предметов и грязи в двигатель.

3. Снятые с двигателя агрегаты и узлы необходимо законсервировать. В случае, если снятый агрегат доставляется на завод-изготовитель не позднее двух суток с момента снятия его с двигателя, наружную консервацию агрегата разрешается не производить.

4. Перед установкой на двигатель вновь устанавливаемый агрегат расконсервировать, проверить его формуляр.

5. При монтаже категорически воспрещается повторная постановка старых замков, шайб и уплотнительных резиновых колец; завертывание (и отвертывание) гаек и винтов фланцевых соединений следует производить равномерно — сначала — диаметрально противоположных, затем по перпендикулярному диаметру и т. д. Не допускается полная, последовательная затяжка гаек и винтов.

6. При монтаже шлангов и трубок, имеющих соединения с уплотнительной шайбой, затяжку накидных гаек, указанных соединений производить на угол от 50° до 120° от первоначального контакта, полученного рукой.

7. После монтажа агрегатов или узлов топливной или масляной систем проверить герметичность соединений на работающем двигателе.



## ПЕРЕЧЕНЬ

### агрегатов и узлов, замена которых разрешается в эксплуатации

| Агрегаты двигателя. | Количество. |
|---|---|
| 1. Масляный агрегат | 1 |
| 2. Центробежный датчик | 1 |
| 3. Насос-регулятор ПН-28Б | 1 |
| 4. Насос-регулятор ПН-15Б | 1 |
| 5. Датчики приборов (ЭДМУ-3, П-10, П-100) | 3 |
| 6. Релейная коробка ПТ-4М | 1 |
| 7. Электромагнитный воздушный кран | 1 |
| 8. Пневмоконтактор | 1 |
| 9. Сливной клапан | 1 |
| 10. Пусковой насос ПНР-10-3М | 1 |
| 11. Центробежный суфлер | 1 |
| 12. Подкачивающий топливный насос ЦН-1А | 1 |
| 13. Блок пусковых вибраторов КПМ1-2 | 2 |
| 14. Воздушный редуктор РВ-40 | 1 |
| 15. Кран отбора воздуха противообледенительного устройства | 1 |
| 16. Стартер С300М | 1 |
| 17. Механизм управления лентой перепуска воздуха | 1 |
| 18. Масляный фильтр | 1 |
| 19. Датчик сигнализатора давления масла СД-24А | 1 |
| **Агрегаты стартера** | |
| 1. Электромотор СА-189Б | 1 |
| 2. Электромагнитный топливный кран | 2 |
| 3. Масляный насос | 1 |
| 4. Насос-регулятор ТНР-3Р | 1 |
| 5. Датчик счетчика оборотов ТЭ-45[1] | 1 |
| 6. Свеча СД-55АНМ | 2 |
| 7. Катушка зажигания КП-21 | 1 |
| 8. Таходинамо ТД-1 | 1 |
| 9. Термопара ТСТ-29 | 1 |
| **Узлы двигателя** | |
| 1. Коробка самолетных агрегатов | 1 |
| 2. Коробка агрегатов двигателя | 1 |
| 3. Привод коробки агрегатов двигателя | 1 |
| 4. Привод коробки самолетных агрегатов | 1 |

[1]) Разрешается съемка только с приводом

Регулировка производится только в случае, если обороты срабатывания элементов автоматики не укладываются в данные пределы.

1. Обороты включения пускового насоса и зажигания двигателя 250—30 об/мин. (регулировка винтом ЗД, обозначенным на крышке лючка ПТ-4М).

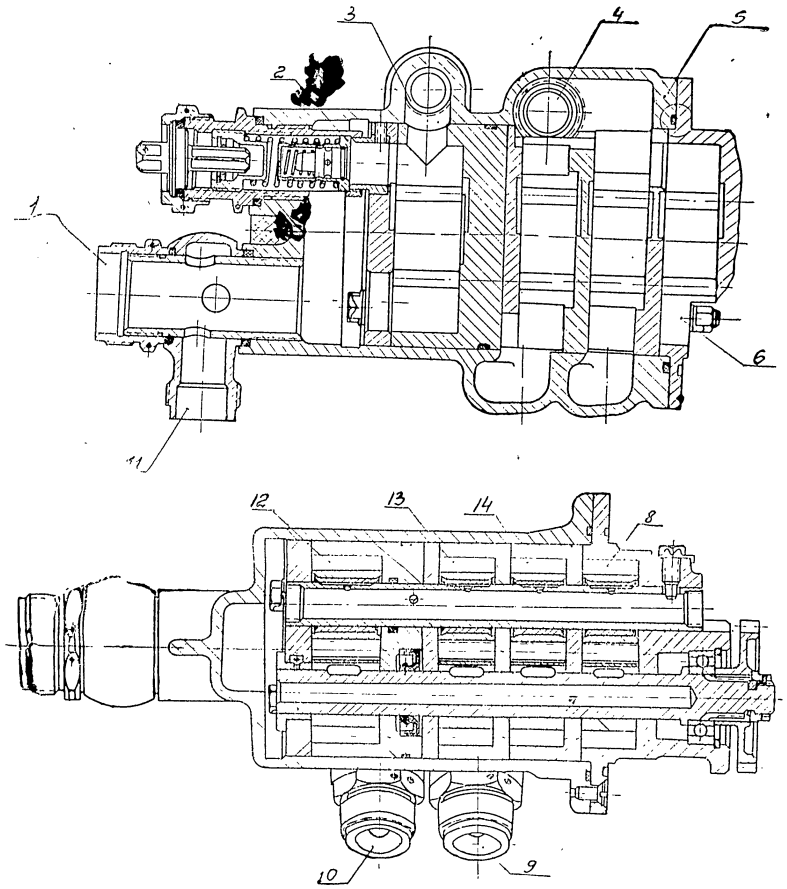
2. Обороты выключения пускового насоса и зажигания двигателя 810—70 об/мин. (регулировать винтом 11)

3. Обороты отключения электромотора СА-189Б 8000—200 об/мин по ТЭ-45 (регулировать винтом «Р»)

4. Обороты отключения стартера и выключения всей автоматики 1200—50 об/мин (регулировать винтом III).

При завертывании винтов обороты срабатывания соответствующих элементов уменьшаются и, наоборот, при отворачивании увеличиваются. Винты завертывать единовременно на 2—3 оборота с последующей проверкой оборотов срабатывания

После регулировки закрыть лючок и законтрить винты

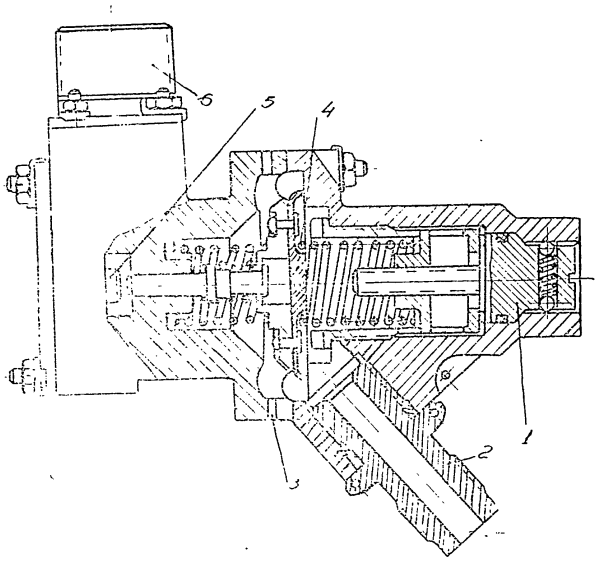



Фиг. 10. Маслоагрегат.

1 — штуцер подвода масла из бака, 2 — редукционный клапан, 3 — выход из нагнетающей ступени, 4 — отвод масла из откачивающих ступеней в бак, 5 — корпус маслоагрегата, 6 — вход масла в отсасывающую ступень нижнего привода, 8 — ступень, откачивающая масло из нижнего привода, 9 — вход масла в отсасывающую ступень средней опоры, 10 — вход масла в отсасывающую ступень задней опоры, 11 — отвод масла к маслоподсосу турбостартера, 12 — нагнетающая ступень, 13 — ступень, откачивающая масло от задней опоры, 14 — ступень, откачивающая масло от средней опоры

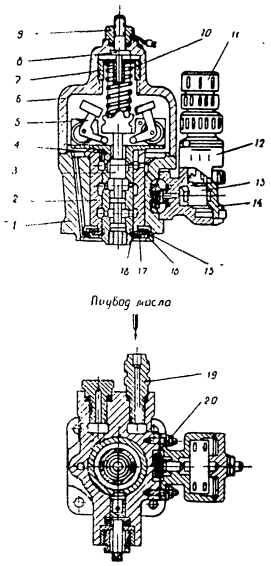


Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4



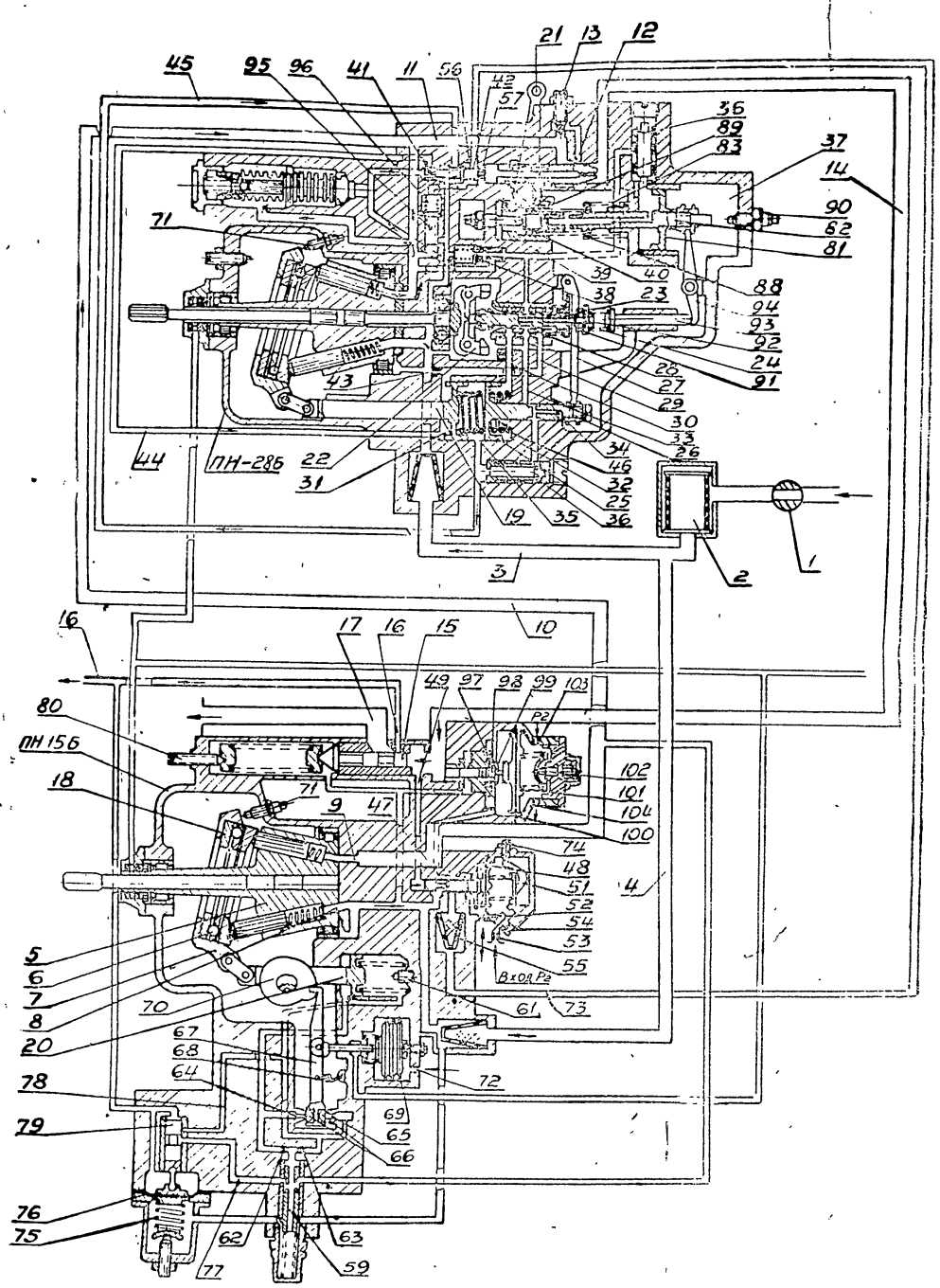

Фиг 9. Пневмоконтактор

1 винт регулировочный. 2—штуцер подвода сжатого воздуха из-за компрессора, 3—разгрузочное отверстие 4—мембрана 5—концевой выключатель 6—штепсельный разъем




Фиг 8 Центробежный датчик.

1—Корпус датчика, 2—втулка, 3—золотник, 4—валик центробежных грузиков, 5—центробежный грузик, 6—крышка корпуса датчика, 7—регулировочная гайка, 8—регулировочный винт, 9—контрольная гайка, 10—пружина, 11—штепсельный разъем, 12—корпус микровыключателя, 13—микровыключатель, 14—крышка, 15—калибровая шайба, 16—стопорное кольцо, 17—чашка, 18—разрезное кольцо, 19—штуцер подвода масла, 20—мембрана со штоком.




Фиг. 7 Схема топливной аппаратуры ПН-28Б и ПН-15Б.

1—аварийный кран, 2—фильтр тонкой очистки, 3, 4 —каналы всасывания, 5—ротор, 6—упорный подшипник плунжеров, 7—плунжер, 8—окно всасывания золотника ротора, 9—окно нагнетания золотника ротора, 10—подвод топлива от ПН-15Б к дроссельному крану ПН-28Б, 11—каналы нагнетания топлива, 12—дроссельный кран, 13—игла малого газа, 14—канал подвода топлива к «РК», 15—распределительный клапан «РК», 16—дополнительный канал форсунок (1-й контур), 17 —основной канал форсунок (2-й контур), 18—наклонная шайба — корпус подшипника 6, 19—поршень наклонной шайбы ПН-28Б, 20 — поршень наклонной шайбы ПН-15Б, 21—рычаг управления ПН-28Б, 22—центробежный датчик оборотов, 23—золотник датчика оборотов, 24—пружина золотника датчика, 25—поршень золотника обратной связи, 26—золотник обратной связи, 27—рычаг обратной связи, 28—гильза золотника датчика, 29 — канал подвода топлива в камеру 31; 30—канал подвода топлива в камеру 32, 31—камера поршня 19, 32 — камера поршня 25, 33—канал подвода в камеру 35, 34—канал выхода топлива из камеры 35, 35—межпоршневая камера, 36—дроссельный палец, 37—камера низкого давления топлива, 38—канал постоянного давления топлива ПН-28Б, 39—опорная втулка (рейка) пружины 24, 40—винт установки начала автоматической работы, 41—канал постоянного перепада, 42—пружина клапана 41, 43—жиклер перепуска топлива из камеры 31, 44—канал подвода высокого давления в камеру 31; 45—канал отвода топлива из камеры 35, 46—пружина золотника 26; 47—золотник автомата приемистости, 48—мембрана автомата приемистости, 49—канал подвода топлива к золотнику 47; 51—пружина мембраны 48; 52—канал разгрузки под мембраной камеры, 53—жиклер входа воздуха Р2, 54—жиклер стравливания воздуха из полости АП, 55—фильтр 56—камера канала 11 (постоянного перепада), 57—жиклер входа топлива в камеру 56, 59—клапан постоянного давления ПН-15Б, 61—винт ограничитель минимальной производительности, 62, 63—жиклеры постоянного сечения высокоскоростного корректора «ВСК», 64,65—жиклеры переменного сечения «ВКС», 66—клапаны жиклеров 64 и 65, 67—рычаг обратной связи «ВКС», 68—пружина рычага 67, 69—анероид высотно-скоростного корректора, 70—клапан обратной связи, 71—винт ограничения максимальной производительности насоса 72—камера перепада 69, 73—канал стравливания топлива из камеры 56 (постоянного перепада) 74—винт регулировки пружины АП-51; 75—пружина клапана минимального давления, 76—мембрана клапана минимального давления, 77, 78—канал подвода высокого давления к поршню 20, 79—золотник клапана минимального давления 80—винт регулировки пружины «РК», 81—поршень замедлителя, 82—шток поршня замедлителя [illegible] замедлителя 88—золотник замедлителя, 89—тарелка пружины 83, 90—[illegible] хода замедлителя, 91—упорный подшипник золотника датчика оборотов, 92—[illegible] датчика оборотов 93—шток пружины датчика оборотов, 94—рычаг связи замедлителя со [illegible] 95, 97—клапан предохранительный 96—пружина предохранительного клапана 97—седло клапанного клапана, 98—поршень клапанного клапана, 99—пружина клапана запуска, 100—мембрана клапана запуска 101—полость мембраны клапана запуска, 102—винт регулировочный 103—жиклер входа воздуха в камеру клапана запуска Р 104—жиклер стравливания из камеры автомата запуска

Для увеличения времени запуска надлежит винт 10 завернуть, а для его уменьшения — меньшего сечения. При [illegible] 12 (фиг. 7) предварительно отвернуть [illegible] 21 [illegible] 6). По окончании регулировки колпачок завернуть и опломбировать пломбой.

### Регулировка оборотов срабатывания центробежного датчика ленты перепуска воздуха

Обороты начала открытия ленты перепуска воздуха [illegible] изменяются винтом 8 пружины центробежного датчика (фиг. 8).

При завертывании винта обороты срабатывания датчика увеличиваются, при отвертывании — уменьшаются.

Один оборот винта изменяет обороты срабатывания датчика примерно на 550 об/мин.

### Регулировка оборотов срабатывания пневмоконтактора

Регулировка срабатывания пневмоконтактора, управляющего закрытием заслонки выхлопной трубы стартера (1850—2050 об/мин.) производится винтом 1 (фиг. 9) пневмоконтактора. Для увеличения оборотов закрытия заслонки винт 1 следует завернуть, а для уменьшения оборотов — отвернуть.

### Регулировка давления масла на входе в двигатель

Регулировка давления масла в нагнетающей магистрали (4—5 кг/см², на режимах n=4175 об/мин. и выше) производится поворотом воротка затяжки пружины редукционного клапана нагнетающего насоса (фиг. 10).

Регулировку производить в следующем порядке.

1. Раскоторить контргайку воротка регулировки затяжки пружины редукционного клапана.

2. Отвернуть контргайку на 1—1,5 оборота, удерживая ключом корпус клапана.

3. Если давление масла велико, вороток поворачивать против часовой стрелки, если давление масла мало — по часовой стрелке.

4. Завернуть контргайку, не допуская поворачивания воротка.

5. Законтрить и опломбировать контргайку и вороток.

### Регулировка релейной коробки ПТ-4М

Регулировка оборотов срабатывания элементов автоматики запуска производится при помощи добавочных регулируемых сопротивлений реостатов, включенных последовательно в цепь [illegible] специальных реле и шунтовой обмотки РМО-1



Фиг. 7. Схема топливной аппаратуры ПН-28Б и ПН-15Б.

1—аварийный кран, 2—фильтр тонкой очистки, 3, 4—каналы всасывания, 5—ротор, 6—упорный подшипник плунжеров, 7—плунжер, 8—окно всасывания золотника ротора, 9—окно нагнетания золотника ротора, 10—подвод топлива от ПН-15Б к дроссельному крану ПН-28Б, 11—канал распределительный клапан «РК», 16—дренаж, 12—дроссельный кран, 13—труба малого газа, форсунок (1-й контур), 14—канал подвода топлива к «РК», 15—распределительный клапан «РК», 16—дренаж, 17—основной канал форсунок (2-й контур), 18—наконечник форсунок, 19—поршень наклонной шайбы, 20—поршень наклонной шайбы, 21—корпус подшипника 6, 22—центробежный датчик оборотов, 23—золотник датчика оборотов, 24—рычаг управления ПН-28Б, 25—поршень золотника обратной связи, 26—золотник обратной связи, 27—пружина золотника датчика, 28—гильза золотника датчика, 29—канал подвода топлива в камеру 35, 30—канал подвода топлива в камеру 31, 31—камера поршня 25, 32—канал обратной связи, 33—канал пакет, 37—камера выхода топлива в камеры 35, 35—межпоршневая камера, 36—дроссельный штуцер (рейка) пружины 34—канал выхода топлива, 38—клапан постоянного давления топлива ПН-28Б, 39—пружина клапана постоянного давления топлива, 40—форсунки начала автоматической работы, 41—клапан постоянного перепада, 42—пружина клапана 31, 24; 70—винт установки перепуска топлива из камеры 31, 41—канал подвода высокого давления в камеру 31; на 41, 43—жиклер перепуска топлива из камеры 35; 46—пружина золотника 26, 47—золотник автомата приемистости, 45—канал отвода топлива из камеры 35, 49—канал подвода топлива к золотнику 47, 51—пружина страгивания 48—мембрана автомата приемистости, 53—жиклер входа воздуха P2, 54—жиклер входа 52—канал разгрузки мембранной камеры, 55—фильтр, 56—камера клапана, 41 (постоянного перепада), 57—жиклер входа воздуха из полости АП, 58—клапан постоянного давления ПН-15Б, 61—винт ограничитель минимальной производительности, 61,65—жиклер топлива в камеру 56, 63—жиклеры постоянного сечения высотно-скоростного корректора «ВСК», 68—пружина, 62, 63—винты высотно-скоростного корректора, 70—пружина обратной связи, 71—винт ограничения максимальной производительности насоса, 72—камера анероида 69; 73—канал страгивания, 74—винт регулировки пружины АП-51; 75—пружина клапана, 76—мембрана клапана минимального давления, 77, 78—каналы подвода высокого давления, 81—клапан минимального давления, 80—винт регулировки пружины «РК», 84—пружина золотника, 83—пружина штока замедлителя, 88—пружина золотника, 89—пружина к поршню 20; 79—золотник клапана минимального давления, 85—поршень замедлителя, 86—шток замедлителя, 91—упорный подшипник замедлителя, 82—шток, 90—винт ограничитель хода замедлителя, 93—пружина поршень замедлителя, 83—тарелка пружины 86, 90—винт ограничитель хода замедлителя, 91—упорный подшипник замедлителя, 83—тарелка пружины 86, 90—винт ограничитель хода замедлителя, 91—упорный подшипник золотника датчика оборотов, 92—опорная игла золотника датчика оборотов, 93—шток пружины датчика оборотов, 94—рычаг связи замедлителя со штоком 93; 95—клапан предохранительный, 96—пружина предохранительного клапана, 97—седло золотникового клапана, 98—поршень золотникового клапана, 99—пружина клапана запуска, 100—мембрана клапана запуска, 101—пружина мембраны клапана запуска, 102—винт регулировочный, 103—жиклер входа воздуха в камеру автомата запуска P2, 104—жиклер страгивания на камеры автомата запуска

### Регулировка оборотов малого газа

Обороты малого газа (1750+50 об/мин.) регулируются иглой малого газа 11 (фиг 5) топливного насоса-регулятора ПН-28Б.

Перед проверкой и регулировкой оборотов малого газа двигатель прогреть в течение 3 мин. на режимах от малого газа до 4500 об/мин. при закрытых люках мотоустановки.

Регулировку производить в следующем порядке:

1. Раконтрить колпачок (снять проволоку) и снять его с штуцера винта.

2. Если число оборотов малого газа мало, повернуть иглу малого газа против часовой стрелки (вывернуть), если число оборотов малого газа велико—по часовой стрелке (ввернуть).

Допускается вывертывание иглы малого газа на 2,5 оборота, а завертывание — на 1 оборот от положения, установленного на заводе-изготовителе агрегата.

Один щелчок винта малого газа изменяет обороты двигателя примерно на 50 об/мин.

Предупреждение. При регулировке следует иметь в виду, что при снятии колпачка со штуцера иглы малого газа возникает течь топлива по резьбе винта.

3. Навернуть на штуцер винта малого газа колпачок и законтрить его проволокой.

### Регулировка приемистости двигателя

Двигатель выпускается заводом с полностью отрегулированным автоматом приемистости насоса ПН-15Б и, в случае надобности, дополнительная регулировка автомата приемистости в эксплуатации допускается только в пределах, указанных ниже.

Время приемистости на земле от n=1750+50 об/мин. до 1700+50 об/мин. должно быть не более 17 секунд, причем время приемистости от n=1750 об/мин до n=3000 об/мин. не менее 7 секунд и при удовлетворительной приемистости двигателя при проверке запаса по приемистости с n=1650+50 об/мин. до n=1700+50 об/мин.

Примечание. При проведении проверки запаса по приемистости с n=1650+50 об/мин. время приемистости не регламентируется, двигатель должен работать без помпажа, фаления в выбросе температуры выходящих газов выше допустимой величины.



Элементами регулировки автомата приемистости являются (см. фиг. 6) винт 21 затяжки пружины распределительного клапана, винт 10 затяжки пружины мембраны и сменный жиклер 19 стравливания воздуха.

Для сокращения времени разгона винты 21 и 10 следует вывертывать, а для устранения выброса пламени при разгоне — завертывать.

Примечание. Допускается поворот винта 21 на ±3/4 оборота, а винт 10 допускается завертывать на 1 оборот, отвертывать — неограниченно.

В диапазоне оборотов от n=3500 об/мин. до максимальных наиболее эффективной регулировкой является регулировка жиклером 19. Для сокращения времени разгона следует заменить жиклер 19 жиклером с меньшим проходным сечением, а для устранения помпажа — жиклером с большим проходным сечением.

Примечание. Допускается подбор жиклера 19 в пределах 2,9—3,7 мм.

При переводе рычага управления за 1—2 секунды от положения, соответствующего оборотам двигателя 3500 об/мин до упора «Полный газ», время приемистости регулируется дроссельным пакетом 15 гидрозамедлителя (фиг. 5).

Для увеличения времени разгона дроссельный пакет надлежит заменить меньшим по производительности, а для уменьшения времени разгона — большим.

Примечание. Все регулировки указанных выше регулировочных элементов, производимые на заводе, поставляющем двигатель, а также при эксплуатации двигателя должны обязательно отмечаться в формуляре агрегата и учитываться при следующих регулировках.

### Регулировка синхронности управления двигателями

Регулировка синхронности работы (двух или более) двигателей, при едином управлении на самолете, осуществляется изменением эффективной длины плеча рычага 9 дроссельного крана топливных насосов-регуляторов ПН-28Б (фиг. 5).

Для возможности осуществления этого, рычаг имеет ступицу с наружными зубцами, центр которой смещен на 3,5 мм. относительно отверстия для посадки на валик.

Перестановка рычага на 1 зуб ступицы изменяет его угловое расположение на 13°51′; перестановка ступицы рычага по валику на 1 шлиц — на 13°20′.

Одновременно указанная перестановка по шлицам изменяет плечо рычага в пределах, в которых производится смещение оси ступицы.

### Регулировка автомата запуска

Регулировка автомата запуска осуществляется винтом 102 (см. фиг. 7) и подбором жиклера 25 стравливания (фиг. 6).

При обнаружении дефекта — устранить согласно указаний в главе IX настоящей инструкции

Если после проведения вышеуказанных мероприятий обороты не изменились произвести регулировку максимальных оборотов двигателя

Предупреждение. Регулировка максимальных оборотов должна производиться при наличии подставного счетчика оборотов, имеющего в диапазоне 4000—6000 об/мин, точность замера ±15 об/мин При отсутствии подставного счетчика оборотов допускается проведение регулировки по электротахометру ТЭ-5-2 на обороты не более 4725 об/мин с учетом фактической поправки на прибор

Регулировка максимального числа оборотов производится винтом гидрозамедлителя 5 насоса ПН-28Б (фиг 5).

При отвертывании этого винта максимальное число оборотов увеличивается, а при завертывании — уменьшается

В случае отвертывания винта гидрозамедлителя 5 надлежит на ту же величину вывернуть винт 12 (фиг 5) упора рычага управления

Один оборот винта гидрозамедлителя 5 изменяет обороты двигателя примерно на 100—80 об/мин

После регулировки этими винтами надлежит затянуть их контргайкой, а на винт гидрозамедлителя 5 навернуть ещё колпачок и законтрить вязальной проволокой.

Все регулировочные элементы опломбировать

Примечание 1 Окончательную проверку максимальных оборотов следует делать с выдержкой двигателя на этом режиме в течение 1—2 минут и следить, чтобы рычаг 9 (фиг 5) был всегда на упоре 12

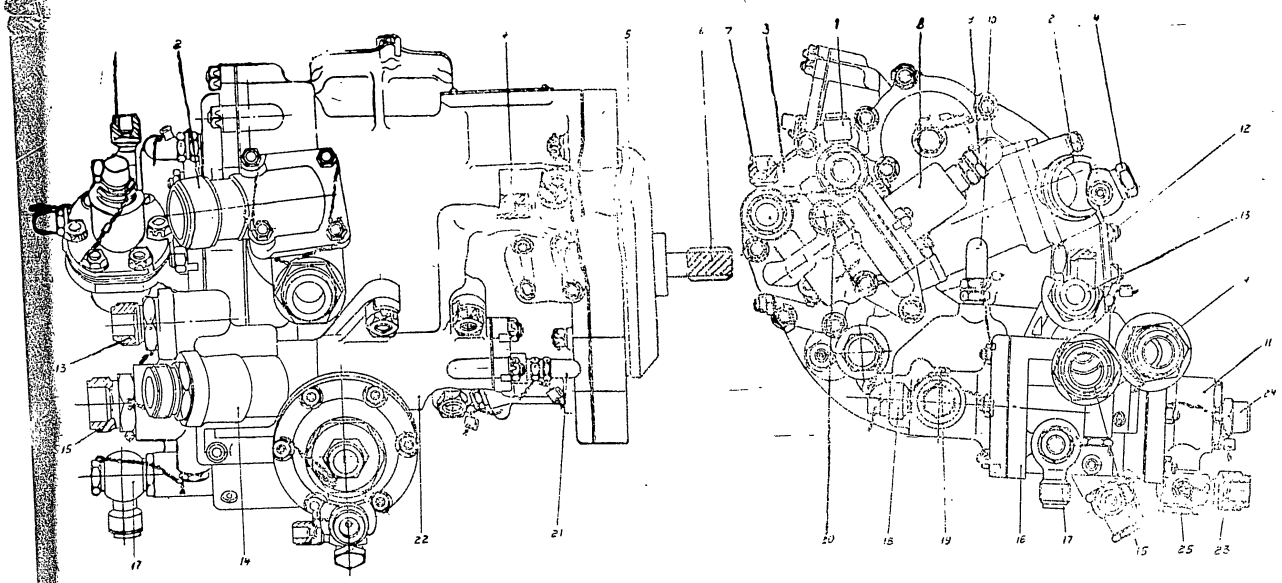
Допускается регулировка винтом гидрозамедлителя 5 (фиг. 5) в диапазоне ±2 оборота.

Примечание 2 После замены топливных насосов ПН-28Б максимальные обороты двигателя на земле должны быть равными 4700—4750, если температура окружающей среды ниже минус 15°С, ввиду наличия ограничения максимальных оборотов двигателя Максимальные обороты двигателя гарантируются регулировкой насоса ПН-28Б на заводе-изготовителе топливных насосов

После замены топливных насосов ПН-28Б при первом полете проверить максимальные обороты на высоте не менее 3-х тысяч метров При этом максимальные обороты должны находиться в пределах 4700±50 об/мин. При проверке не допускать увеличения оборотов двигателя выше 4750 об/мин. В случае достижения 4750 об/мин. следует на земле завернуть винт гидрозамедлителя на 1/2 оборота и в следующем полете снова произвести проверку.

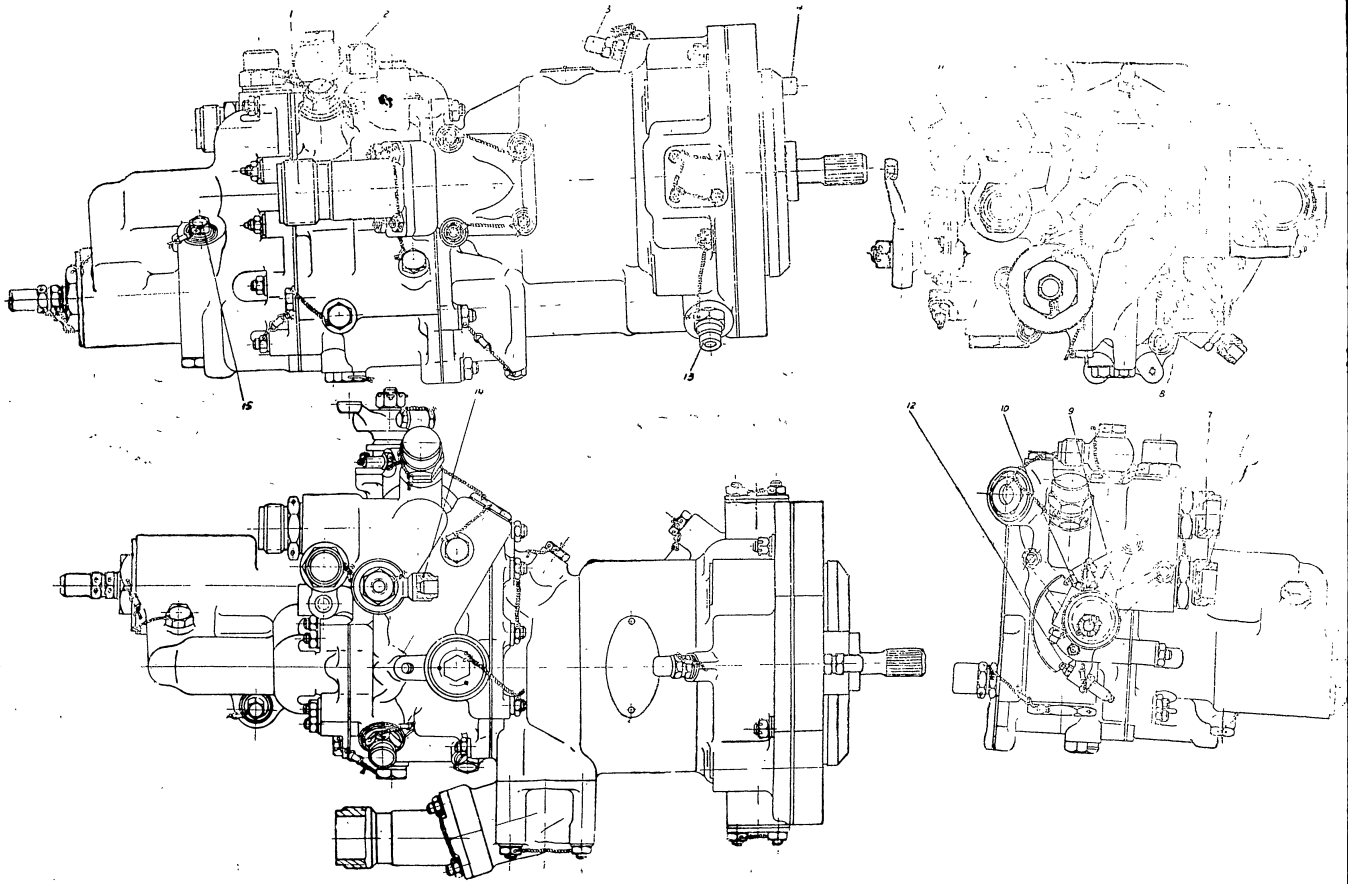
Проверка регулировки согласно данному примечанию, подлежит уточнению в процессе эксплуатации.

Проверить отрегулированные максимальные обороты двигателя, для чего произвести 2 установки рычага управления на упор максимальных оборотов. Первую установку производить медленным перемещением рычага, вторую — перемещая рычаг так же, как и при пробе приемистости.




Фиг. 6. Топливный насос-регулятор ПН-15Б

1 — ниппель подвода воздуха из входа в двигатель, 2 — штуцр подвода топлива, 3 — высотный корректор производительности насоса, 4 — дренажный ниппель, 5 — фланец крепления насоса, 6 — хвостовик привода насоса, 7 — дренажный ниппель высотного корректора, 8 — клапан минимального давления, 9 — винт регулировки пружины клапан минимального давления, 10 — винт регулировки пружины автомата приемистости, 11 — автомат запуска, 12 — штуцер отвода топлива к агрегату ПН-28Б, 13 — штуцер отвода топлива на коллектор малого газа форсунок, 14 — штуцер отвода топлива на основной коллектор форсунок, 15 — штуцер подвода топлива от ПН-28Б, 16 — автомат приемистости, 17 — ниппель отвода управляющего давления на ПН-28Б, 18 — ниппель подвода сжатого воздуха из компрессора двигателя к автомату приемистости, 19 — сменный жиклер стравливания воздуха из автомата приемистости, 20 — винт регулировки начального положения анероидов высотного корректора производительности насоса, 21 — винт регулировки затяжки пружины распределительного клапана, 22 — распределительный клапан, 23 — ниппель подвода воздуха из компрессора двигателя к автомату запуска, 24 — колпачок винта регулировки запуска, 25 — жиклер стравливания воздуха из мембранной камеры автомата запуска.




Фиг 5. Топливный насос-регулятор ПН-28Б.

1—штуцер подвода топлива, 2—редукционный клапан, 3—винт регулировки максимальной подачи топлива, 4—винт регулировки минимальной подачи топлива, 5—упор гидравлического замедлителя, 6—штуцер подвода топлива от насоса ПН-15Б, 7—штуцер отвода топлива к распределительному [illegible], 12—упор насоса ПН-15Б, 8—дроссельный пакет регулятора, 9—рычаг управления дроссельным краном, 10—упор «СТОП» 11 [illegible] максимальных оборотов, 13—дренажный штуцер 14—ниппель подвода управляющего давления от автомата приемистости насоса ПН-15Б, 17 [illegible] сельный пакет гидрозамедлителя.

## ГЛАВА VII

## РЕГУЛИРОВКА АГРЕГАТОВ

В процессе эксплуатации двигателя разрешается производить следующие регулировки:

1. Регулировку максимальных оборотов.
2. Регулировку оборотов малого газа.
3. Регулировку оборотов срабатывания центробежного датчика.
4. Регулировку оборотов срабатывания пневмоконтактора
5. Регулировку приемистости.
6. Регулировку синхронности управления двигателями
7. Регулировку давления масла на входе в двигатель
8. Регулировку автоматического запуска.

На двигателе, приходящем с завода-поставщика, все регулировочные элементы агрегатов должны быть законтрены и опломбированы.

После каждой регулировки двигателя на самолете регулируемые элементы также должны контриться и пломбироваться

Перечень мест регулировки, подлежащих контровке и пломбированию, помещен в приложении 1.

### Регулировка максимальных оборотов

Перед каждым полетом проверять максимальные обороты двигателя на земле, которые должны быть в пределах 4700±50 об/мин

Перед проверкой максимальных оборотов прогреть двигатель в течение 2 мин. на режимах от малого газа до 1175 об/мин., при закрытых люках мотоустановки.

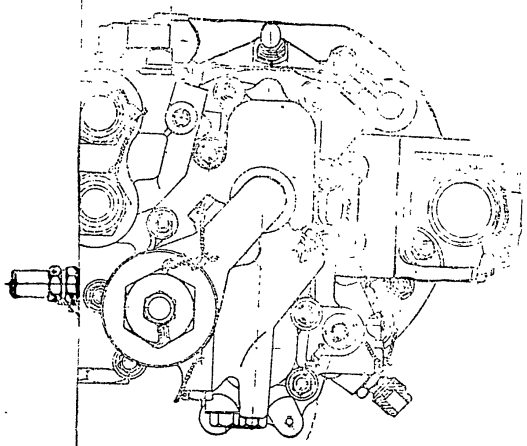
После прогрева плавно, за время не менее 1 мин., вывести двигатель на максимальные обороты.

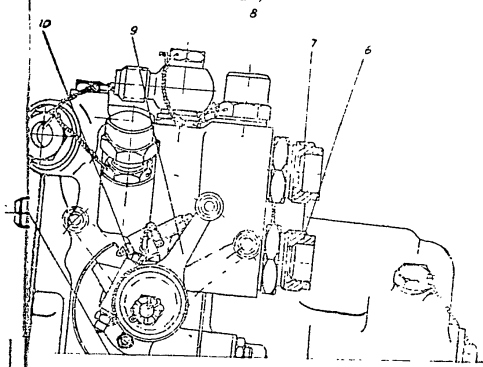
Примечание. При проверке выдержать двигатель на максимальных оборотах 8—10 сек.

Если максимальные обороты отклоняются от указанной величины, необходимо:

- протарировать или заменить тахометр, замеряющий обороты двигателя (если прибор непосредственно перед работой не проверялся),
- проверить плотность прилегания рычага управления ПН-28Б к упору «Полный газ»,
- в случае, если обороты меньше 4650 об/мин. (ниже нижнего предела максимальных оборотов), проверить отсутствие перепуска топлива автоматом приемистости ПН-15Б путем постановки такого жиклера стравливания воздуха.





затем смочить фильтры маслом МК-8 ГОСТ 6457-53 или трансформаторным ГОСТ 982-53 любой марки (с присадкой ВТИ-1 и без присадки). Промывку желательно вести, подавая смесь воздуха с бензином через пульверизатор.

Перед продувкой магистрали стравить часть воздуха из баллона.

Примечание: выполнение операции по пункту 4 разрешается производить раньше пятидесятичасовой наработки двигателя в случае если время приемистости самопроизвольно увеличится выше 17 сек.

5. Прочистить и промыть бензином жиклер стравливания воздуха из автомата приемистости и автомата запуска насоса-регулятора ПН-15Б.

6. Наружным осмотром стартера С300М убедиться в отсутствии подтекания в топливных и масляных коммуникациях, в отсутствии механических повреждений узлов и деталей, в надежности контровки агрегатов, узлов и коммуникаций. При подтекании допускается замена прокладок и уплотнительных колец на новые из одиночного комплекта.

7. Снять и промыть топливный фильтр стратера в ТНР-3Р чистым бензином, после чего обдуть сжатым воздухом под давлением не более 3 кг/см².

8. Выполнить регламентные работы по агрегатам, предусмотренные заводами-поставщиками.

Примечание: При осмотре фильтров ПН-28Б и ПН-15Б принять меры к тому, чтобы керосин не выливался из трубопроводов, для чего пользоваться специальным приспособлением С-170-55, прикладываемым к бортинструменту из расчета 1 приспособление на 2 двигателя (прикладывается к четному двигателю). Перед осмотром фильтров ПН-28Б и ПН-15Б стравить давление топлива из патрубка подвода спец. приспособлением С-170-54.

## После 100±5 часов работы

1. Выполнить все 50-часовые регламентные работы.
2. Произвести замену масла.
3. Контроль за состоянием резиновых шлангов топливных коммуникаций производить согласно информационного бюллетеня завода «Каучук» № К/З-И от 30 января 1956 г., по которому «разрешается использование рукавов, имеющих трещины на всю глубину наружного слоя в течение гарантированного срока службы рукавов».
4. Выполнить регламентные работы по агрегатам, предусмотренные заводами-поставщиками.
5. Осмотреть лопатки турбины 2-й ступени и лопатки соплового аппарата 2-й ступени.
6. Осмотреть лопатки 1-ой ступени компрессора.
7. Тщательно осмотреть трубки подвода топлива к воспламенителям пускового коллектора на отсутствие трещин и их поломок.



8. Промыть и продуть трубку подвода воздуха к пневмоконтактору.
9. Осмотреть и промыть фильтр пусковой топливной системы.
10. Осмотреть лопатки турбины стартера.
11. Осмотреть фильтры турбостартера, стоящие на подводе масла в гидромуфту и на смазку стартера. При необходимости — промыть чистым бензином.
12. Осмотреть коллектор СА-189Б. При осмотре обратить внимание на отсутствие выплавления коллектора и отсутствие замасливания электрической части.

## После 150±5 часов работы

1. Выполнить все 50-часовые регламентные работы.
2. Выполнить регламентные работы по агрегатам, предусмотренные заводами-поставщиками.
3. Выполнить пункты 3, 5, 6, 10 раздела «Регламентные работы после 100 часов работы».

## После 200 часов работы

1. Произвести внутреннюю консервацию изделия по инструкции.
2. Снять двигатель с самолета, произвести его наружную консервацию и отправить на переборку.

Примечание: 1. В процессе проведения регламентных работ разрешается производить подрегулировку стартера в соответствии с указаниями в гл. IX настоящей инструкции.

2. При подсчете расхода ресурса двигателя следует учитывать его работу как в полете, так и на земле (включая и руление), учитывая в счет ресурса 20% от времени фактической работы двигателя на земле

б) насухо обдуть фильтр сжатым воздухом под давлением не более 3 кг/см². Перед обдувкой стравить часть сжатого воздуха из баллона для удаления грязи и влаги из баллона и коммуникаций.

в) тщательно промыть чистым бензином полость масляного фильтра

**После каждых 25±5 часов работы**

1. Выполнить регламентные работы «После первого контрольного полета самолета с вновь установленным двигателем» за исключением пункта 3.

2. Убедиться в отсутствии люфтов в системе управления двигателем и смазать соединения тяг.

3. Проверить затяжку соединений трубопроводов распределительного клапана и автомата приемистости топливного насоса-регулятора ПН-15Б.

4. Осмотреть фильтры насосов ПН-28-15Б (см. примечание в конце раздела регламентных работ «после 50±5 часов работы»).

5 Осмотреть центральный фильтр насоса ПН-28Б

**После 50±5 часов работы.**

1. Выполнить 25-часовые регламентные работы.

2. Снять и произвести глубокую очистку масляного фильтра следующим образом:

а) промыть фильтр чистым бензином;

б) отвернуть гайку крепления фильтрующих элементов и снять элементы с каркаса;

в) заглушить внутренние отверстия фильтрующих элементов резиновыми пробками;

г) очистить фильтрующие элементы с обеих сторон жесткой волосяной щеткой, смоченной в чистом бензине;

д) обдуть элементы сжатым воздухом под давлением не более 3 кг/см². (перед обдувкой стравить часть сжатого воздуха из баллона);

е) каркас, крышку и остальные детали фильтра промыть чистым бензином и обдуть сжатым воздухом.

Примечание. при малом засорении масляного фильтра допускается его промывка без разборки, согласно указаниям в разделе «После первого контрольного полета самолета с вновь установленным двигателем»

3. Проверить управление топливным насосом-регулятором ПН-28Б. Проверить, нет ли признаков истирания и ослабления тяг, тросов и убедиться в достаточном натяжении тросов.

4. Промыть бензином и продуть воздухом магистраль подвода воздуха к автоматам приемистости и запуска топливного насоса-регулятора ПН-15Б (трубки подвода воздуха и фильтры), осмотреть фильтры на отсутствие повреждения.

8. Систематически производить замер расхода масла за полет. Допустимый расход масла 1,5 кг/час. Если масло не расходуется за полет или уровень масла в баке после полета выше, чем перед полетом, то необходимо проверить целостность топливно-масляного радиатора. При расходе масла более 1,5 кг/час, определить и устранить причину дефекта.

## 2. Регламентные работы

Регламентные работы разрешается производить только инструментом бортовой сумки, прикладываемой к двигателю, с последующей отметкой в формуляре двигателя.

При появлении дефектов, могущих привести к аварии двигателя (стружка в маслофильтре, появление трещин на силовых узлах и деталях и т. д.), вопрос о допуске двигателя к дальнейшей эксплуатации должен быть согласован с представителем завода-поставщика.

### После первого запуска

После первого запуска вновь установленного двигателя и проверки его работы на всех режимах необходимо снять и осмотреть масляный фильтр на входе в двигатель (фиг. 4).

Для снятия фильтра необходимо отвернуть семь гаек крепления крышки к корпусу масляного фильтра. При обнаружении на фильтре или в полости фильтра металлических частиц, песка или стружки, вопрос о допуске двигателя к дальнейшей эксплуатации разрешается представителем завода-поставщика.

Примечание 1. При обнаружении на фильтре (или в полости фильтра) металлической пыли или блесток необходимо промыть фильтр и после опробования двигателя вторично осмотреть. Если фильтр окажется чистым, двигатель допускается к дальнейшей эксплуатации.

2. На двигателях, где наблюдается протекание масла из бака в отстойник переднего корпуса, заменить корпус масляного фильтра.

### После первого контрольного полета с вновь установленным двигателем

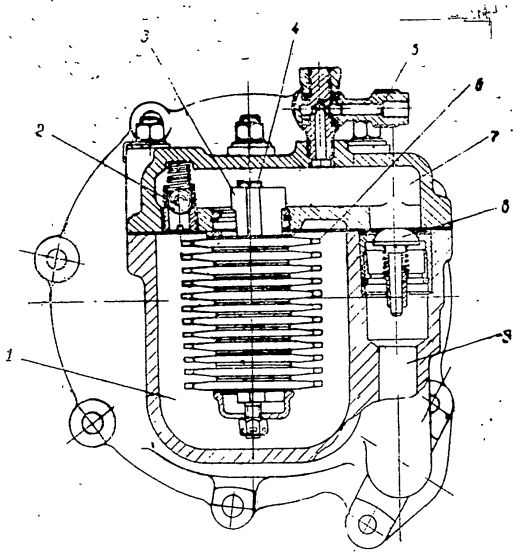
1. Произвести работы, указанные в разделе «Послеполетный осмотр» настоящей главы.

2. Снять, осмотреть и, при необходимости, промыть (по инструкции самолетного завода) топливный фильтр на входе в двигатель.

3. Снять, осмотреть и, при необходимости, произвести поверхностную промывку масляного фильтра следующим образом:

а) не снимая фильтрующие элементы с крышки, прополоскать их в ванне с чистым бензином, предварительно закрыв отверстие выхода масла резиновой заглушкой;






Фиг. 4. Масляный фильтр.

1 — корпус фильтра. 2 — предохранительный клапан. 3 — каркас. 4 — стяжной болт. 5 — штуцер замера давления. 6 — секция фильтра. 7 — крышка фильтра. 8 — обратный клапан. 9 — магистраль выхода масла из фильтра.

7. На работающем двигателе не допускать повышения давления топлива перед форсунками выше 80 кг/см², предупреждая увеличение давления снижением оборотов двигателя или уменьшением скорости полета.

8. При температуре окружающей среды ниже — 15°С максимальные обороты двигателя на земле и в полете до высоты 2000 м. ограничиваются максимальной производительностью топливных насосов, что обеспечивается упором наклонной шайбы насосов, при этом обороты, при секторе газа на упоре максимальных оборотов, могут быть 4700—4900 об/мин.

9. Перед остановкой двигатель необходимо выдержать для охлаждения на режиме 2500—3500 об/мин. в течение 1—2 мин., во избежание коробления горячих деталей.

**Поддержание двигателя в постоянной готовности к полету**

1. Проверять плотно ли закрыты заглушками воздухозаборник и реактивное сопло двигателя, во избежание попадания в них снега.

2. Тщательно наблюдать за резиновыми деталями топливных и масляных магистралей, так как из-за ухудшения эластичности резины возможны течи через уплотнения.

3. Тщательно предохранять топливо и масло от попадания в них воды, во избежание образования льда.

4. В случае, если при температуре окружающего воздуха ниже минус 40°С самолету предстоит стоянка, обязательно слить масло из двигателя сразу же после его остановки.

5. Содержать бортовой аккумулятор согласно инструкции по эксплуатации авиационных аккумуляторов.



ГЛАВА VI

## УХОД ЗА ДВИГАТЕЛЕМ

### 1. Послеполетный осмотр двигателя

После полной остановки двигателя необходимо открыть самолетные люки и, закрыв ленту перепуска воздуха, произвести следующие работы:

1. Осмотреть узлы крепления двигателя к самолету, убедиться в отсутствии механических повреждений и в надежности контровки узлов.

2. Осмотреть входной канал двигателя, лопатки направляющего аппарата и колеса первой ступени компрессора. Механические повреждения, грязь, а также лед и иней не допускаются.

3. Осмотреть реактивное сопло двигателя, лопатки колеса и соплового аппарата второй ступени турбины на отсутствие механических повреждений.

Предупреждение: при обнаружении механических повреждений на лопатках компрессора или турбины, допуск двигателя в дальнейшей эксплуатации разрешается только после согласования с представителем завода-поставщика.

4. Проверить крепление и контровку всех агрегатов и коммуникаций, надежность крепления и изоляции электропроводов.

5. Убедиться в отсутствии течей топлива, масла и травления воздуха в воздушных магистралях высокого давления. Обнаруженные течи устранить, после чего запустить двигатель и убедиться в герметичности соединений.

6. Проверить и, при необходимости, долить до необходимого уровня топливо и масло в баки.

После окончания указанных выше работ, непосредственно перед закрытием самолетных люков, открыть ленту перепуска воздуха (нажимая на кнопку, снять барашек).

7. Убедиться в нормальной зарядке бортовой аккумуляторной батареи.

Предупреждение: в случае, если топливная система самолета по каким-либо причинам опорожняется, необходимо не позже, чем через 3 часа после слива топлива, произвести консервацию топливной системы двигателя.

При нормальной остановке двигателя в полете необходимо:

[illegible]

[illegible] двигателя в полете необходимо

[illegible] в полете [illegible]

[illegible] тяски).

[illegible] выдление температуры [illegible]

[illegible] тимого предела.

[illegible] давления масла на входе в двигатель

[illegible] остановить [illegible]

[illegible] выключить систему [illegible]

[illegible] как в этом случае [illegible] готововала бы [illegible]

В случае самопроизвольной остановки двигателя в полете

[illegible] управления в положение [illegible] двигателя от авторотации [illegible]

[illegible] горелком.

## ГЛАВА V.

## ОСОБЕННОСТИ ЗИМНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ

1. Эксплуатация двигателя в условиях повышенной влажности воздуха (снег, дождь) и температуры, близкой к 0°С, примерно в диапазоне от плюс 5°С до минус 5°С, а также при всех других возможных случаях начала обледенения разрешается только с включенным противообледенительным устройством.

Примечание. Запрещается включение отбора воздуха на противообледенитель самолета на максимальном режиме.

2. Запрещается запускать двигатель при наличии льда на элементах его входного устройства. Лед удалить аэродромными подогревательными средствами.

3. Перед запуском двигателя при наружной температуре ниже минус 10°С необходимо прогреть горячим воздухом, температурой 60—80°С, стартер (подавая воздух через выхлопную трубу стартера), маслобак и коммуникации системы смазки.

4. Перед запуском двигателя при наружной температуре ниже минус 10°С необходимо прогреть стартер проведением 1—2 предварительных запусков с выходом на 8000—15000 об/мин. (в зависимости от заброса температуры газа в выхлопном патрубке). При температуре окружающего воздуха ниже —25°С перед запуском разрешается подогревать стартер горячим воздухом от подогревательной печи аэродромного типа через нижний люк в течение 10—20 минут. Температура воздуха на входе в стартер по показанию термометра ТСТ-29 должна быть не более 80°С.

Предупреждение: после подогрева необходимо тщательно проверить туннель двигателя на отсутствие посторонних предметов.

Для контроля за качеством подогрева после прогрева производить один предварительный запуск (*прожиг*) стартера с выходом на 8000—15000 об/мин.

5. В процессе запуска двигателя убедиться в отсутствии обледенения топливного фильтра (определяется по падению давления топлива перед топливными насосами ПН-28Б и ПН-15Б).

6. При запуске холодного двигателя не допускать повышения давления масла выше 6 кг/см².

## 2. Горизонтальный полет

1. Горизонтальный полет разрешается производить на любом режиме работы двигателя.

Предупреждение: не рекомендуется работа на режимах 3720—3850 об/мин., ввиду возможного появления колебания оборотов от периодического срабатывания ленты перепуска воздуха.

2. На режимах - номинальном, 0,8 номинального и промежуточных допускается полет в течение неограниченного времени; на максимальном режиме — не более 8 минут.

Предупреждение: категорически запрещается работа двигателя с открытой лентой перепуска воздуха на режимах выше номинального. На номинальном режиме работа с открытой лентой перепуска разрешается не более 8 мин. Последующий выход на номинальный режим (с открытой лентой) разрешается после 10-минутного охлаждения двигателя на режиме 0,6—0,8 номинального.

3. Показания приборов в полете не должны выходить за пределы основных данных двигателя. Если показания приборов выходят за допустимые пределы, необходимо снизить обороты до режима, при котором данные двигателя будут соответствовать допустимым величинам.

Предупреждение: не разрешается ставить рычаг управления двигателем ниже проходного фиксатора малого газа.

4. Дача приемистости в полете может производиться с любого режима работы двигателя, начиная с оборотов малого газа.

Время перемещения рычага управления из нерабочего положения до упора максимальных оборотов должно быть при этом 1—2 сек.

Примечание: 1. При даче приемистости в полете ограничения по заброску оборотов такие же, как и при приемистости на земле.

2. В случае помпажа при даче приемистости немедленно перевести рычаг управления двигателем на упор «СТОП», а затем на проходной фиксатор малого газа, после чего сразу нажать кнопку «Запуск в воздухе».

Если обороты двигателя будут продолжать падать ниже оборотов малого газа, а температура за турбиной возрастает до 720° С, двигатель немедленно остановить.

Если же обороты малого газа и соответствующая им температура газа устанавливаются, вывести двигатель на требуемый для полета режим не прибегая к даче приемистости.

По окончании полета выявить и устранить причину дефекта.

5. При полете допускается раскрутка максимальных оборотов не более 1770 об/мин.



6. В случае возникновения помпажа в полете при работе двигателя на максимальном режиме, рычагом управления сбавить обороты двигателя до исчезновения помпажа. По окончании полета выявить и устранить причину дефекта.

## 3. Запуск и остановка двигателя в полете

Запуск двигателя в воздухе производить на высотах не более 9000 м при скорости полета по прибору 400—500 км/час и соответствующим этой скорости оборотах авторотации не менее 900 об/мин.

Примечание: при выключенных обоих двигателях данной скорости соответствует вертикальная скорость 20—30 м/сек.

Ограничения по температуре газа за турбиной и давлению масла в двигателе при запуске в полете такие же, как и при запуске на земле.

Порядок запуска двигателя в полете следующий:

1. Перевести рычаг управления двигателем в положение «СТОП».
2. Включить топливную автоматику самолета.
3. Открыть пожарный кран (если он был закрыт).
4. Включить главный переключатель питания.
5. Нажать кнопку «Запуск в воздухе» и, одновременно, запустить секундомер.

Примечание: перед нажатием кнопки «Запуск в воздухе» необходимо внешним осмотром убедиться в отсутствии выбрасывания топлива из реактивного сопла. Если наблюдается выбрасывание топлива — необходимо плотно дожать рычаг управления двигателем в положение «СТОП» и продуть двигатель на оборотах авторотации.

6. Через 3—6 сек. после нажатия на кнопку «Запуск в воздухе» рычаг управления двигателем **энергично** установить на упор малого газа и следить за увеличением оборотов двигателя.

При замедлении роста оборотов двигателя в пределах 1300—2100 об/мин рычаг управления незначительно переместить назад.

При уверенном и энергичном росте оборотов кнопку «Запуск в воздухе» отпустить.

7. Если в течение 60 сек. с момента нажатия кнопки «Запуск в воздухе» обороты двигателя не возрастают, запуск двигателя следует прекратить, для чего, отпустив кнопку «Запуск в воздухе», установить рычаг управления в положение «СТОП».

Перед вторичной попыткой запуска необходимо продуть двигатель на режиме авторотации не менее 2—3 мин. так, чтобы из реактивного сопла не было выброса топлива.

По данной методике производится запуск двигателя в воздухе в случае самопроизвольного выключения как одного, так и всех двигателей на самолете.

3. Выключить подкачивающие насосы основного топлива (после остановки всех двигателей) и перекрыть пожарный кран основного топлива.

4. После остановки двигателя закрыть заглушками входной канал и реактивное сопло. Установку заглушки на реактивное сопло производить после охлаждения поверхности двигателя, примерно, до 60°—80°С (наощупь).

**Экстренная остановка** двигателя производится быстрой постановкой рычага управления в положение «СТОП» в следующих случаях:

1. Резкое падение давления масла на входе в двигатель.
2. Сильная (опасная в пожарном отношении) течь топлива или масла.
3. Резкое повышение температуры газа за турбиной
4. Ненормальное сильное искрение из реактивного сопла
5. Ненормальный звук работы двигателя.
6. Появление тряски двигателя.



# ГЛАВА IV

# ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ВОЗДУХЕ

## 1. Руление, взлет и набор высоты

1. Руление самолета может производиться на всех оборотах от режима малого газа до номинального. Показания приборов при этом не должны выходить за пределы, установленные для соответствующих режимов.

Предупреждение: 1. Запрещается перемещать сектор газа при работе двигателя за фиксатор малого газа в сторону уменьшения оборотов с последующим резким перемещением сектора на увеличение оборотов или дачу приемистости так как это приводит к выходу из строя лопаток турбины из-за превышения допустимых температур выходящих газов. В случае перемещения сектора за фиксатор малого газа или просадки оборотов ниже 1650 об/мин. разрешается плавным перемещением сектора газа вывести двигатель на обороты малого газа. Температура газа при этом не должна превышать нормы ТУ.

2. При работе двигателя в диапазоне 3720—3850 об/мин. возможна неустойчивая работа двигателя, вследствие периодического открытия и закрытия ленты перепуска воздуха из компрессора, поэтому длительное руление на этих оборотах не рекомендуется.

2. После опробования и прогрева двигателя плавно перевести рычаг управления до оборотов максимально возможных, по условиям торможения колес шасси, и быстро проверить по показаниям приборов—число оборотов, температуру газа за турбиной, давление и температуру масла на входе в двигатель.

Убедившись в нормальной работе двигателя, можно производить взлет.

Примечание: 1. После руления выдерживать двигатель для прогрева на оборотах, максимально возможных по условиям торможения колес шасси, не менее одной минуты.

2. Если руление не требуется и взлет производится непосредственно после запуска, выход на максимальные обороты производить не ранее, чем через 3 мин. после достижения оборотов малого газа.

3. После взлета и набора высоты, но не позже, чем через 8 минут с начала работы на максимальном режиме, перевести двигатель на номинальный или более облегченный режим.

Предупреждение: при наборе высоты не допускать увеличения температуры газа за турбиной выше 720°С, предупреждая увеличение температуры уменьшением оборотов

б) разница в оборотах закрытия и открытия ленты перепуска воздуха не должна превышать 100 об/мин.;

в) колебания установившихся оборотов должны быть в следующих пределах:

- для оборотов, больших 3800+50 об/мин, — не более 15 об/мин.;

- для оборотов, меньших 3800 об/мин, — не более 25 об/мин.;

в диапазоне 3300—3500 об/мин, возможны колебания оборотов до ±50 об/мин. (начало автоматического регулирования подачи топлива). В этом случае рекомендуется сдвинуть рычаг и уйти из зоны повышенных колебаний.

4. Убедившись в нормальной работе двигателя на установившихся и переходных режимах, необходимо проверить приемистость двигателя, для чего:

а) рычаг управления с фиксатора малого газа плавно, за время 1—2 сек., переместить до упора максимальных оборотов. Приемистость двигателя, определяемая временем с момента начала перемещения рычага управления до момента достижения двигателем 4700±50 об/мин. (максимальных оборотов), должна быть не более 17 сек.;

б) после выдержки двигателя на максимальном режиме в течение 8—10 сек., за время 1 — 1,5 сек. перевести рычаг управления до фиксатора малого газа. Двигатель при этом должен плавно, без перебоев и дымления снизить обороты до 1750±50 об/мин.

Предупреждение. 1. Перед пробой приемистости двигатель должен проработать на режиме малого газа не менее 1 мин. При приемистости допускается заброс температуры газа за турбиной не выше 700°С (при этом возможно появление на выходе из реактивного сопла отдельных коротких языков пламени).

2. При пробе приемистости допускается заброс оборотов не выше 4800 об/мин. Обороты максимального режима должны установиться не позднее чем через 5—7 сек. после заброса. При даче приемистости до каких-либо промежуточных оборотов допускается заброс не более, чем на 200 об/мин. от номинального значения устанавливаемых оборотов.

3. В случае невыполнения требований пп. 1 установить рычаг управления в положение малого газа. Дальнейшая работа не разрешается до выяснения и устранения неисправностей.

5. Проверить [illegible] двигателя в [illegible] автоматического регулирования [illegible] 4000±50 об/мин. (зона работы центробежного регулятора [illegible] насоса ПД-28Б).

Высота [illegible] в указанном диапазоне должно быть [illegible]

6. Проверить приемистость двигателя с 1750 об/мин. до 3000 об/мин. Время приемистости должно быть не менее 7 сек.



**Эксплуатационные ограничения на различных режимах работы двигателя.**

| Режим работы двигателя | Число оборотов в мин. | Давление топлива перед рабочими форсунками кг/см² | Температура газов, замер. за турбиной в °С не более | Масло: давление | Масло: температура на входе | Время непрерывной работы в мин. |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Максимальный | 4700±50 | Не более 80 | 630 | 4-5 | | Не более 8 |
| Номинальный | 4125±25 | | 560 | — | —40 | Не более 120 (на земле) |
| 0,8 номинального | 4175±25 | | 480 | Не менее 4 | +80 | |
| Малый газ | 1750±50 | | 470 | Не менее 2 | | |

## 5. Остановка двигателя

**Нормальная остановка** двигателя с любого режима производится следующим образом:

1. Плавно довести обороты двигателя до 2500 об/мин., проработать на этом режиме в течение 1—2 мин. для охлаждения двигателя, после чего перевести рычаг управления в положение «СТОП». Запрещается резкая остановка двигателя, работающего на оборотах больших n=2500 об/мин., так как при этом происходит неравномерное охлаждение горячих деталей двигателя.

Примечание. После руления самолета по аэродрому остановку двигателя разрешается производить без специального охлаждения.

2. При остановке двигателя проверить на слух отсутствие посторонних шумов и плавность вращения ротора по инерции (должен быть слышен шум собачек храповой муфты, напоминающий звук трещотки).

При появлении посторонних звуков «прослушать» двигатель при провертывании ротора вручную или проведением 1—2 холодных прокруток до 100—200 об/мин.

Без выяснения причины дефекта и его устранения запуск не производить.

Примечание: 1. При остановке проверить слив топлива через дренажную трубку. Отсутствие слива и дымление из реактивного сопла свидетельствует о неисправности сливного клапана.

2. Периодически проверять «легкость хода» двигателя при остановке: время вращения ротора с 1750 об/мин до момента полной остановки должно быть не менее 2 минут (на горячем двигателе).

Повторный запуск производить после выявления и устранения дефекта.

Предупреждение: через 1 — 2 сек. необходимо вновь включить главный переключатель для открытия заслонки выхлопной трубы стартера (во избежание перегрева стартера). Разрешается выключить главный переключатель при полной остановке ротора двигателя.

7. При запуске проверить показания контрольных приборов двигателя, которые должны соответствовать основным данным двигателя.

Показания приборов стартера должны быть такими же, как и при холодной прокрутке двигателя.

Примечание: При запуске двигателя в конце работы турбостартера допускается кратковременное потухание лампочки сигнализатора давления СД-24А в диапазоне оборотов двигателя n=750—900 об/мин. в течение 2—3 секунд.

8. При запуске двигателя проверить визуально работу дренажной системы. Система работает нормально, если из дренажной трубки на срезе реактивного сопла сливается топливо.

9. При запуске проверить обороты закрытия заслонки выхлопной трубы стартера. Обороты закрытия определяются по погасанию сигнальной лампочки и должны быть равными 1850—2050 об/мин.

В случае отказа автоматики запуска двигателя, при необходимости срочно запускать двигатель, разрешается производить неавтоматический запуск.

В этом случае необходимо:

1. Включить главный переключатель питания.
2. Установить рычаг управления на проходной фиксатор малого газа.
3. Включить самолетные подкачивающие топливные насосы, открыть пожарный кран основного топлива.
4. Включить выключатель «Холодная прокрутка двигателя» (через 3—4 секунды после выполнения п. 1).
5. При достижении двигателем 220—280 об/мин. нажать кнопку «Запуск в воздухе» и на оборотах 810±70 (но не позднее, чем через 60 сек.) отпустить.
6. При достижении двигателем 1150—1250 об/мин., но не позднее, чем через 80 сек. после включения, выключить выключатель «Холодная прокрутка двигателя».
7. Двигатель должен плавно, без «зависаний» выйти на обороты малого газа за время не более 120 сек.

Примечание. 1. В случае, если по каким-либо причинам запуск прекращен выключением главного переключателя, следует через 1—2 сек. включить переключатель для открытия заслонки выхлопной трубы стартера.

2. Параметры работы стартера и двигателя при указанном запуске должны быть такими же, как и при автоматическом запуске



## 4. Прогрев и опробование двигателя на земле

1. Проверить работу и параметры двигателя на режиме малого газа в течение 1 мин., после чего плавно, в течение 1 мин., вывести двигатель на режим 0,8 номинального 4175±25 об/мин.

Параметры двигателя на режимах не должны выходить за пределы эксплуатационных ограничений (см. таблицу на стр. 31).

При переходе на режим 0,8 номинального проверить обороты закрытия ленты перепуска воздуха, которые должны быть равными $3800^{+50}$ об/мин. Обороты срабатывания ленты перепуска определять по открытию или закрытию самолетных створок.

2. После минутной выдержки на режиме 0,8 номинального—плавно, за время не менее 1 мин., вывести двигатель на максимальный режим — n=4700±50 об/мин. для проверки максимальных оборотов. Параметры двигателя на максимальном режиме не должны выходить за пределы эксплуатационных ограничений (см. таблицу на стр. 31).

Проверку на максимальном режиме рекомендуется проводить в течение не более 20 сек. с целью сохранения ресурса двигателя.

Предупреждение: 1. После запуска непрогретого двигателя разрешается выход на максимальный режим через 3 мин. после достижения двигателем оборотов малого газа.

2. При выходе двигателя с малого газа на максимальный режим допускается кратковременный заброс температуры газа за турбиной до 660°С с постепенным, в течение 1—1.5 мин. понижением до установленной ТУ.

3. Продолжительность непрерывной работы на максимальном режиме должна быть не более 8 мин.

Повторный выход на максимальные обороты допускается после 10 мин. работы двигателя на номинальном режиме или 5 мин. работы на режиме не выше 0, 8 номинального.

4. При работе двигателя на максимальном режиме (как на земле, так и в воздухе) запрещается производить отбор воздуха для противообледенительного устройства самолета.

3. Снизить обороты двигателя до режима малого газа — плавным (в течение 25—30 сек.) перемещением рычага управления, проверяя работу двигателя на переходных режимах и обороты открытия ленты перепуска воздуха:

а) на установившихся и переходных режимах двигатель должен работать без тряски и выбросов пламени из реактивного сопла;

Предупреждение: 1. При прекращении холодной прокрутки двигателя главный переключатель следует оставить включенным, во избежание перегрева стартера, могущего произойти при закрытой заслонке выхлопной трубы.

2. Разрешается производить не более 5-ти холодных прокруток двигателя подряд с интервалом между прокрутками не менее 4-х мин. Следующие прокрутки разрешается производить после 15-минутного перерыва.

3. При каждой холодной прокрутке в двигатель уходит масло из маслобака в количестве ≈ 15 литров. Поэтому при проведении холодных прокруток необходимо проверять уровень масла в маслобаке, который должен быть перед каждой прокруткой не менее 15 л. После 2-х холодных прокруток, следующих подряд, слить масло из маслосборника переднего корпуса компрессора и залить его в маслобак самолета.

Внимание! Категорически запрещается производить холодную прокрутку или запуск двигателя раньше момента его полной остановки ротора.

В процессе проведения холодной прокрутки следует следить за показаниями приборов, контролирующих работу стартера и двигателя:

а) загорание сигнальной лампочки СД-24А в кабине пилота свидетельствует о наличии давления масла в системе смазки стартера;

Примечание: давление масла в стартере должно появиться через 3—5 сек. после включения выключателя «Холодная прокрутка двигателя» и на рабочих оборотах стартера должно быть 4,5—5,5 кг/см². Появление давления масла в стартере контролировать по загоранию лампочки сигнализатора давления СД-24А. Лампочка должна загораться через 10—12 сек. после начала прокрутки;

б) рабочие обороты стартера — 31000—33500 об/мин., мгновенный заброс оборотов — не более 35000 об/мин.

Примечание: время раскрутки стартера до рабочих оборотов должно быть не более 28 сек.;

в) температура газа в выхлопном патрубке стартера на рабочих оборотах при температуре окружающей среды до +15°С не более 680°С, при температуре окружающей среды выше +15°С не более 700°С. Заброс температуры при раскрутке — не более 800°С;

г) обороты двигателя должны быть 500—600 об/мин., время раскрутки до 400 об/мин. — не более 45 сек.;

д) давление масла в системе двигателя на оборотах 400—600 об/мин. — не менее 0,5 кг/см².

В случае, если параметры стартера и двигателя выходят за допустимые пределы, холодную прокрутку прекратить.

Следующую прокрутку производить только после выявления и устранения дефектов (см. главу «Возможные неисправности двигателя и способы их устранения»).



### 3. Запуск двигателя

При запуске двигателя необходимо соблюдать следующие условия:

а) лента перепуска воздуха из компрессора должна быть открыта;

б) во время запуска и работы двигателя обслуживающий персонал должен находиться на расстоянии не менее 8 метров от воздухозаборников и реактивной трубы двигателя;

в) следить за наличием слива топлива из дренажного бачка через дренажную трубку на срезе реактивного сопла во время запуска двигателя;

г) запрещается запускать двигатель с неисправными приборами, контролирующими его работу;

д) первый запуск вновь установленного двигателя и первый запуск после проведения регламентных или монтажных работ производить при открытых люках мотоустановки для возможности осмотра коммуникаций и узлов двигателя и проверки его регулировки.

Запуск двигателя производить в следующей последовательности:

1. Включить главный переключатель питания.

2. Включить самолетные подкачивающие топливные насосы и открыть пожарный кран основного топлива.

3. Установить рычаг управления на проходной фиксатор малого газа.

Предупреждение: не допускается установка рычага управления в положение выше фиксатора малого газа.

4. Дождавшись загорания сигнальной лампы открытия заслонки, нажать и через 1—2 сек., отпустить кнопку «ЗАПУСК». Одновременно включить секундомер часов для ведения контроля за временем раскрутки ротора двигателя до оборотов малого газа.

5. После нажатия кнопки «ЗАПУСК», за время не более 120 сек. двигатель должен автоматически, плавно, без «зависаний» выйти на обороты малого газа.

При запуске температура газа за турбиной двигателя не должна превышать 690°С.

В процессе запуска необходимо следить за сливом топлива из дренажного бачка через дренажную трубку на срезе реактивного сопла.

Примечание: в процессе запуска, на выходе из реактивного сопла возможно появление отдельных коротких языков пламени.

6. Если температура газа за турбиной при запуске растет выше максимально допустимого значения (690°С), необходимо запуск прекратить постановкой рычага управления в положение «СТОП» и выключением главного переключателя питания.

После проверки системы рычаг управления установить в положение «СТОП».

8. Убедиться в исправности управления пожарным краном топливной системы.

9. Проверить визуально по положению рычага открытие заслонки крана забора воздуха включением из кабины пилота отбора воздуха в антиобледенительную систему двигателя

## 2. Подготовка к первому запуску

1. Перед первым запуском вновь установленного двигателя, или запуском после длительного перерыва в работе, произвести расконсервацию двигателя (согласно указаниям в главе «Консервация двигателя»).

2. Произвести работы, указанные в разделе «Подготовка двигателя к запуску».

3. Проверить плавность вращения ротора двигателя Проверку производить проворачиванием от руки диска турбины через реактивное сопло.

4. Проверить:

а) давление воздуха в бортовой сети самолета, которое должно быть не ниже 75 кг/см²;

б) готовность к действию бортового противопожарного оборудования (согласно инструкции по эксплуатации самолета).

5. Перед первым запуском двигателя произвести 1—2 предварительных запуска стартера с выходом на 8000 — — 15000 об/мин. (в зависимости от заброса температуры газа в выхлопном патрубке). Это необходимо для заполнения топливных и масляных коммуникаций и для прожига масла, которое могло остаться после расконсервации.

6. После проведения предварительных запусков стартера произвести 1—2 холодных прокрутки двигателя с целью проверки интенсивности раскрутки двигателя стартером, руководствуясь при этом пунктом 3 предупреждения стр. 26

## Холодная прокрутка стартера С300М

Холодная прокрутка стартера производится электромотором СА-189Б. Для проведения холодной прокрутки стартера необходимо:

1. Включить главный переключатель питания.

2. Включить переключатель «Холодная прокрутка стартера».

3 По достижении стартером оборотов не менее 4500 об/мин., но не позднее, чем через 20 сек. с момента включения переключателя холодной прокрутки, поставить указанный переключатель в исходное положение.

4. Проверить давление масла Давление масла должно появиться через 3 — 5 секунд после начала прокрутки



Давление масла проверять по загоранию лампочки сигнализатора давления СД-24А. Лампочка должна загораться через 10—12 секунд после начала прокрутки.

Предупреждение: 1. Не разрешается производить повторную холодную прокрутку стартера С300М до полной остановки его ротора.

2. Во избежание перегрева электромотора СА-189Б разрешается производить не более 5-ти холодных прокруток стартера с интервалами между включениями не менее 4-х минут, после чего электромотор необходимо охладить в течение 15 минут.

## Холодная прокрутка двигателя

Холодная прокрутка двигателя производится следующим образом

1. Проверить положение рычага управления двигателем — рычаг должен стоять на упоре «СТОП».

2. Включить главный переключатель питания.

3. Включить самолетные подкачивающие топливные насосы, открыть пожарный кран системы основного топлива.

4. Дождавшись загорания сигнальной лампы открытия заслонки, включить выключатель «Холодная прокрутка двигателя» и одновременно включить секундомер часов для ведения контроля за временем раскрутки ротора двигателя до 400 об/мин.

5. После выполнения пункта 4 стратер С300М должен автоматически запуститься и по достижении оборотов включения гидромуфты начать раскрутку двигателя.

Примечание: в случае неудавшегося запуска стартера и продолжающегося горения в камере сгорания, необходимо произвести холодную прокрутку стартера в течение 10—15 сек.

Предупреждение: 1. Перед холодной прокруткой двигателя минимальный уровень масла в маслобаке должен быть не менее 15 литров.

2. Перед проведением холодной прокрутки двигателя после расконсервации стартера произвести 1—2 предварительных запуска стартера с выходом на 8000—15000 об/мин. (в зависимости от заброса температуры в выхлопном патрубке) для прожига масла, которое могло остаться в стартере после расконсервации. Прожиг масла необходим для устранения заброса температуры газа выше допустимой

6. При холодной прокрутке двигатель должен развивать 500—600 об/мин. Время раскрутки ротора двигателя до 400 об/мин. должно быть не более 45 сек.

7. Прекращение холодной прокрутки производить выключением выключателя «Холодная прокрутка двигателя», исходя из следующего требования — время работы стартера С300М с момента начала его запуска до прекращения прокрутки должно составлять не более 80 сек.

Ротор двигателя после отключения стартера должен вращаться плавно, без заеданий до полной остановки.

Раздаточный пистолет заправщиков должен быть оборудован сетчатым фильтром с числом ячеек 1896 на 1 см².

Рекомендуется перед заправкой слить некоторое количество топлива из отстойника заправщика (с целью удаления отстоя).

**Предупреждение:** 1. Минимальное количество масла в баке, при котором разрешается работа двигателя на земле и в воздухе, зависит от самолетной системы и оговаривается в инструкции по эксплуатации самолета и подлежит уточнению летными испытаниями.

2. Если из системы смазки двигателя и стартера по каким-либо причинам было слито масло, то после заправки маслобака перед первым запуском необходимо:

а) произвести проливку маслом системы смазки стартера, для чего отсоединить трубку замера давления масла и произвести холодную прокрутку стартера до появления полной струи масла из штуцера замера давления (время прокрутки стартера не более 20 секунд), соединить трубку замера давления со штуцером;

б) произвести холодную прокрутку двигателя для заполнения маслом системы смазки и удаления из нее воздушных пробок, проверить при этом давление масла, которое должно быть не менее 0,5 кг/см². После окончания холодной прокрутки произвести запуск двигателя, а затем проверить и долить до необходимого уровня (по инструкции самолетного завода) масло в бак (см. стр. 26 предупреждение пункт 3).

Методику проведения холодной прокрутки двигателя и стартера см. в разделе «Подготовка к первому запуску» настоящей главы.

5. Проверить крепления двигателя к подмоторной раме самолета, крепление и контровку крепления агрегатов и всех коммуникаций двигателя. Убедиться в отсутствии течей топлива и масла.

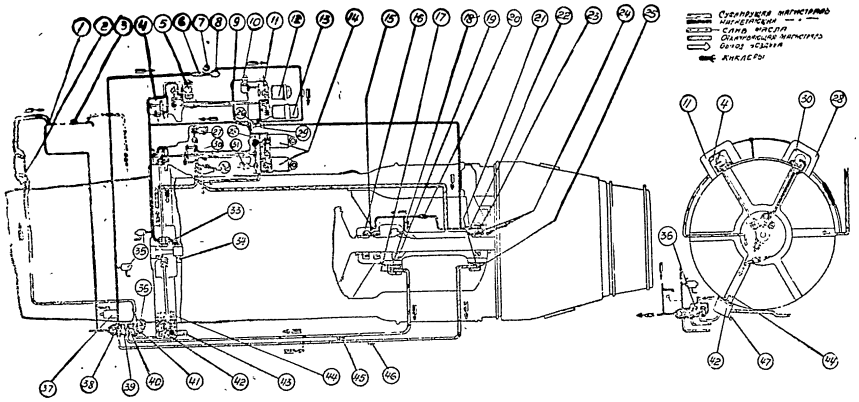
6. Проверить зарядку бортовой аккумуляторной батареи по бортовому вольтметру. Напряжение должно быть не менее 26±10%.

7. Проверить работу системы управления двигателем.

Перемещение рычага управления двигателем (дроссельным краном) по всему диапазону от упора «СТОП» до упора максимальных оборотов и обратно должно происходить плавно, без заедания и рывков; система не должна иметь люфтов. При постановке рычага управления двигателем на проходной фиксатор малого газа, указатель рычага топливного насоса ПН-28Б должен устанавливаться между рисками, указывающими площадку малого газа на лимбе насоса. При постановке рычага управления двигателем в положение «СТОП» или «ВЗЛЕТ», рычаг насоса должен плотно прилегать к соответствующим упорам, тогда как рычаг управления двигателем должен иметь возможность дополнительного перемещения на 2—3 мм. для жесткого управления и 8—12 мм. для тросового управления.

Раздаточный пистолет заправщиков должен быть оборудован сетчатым фильтром с числом ячеек 1896 на 1 см².

Рекомендуется перед заправкой слить некоторое количество топлива из отстойника заправщика (с целью удаля-




Фиг. 3. Схема смазки двигателя.

1 — масляный бак. 2 — топливно-масляный радиатор, 3 — заливная горловина масляного бака, 4—промежуточный приводный вал, 5—воздушный компрессор, 6—масляный фильтр, 7—замер давления масла, 8—обратный клапан, 9—филтр, 10—центробежный датчик ЦД-3, 11—коробка моторных агрегатов, 12—топливный насос 13—топливный насос, 14—генераторы, 15 форсунки, 16—средняя опора, 17—маслосборник, 18—пеногаситель, 19—шаровая опора 20—фильтр, 21—пеногаситель, 22—фильтр, 23—задняя опора, 24—форсунки, 25—маслосборник, 26—маслораспределит колонка, 27—датчик тахометра оборотов двигателя, 28—коробка самолетных агрегатов, 29—замер температуры масла, 30—промежуточный привод (левый), 31 — гидронасос, 32 — центрифуга (центробежный суфлер), 33—форсунка с фильтром, 34—передняя опора, 35—обратный клапан, 36—масляный агрегат, 37—редукционный клапан, 38—нагнетающая ступень, 39 — отсасывающая ступень задней опоры, 40—отсасывающая ступень средней опоры, 41—отсасывающая ступень переднего корпуса, 42—нижний привод, 43—подкачивающий насос, 44 — маслосборник переднего корпуса, 45—точка слива масла (пробка), 46—точка слива масла (пробка), 47—точка слива масла (сливной кран)

ствующим рам, тогда как рычаг управления двигателем должен иметь возможность дополнительного перемещения на 2—3 мм. для жесткого управления и 8—12 мм. для тросового управления.

## ГЛАВА III

## ОТОВКА ДВИГАТЕЛЯ К ПОЛЕТУ

подготовки двигателя к полету необходимо полетный осмотр (подготовку к запуску), бовать двигатель.

реждение: 1. Прежде чем приступить к онтажных или регламентных работ в мотоотсеке, попадания посторонних предметов в компрессор, непосредственно после открытия самолетных ло- ленту перепуска воздуха с помощью кнопки, гом положения механизм ленты, навернув бара- ку механизма.

окончания работ осмотреть мотоотсек с целью посторонних предметов и перед закрытием са- в открыть ленту перепуска, для чего, нажимая баранек.

е, если запуск двигателя производится с откры- открытие ленты перепуска производить непо- ред запуском.

### одготовка двигателя к запуску

тормозные колодки под колеса шасси.

очистить площадку перед самолетом от ектов.

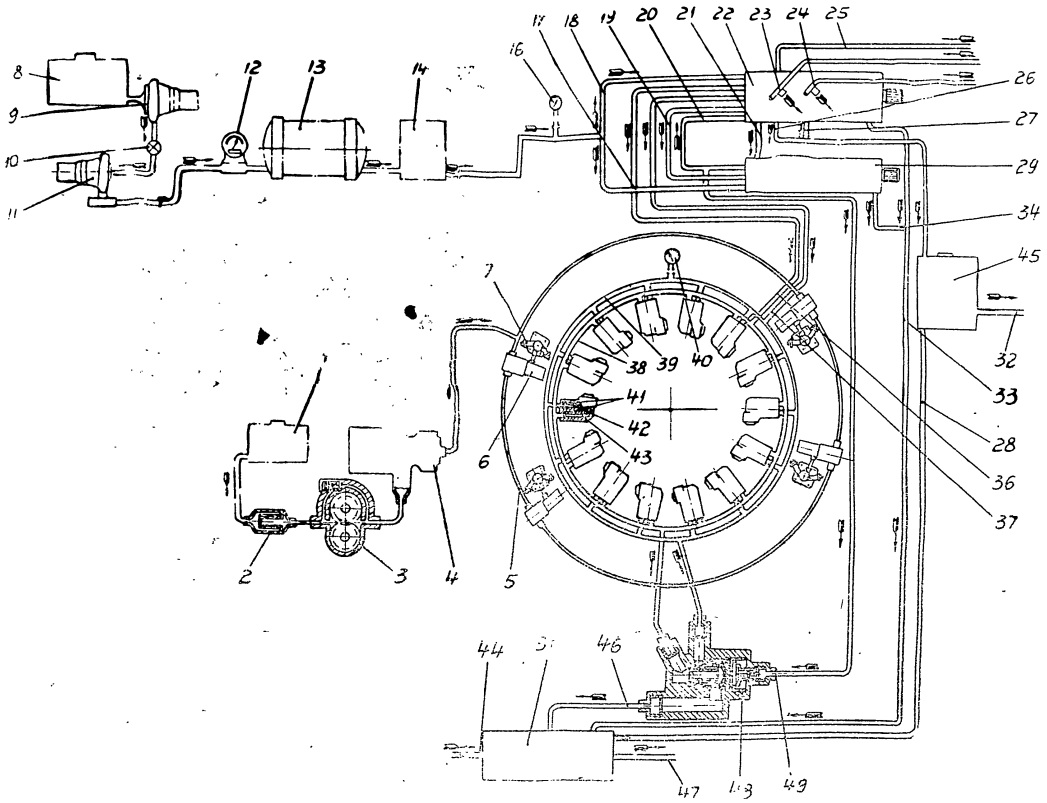
ники входного канала, реактивного сопла и ции посторонних предметов в них.

ем, что на лопатках направляющего аппа- ервой ступени компрессора нет внешних обнаружения забоин или вмятин вопрос о к дальнейшей эксплуатации решается нию с представителем завода-поставщика.

заправку топливных и масляного бака. Убе- закреплении пробок в горловинах баков.

мости произвести доливку топлива и арительно убедившись в чистоте всех в (шлангов, воронок и т д) и в соответ- ела установленным маркам. Керосино- я быть оборудованы фетрово-шелковыми рующие чистоту фильтрации до 8 микрон. масла автозаправщик должен иметь сетча- ячеек 8100—10000 на 1 см²

пускового топлива заправщик должен рующим элементом которого является (планц-палатка).




Фиг. 2. Топливная система двигателя

1—бачок пускового топлива, 2—фильтр, 3—насос пускового топлива ПНР10 - 3М, 4—электромагнитный клапан, 5—коллектор пускового топлива, 6—фильтр с обратным клапаном, 7—воспламенитель 8—бак основного топлива, 9 — подкачивающий топливный насос самолета, 10—пожарный кран, 11—подкачивающий топливный насос двигателя, 12—расходомер 13—топливо-масляный радиатор, 14—фильтр сетчатый, 16—замер давления топлива на входе в топливные насосы, 17—подвод топлива в насос ПН-28Б, 18—подвод топлива в насос ПН-15Б, 19—подвод топлива от дроссельному крану распределительному клапану насоса ПН-15Б, 21—подвод топлива от дифференцального клапана насоса ПН-28Б к клапану приемистости насоса ПН-15Б, 22 — топливный насос ПН-15Б, 23—подвод воздуха из-за компрессора к клапану приемистости, 24—подвод воздуха из-за компрессора к автомату запуска, 25 — подвод скоростного напора к высотно-скоростному корректору, 26—дренаж мембранных полостей клапана приемистости к автомату запуска, 27—дренаж штока высотно-скоростного корректора, 28—слив топлива из дренажного бачка в сливной, 29—топливный насос ПН-28Б, 31—дренажный бачок, 32—дренаж за срез реактивного сопла, 33—дренаж сальника насоса ПН-15Б, 34—дренаж сальника насоса ПН-28Б, 36 — подвод топлива от распределительного клапана ПН-15Б и основной коллектор форсунок, 37—подвод топлива от распределительного клапана ПН-15Б в дополнительный коллектор. 38—основной коллектор форсунок (I контур). 39—дополнительный коллектор форсунок (II контур), 40—замер давления топлива в дополнительном коллекторе форсунок, 41—фильтры, 42—дополнительный канал форсунки, 43—основной канал форсунки, 44—подвод воздуха из-за компрессора. 45—сливной бачок, 46—слив из коллекторов. 47—дренаж за срез насадка реактивного сопла, 48—сливной клапан, 49—подвод давления топлива из полости перед распределительным клапаном.

ПРИМЕЧАНИЕ Агрегаты и их коммуникации, показанные условно, устанавливаются самолетным заводом

## ГЛАВА III

# ПОДГОТОВКА ДВИГАТЕЛЯ К ПОЛЕТУ

В процессе подготовки двигателя к полету необходимо произвести предполетный осмотр (подготовку к запуску), запустить и опробовать двигатель.

Предупреждение: 1. Прежде чем приступить к проведению монтажных или регламентных работ в мотоотсеке, во избежание попадания посторонних предметов в компрессор, необходимо, непосредственно после открытия самолетных люков, закрыть ленту перепуска воздуха с помощью кнопки, закрепить в этом положении механизм ленты, навернув барашек на шпильку механизма.

2. После окончания работ осмотреть мотоотсек с целью удаления всех посторонних предметов и перед закрытием самолетных люков открыть ленту перепуска, для чего, нажимая кнопку, снять барашек.

3. В случае, если запуск двигателя производится с открытыми люками, открытие ленты перепуска производить непосредственно перед запуском.

## 1. Подготовка двигателя к запуску

1. Установить тормозные колодки под колеса шасси.

2. Тщательно очистить площадку перед самолетом от посторонних предметов.

3. Снять заглушки входного канала, реактивного сопла и убедиться в отсутствии посторонних предметов в них.

Убедиться в том, что на лопатках направляющего аппарата и колеса первой ступени компрессора нет внешних повреждений. При обнаружении забоин или вмятин вопрос о допуске двигателя к дальнейшей эксплуатации решается только по согласованию с представителем завода-поставщика.

4. Произвести заправку топливных и масляного бака. Убедиться в надежном закреплении пробок в горловинах баков.

При [illegible] произвести доливку топлива и масла в баки [illegible] убедившись в чистоте всех заправочных [illegible] и т. д.) и в соответствии топлива и масла [illegible] маркам. Керосиноприемники должны [illegible] фетрово-шелковыми фильтрами, гарантирующими [illegible] фильтрации до 8 микрон.

Для заправки масла [illegible] должен иметь сетчатый фильтр с числом ячеек [illegible] на 1 см².

Для заправки пускового топлива заправщик должен иметь фильтр, фильтрующим элементом которого является ткань артикул 848 (плащ-палатка).

цепи питания механизма 44 на закрытие заслонки выхлопной трубы стартера С300М. Питание через клемму А разъема пневмоконтактора, клемму 12 разъема 10, клемму В разъема 21, клемму 2 разъема 43, через замкнутые контакты механизма подходит к обмотке электромотора.

Электромотор механизма 44 начинает вращаться, закрывая заслонку выхлопной трубы С300М, что предохраняет стартер от раскрутки за счет авторотации. В то же время сигнальные контакты механизма 44 размыкаются его кулачком, тем самым разрывается цепь питания обмотки контактора 14. Благодаря этому запуск стартера при работающем двигателе на оборотах выше 1850—2050 об/мин. становится невозможным. Механизм 44 срабатывает также на закрытие заслонки выхлопной трубы стартера при выключении главного переключателя 39. Тогда питание к механизму 44 подается через клемму 7 разъема 11 и далее по той же цепи, что и при включении пневмоконтактора 32.

При достижении двигателем 3800+-70 об/мин. срабатывает центробежный датчик 30. Через концевой выключатель центробежного датчика питание от бортовой сети (клеммы 5 разъема 11) подводится к электромагнитному воздушному крану 27, открывающему доступ сжатого воздуха в механизм ленты перепуска.

Параллельно концевому выключателю центробежного датчика в цепь включена кнопка 31, позволяющая закрывать ленту перепуска на неработающем двигателе.

### Холодная прокрутка двигателя

Включением главного переключателя 39 электроавтоматика подготавливается к проведению холодной прокрутки.

При включении выключателя «Холодная прокрутка двигателя» 33 питание от клеммы 10 разъема 11 подводится к обмотке реле 15. Срабатывание реле 15 (замыкание контактов 2—3) приводит к включению контактора 14, который, в свою очередь, включает шунтовую обмотку реле 18. Реле 18, включаясь, подает питание к электромотору СА-189Б 49, к пусковой катушке КП-21 и к обмотке реле 17 от своей клеммы 1. Через свои замкнувшиеся контакты 5—6 реле 17 блокируется, а через контакты 2—3 подводит питание к электромагнитному топливному крану 48. Стартер С300М запускается и прокручивает двигатель.

Прекращение холодной прокрутки двигателя производится выключением выключателя 33, при этом выключаются реле 15, контактор 14, реле 17 — выключается подача топлива к стартеру С300М



### Холодная прокрутка стартера

Для проведения холодной прокрутки стартера включается главный переключатель 39 и переключатель «Холодная прокрутка стартера» 42. Последовательность срабатывания при этом элементов электроавтоматики та же, что и при холодной прокрутке двигателя, с той разницей, что постановкой переключателя «Холодная прокрутка стартера» в другое крайнее положение разрывается цепь питания электромагнитного крана турбостартера. Топливо в стартер не подается.

### Запуск в воздухе

При включении кнопки «Запуск в воздухе» срабатывает реле 7, включающее зажигание и пусковой топливный насос двигателя. Двигатель раскручивается авторотацией.

цепь включаются обмотки сигнального реле 5 (одна обмотка —непосредственно от клеммы 1 реостата 23, другая обмотка— через реостат 23).

Через замкнувшиеся контакты 3—2 реле 16 переключается питание обмотки реле 7, которая первоначально подключалась к сети через реле 3.

При оборотах двигателя порядка 300 об/мин. срабатывает сигнальное реле 5.

Через замкнувшиеся контакты 2—1 реле 5, нормально-замкнутые контакты 2—1 реле 6 питание подается на обмотку реле 4 (клему 8). Реле 4 срабатывает и через свои замкнувшиеся контакты 2—3 блокируется.

Через замкнувшиеся контакты 5—6 реле 4 включается реле 2 — размыкаются его контакты 1—5 и [illegible] контакты 5—6; тем самым от цепи [illegible] реле 5 и подключается реле 3. На [illegible] 3 включается через реостат 22, другая — через [illegible] 22 и 24. Данная операция в двигателе АМ-3 открывала кран ПГР, а в двигателе РД-3М не используется.

При оборотах двигателя 710-830 об/мин реле 3 срабатывает (вторично): через его замкнувшиеся контакты 2—1, через контакты 2—3 реле 2 питание подается на обмотку реле 8 (клемму 8). Реле 8 включается и блокируется через свои замкнувшиеся контакты 2—3.

Вследствие размыкания контактов 5—4 реле 8 разрывается минус цепи и прекращается питание обмотки 7, которое выключается и выключается работа блоки пусковых форсунок и пусковой топливный насос.

Через замкнувшиеся контакты 5—6 реле 8 минусовый конец обмотки реле 6 (контакт 7) соединяется с общей минусовой шиной ПГ-4М. Реле 6 срабатывает и в результате размыкания его контактов 5—4 и замыкания контактов 5—6, от цепи [illegible] отключается реле 3 и подключается реле 5 — на этот раз через реостаты 23 и 23.

При достижении двигателем 1150—1250 об/мин реле 5 срабатывает: через его замкнувшиеся контакты 2—1 и контакты 2—3 реле 6, питание подводится к обмотке реле 15 (клемма 7).

При включении реле 15 (размыкании его контактов 5—4) разрывается цепь питания реле 13, что приводит к выключению всей электроавтоматики запуска; выключается контактор К-100 14, а затем реле 17, которое обесточивает электромагнитный кран стартера. Стартер С300М при этом отключается, а двигатель самостоятельно выходит на обороты малого газа.

После окончания запуска двигателя, при 1850—2050 об/мин. срабатывает пневмоконтактор 32 (в результате повышения давления за компрессором) и замыкаются контакты

жины Через свои кон-

2 3 реле 17, клемму 3
ает в работу электро-
вающий подачу топлива

е роста его оборотов,
горая вместе с электро-
ке стартера. Это ведет
тора, — к уменьшению
м. а следовательно, и
мотку реле 18.
действия пружины реле,
2500 об/мин, происходит
О-4 18 и, следователь-
Б.
ленным (питание посту-
чивая работу электро-
время работы стартера.
чинает вращаться тахо-
жение, пропорциональное
через клеммы Б и В
ма 1.
вязана с клеммами 4, об-

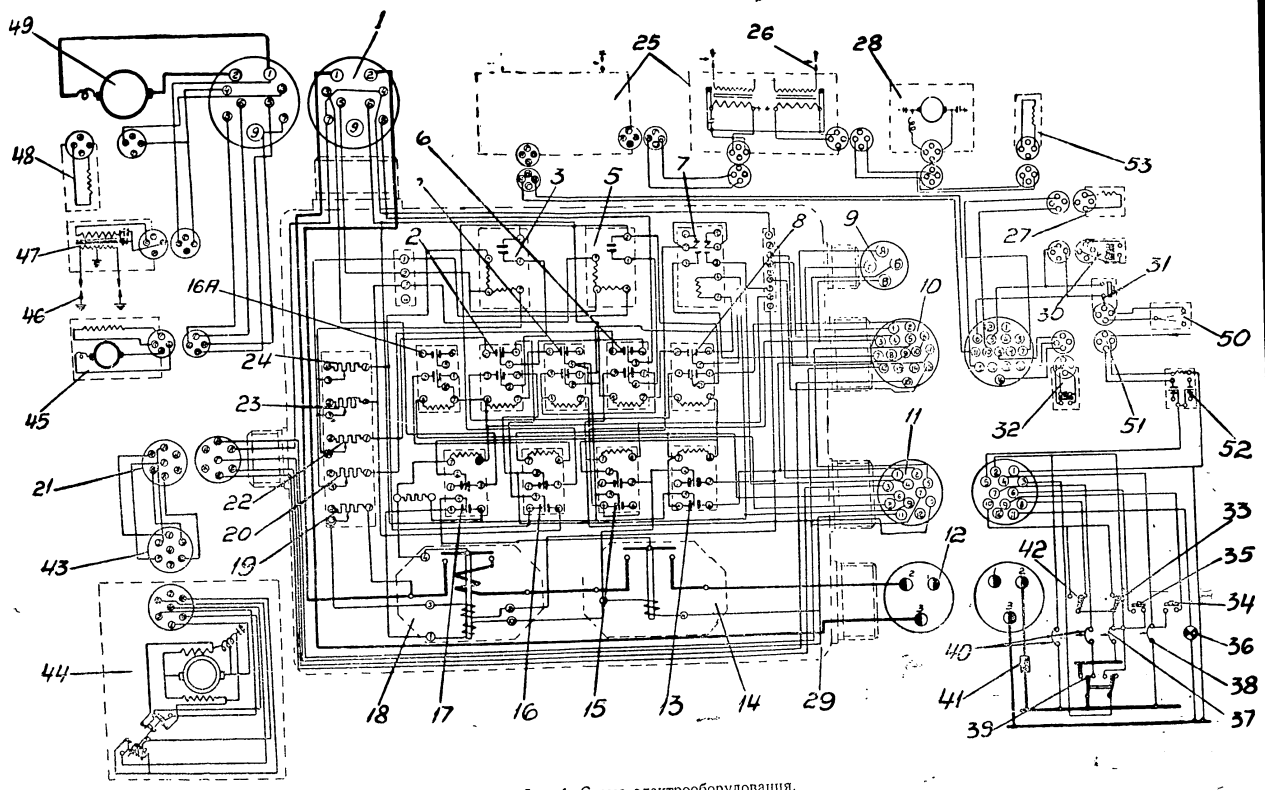
е сначала подается через
реле 6, 2 и 16 и клемме 1
тке реле 3 (клемме 3)
ой обмотке реле 3 (клем-

цепь таходинамо вклю-

0 280 об/мин, напряже-
ается достаточным для
ся замкнувшиеся контак-
к клемме 2 реле 16 и на

нувшиеся контакты 2—8
10 питание подается к
электромеханизму пускового
в работу (одно-
10 подается к
ся)

подается на обмот-
пания реле 16 размыка
ются контакты 5 и тем
аются обмотки реле 3, и в




Фиг. 1. Схема электрооборудования.

1—штепсельный разъем ШР48П9ЭГ-1, 2—промежуточное реле РП-2Б, 3 — сигнальное реле РЛН-4 (включения и выключения зажигания и пускового насоса двигателя), 4—промежуточное реле РП-2Б, 5—сигнальное реле РЛН-4 (выключения турбостартера и отключения всей системы автоматического запуска), 6—промежуточное реле РП-2Б, 7—реле РЛ-20Г (зажигания двигателя), 8—промежуточное реле РП-2Б, 9—штепсельный разъем (ВШ-4) сигнальных ламп, 10—штепсельный разъем ШР40П16ЭШ2 коммуникаций двигателя, 11 — сетевой штепсельный разъем ШР32П12НГ1, 12—сетевой штепсельный разъем ШР40П3НШ9, 13—реле РП-2Б (блокировки автоматического запуска), 14— контактор К—100, 15 — реле РП-2Б (отключения системы автоматического запуска), 16—промежуточное реле РП-2Б, 16а—промежуточное реле РП-2Б, 17—реле РП-2Б (управления топливным краном стартера), 18—реле максимальных оборотов РМО-4, 19—сопротивление настройки РМО-4 на обороты отключения СА-189Б, 20—регулируемое сопротивление настройки РЛН-4 (5) на выключение турбостартера и отключения всей системы автоматического запуска, 21—штепсельный разъем ВШ-7 (ШУ—7) к электромеханизму МЗК-2, 22—регулируемое сопротивление настройки РЛН-4 (3) на обороты отключения зажигания и пускового насоса двигателя, 23—регулируемое сопротивление настройки РЛН-4 (5) (запасное), 24—регулируемое сопротивление настройки РЛН-4 (3) на обороты включения зажигания двигателя и пускового топливного насоса, 25—блоки пусковых катушек КПМ1-2, 26—свеча СД-96А двигателя, 27—электромагнитный воздушный кран, 28 — насос пускового топлива ПНР-10-3М, 29—коробка ПТ-4М, 30—центробежный датчик (ЦД-3), 31 — кнопка ручного включения электромагнитного воздушного крана (закрытия ленты перепуска), 32—пневмоконтактор, 33—включатель «Холодная прокрутка двигателя», 34—кнопка «Запуск в воздухе», 35—кнопка «Запуск», 36— сигнальная лампа открытия выхлопной заслонки стартера (МЗК-2), 37—АЗС-15 (автомат защиты сети на 15а), 38—АЗС-20, 39—главный переключатель, 40—АЗС-5, 41—плавкий предохранитель на 200а, 42—переключатель «Холодная прокрутка стартера», 43—штепсельный разъем ШР28П7НГ7, 44 — электромеханизм МЗК-2 для выхлопной заслонки стартера, 45 — таходинамо ТД-1, 46—свеча СД-55 АНМ стартера, 47—катушка зажигания КП-21 (стартера), 48—электромагнитный топливный кран, 49—электромотор СА-189Б, 50—концевой выключатель ВК2-140Б-1, 51—противопожарный штепсельный разъем, 52—реле РП-2Б, 53—электромагнитный топливный клапан.

обмотки и механических усилий пружины. Через свои контакты 5—6 реле блокируется;

г) через замкнувшиеся контакты 2—3 реле 17, клемму 3 разъема 1 получает питание и вступает в работу электромагнитный топливный кран 48, открывающий подачу топлива в стартер.

При раскрутке стартера, по мере роста его оборотов, увеличивается мощность турбины, которая вместе с электромотором СА-189Б участвует в раскрутке стартера. Это ведет к постепенной разгрузке электромотора, — к уменьшению тока, потребляемого электромотором, а следовательно, и тока, проходящего через сериесную обмотку реле 18.

Благодаря этому и в результате действия пружины реле, при достижении стартером 8000—12500 об/мин, происходит автоматическое выключение реле РМО-4 18 и, следовательно, отключение электромотора СА-189Б.

Реле 17 при этом остается включенным (питание поступает через контакты 5—6), обеспечивая работу электромагнитного топливного крана на все время работы стартера.

С началом раскрутки двигателя начинает вращаться тахо-динамо 45, которое развивает напряжение, пропорциональное оборотам двигателя и подает его через клеммы Б и В своего разъема к клеммам 5, 8 разъема 1.

Клемма 5 разъема 1 постоянно связана с клеммами 4, обмоток сигнальных реле 3 и 5.

От клеммы 8 разъема 1 питание сначала подается через нормально-замкнутые контакты 5—4 реле 6, 2 и 16 и клемме 1 реостата 21, откуда к одной обмотке реле 3 (клемме 3) подводится цепь предетвенно, к другой обмотке реле 3 (клемме 5) — через реостат 24.

Таким образом, первоначально в цепь тахо-динамо включены обмотки сигнального реле 3.

При достижении двигателем 220—280 об/мин, напряжение, развиваемое тахо-динамо, становится достаточным для срабатывания реле 3. При этом, через замкнувшиеся контакты 2—1 реле 2 питание подводится к клемме 2 реле 16 и на обмотку реле 7 (клемма 4).

Реле 7 срабатывает и через замкнувшиеся контакты 2—8 и 7—3 реле, клемму 7 разъема 10 питание подводится к блокам пусковых катушек 25 и к электромотору пускового топливного насоса 28, которые включаются в работу (одновременно от клеммы 7 разъема 10 питание подводится к клемме Г разъема 9 для сигнальной лампы).

От клеммы 7 реле 7, кроме того, ток подается на обмотку реле 16 (клемму 7). При срабатывании реле 16 размыкаются его контакты 5—4 и замыкаются контакты 5—6; тем самым из цепи тахо-динамо выключаются обмотки реле 3, и в

## ГЛАВА II

## РАБОТА АВТОМАТИКИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ

### Автоматический запуск двигателя (см. фиг. 1)

Включением главного переключатля 39 напряжение подводится к клеммам 2, 3, 4, 8 штепсельного разъема 11 и к панели с пусковыми кнопками и переключателями.

От клеммы 2 штепсельного разъема 11 напряжение подводится к клемме 6 реле 13 и через пневмоконтактор 32 питание подводится к электромотору МЗК-2 44 через клеммы 9, 16 разъема 10, клеммы Г, Б пневмоконтактора, клемму Б разъема 21 и клемму 3 разъема 43.

Электромотор МЗК-2 44 начинает вращаться, открывая заслонку выхлопной трубы стартера С300М.

За 6°—10° до полного открытия заслонки сигнальные контакты А механизма 44 замыкаются и питание поступает от клеммы 3 разъема 11 через клемму Е разъема 21, клемму 6 разъема 43, контакт А, клемму 5 разъема 43, клемму Г разъема 21 к клемме 11 разъема 11, откуда, с одной стороны идет на сигнальную лампу 36 (которая при этом загорается), с другой стороны — на обмотку контактора К-100 14 к клемме 4, подготовляя цепь включения контактора.

С помощью контактора К-100, таким образом, осуществляется блокировка, исключающая возможность запуска стартера С300М при закрытой заслонке выхлопной трубы.

(Минусовый конец обмотки контактора 14 подсоединяется к общей шине коробки ПТ-4М через реле 13 (через контакт 2—3) после срабатывания этого реле при нажатии кнопки «ЗАПУСК» 35).

От клеммы 4 разъема 11 напряжение подходит к нормальноразомкнутым контактам 2 реле 7, а от клеммы 8 того же разъема к нормально-разомкнутым контактам 2 реле 17.

При нажатии кнопки «ЗАПУСК» 35 питание через клемму 6 разъема 11 подается к обмотке реле 13, клемма 7 и минусовые концы обмоток связаны непосредственно с минусовой шиной (ПТ-4М).

Реле 13 включается — замыкаются контакты 3—2 и 6—5.

После того, как кнопка 35 отпускается, реле 13 и 16 остаются включенными, так как питание к их обмоткам (к клеммам 7 и 8) в этом случае подводится от клеммы 2 разъема 11 через замкнувшиеся контакты 6—5 реле 13 и



нормально-замкнутые контакты 5—4 реле 15, т. е. реле 13 блокируется.

Кроме того, от клеммы 2 разъема 11 через замкнувшиеся контакты 6—5 реле 13 питание подводится на обмотку возбуждения таходинамо 45 (от клеммы 5 реле 13 через клемму 6 разъема 1, клемму Г разъема таходинамо. Минусовый конец обмотки возбуждения таходинамо связан с общей минусовой шиной через клемму «А» своего разъема и клемму 7—4 разъема 1).

Напряжение также подводится к клемме 3 реле 16, к клемме 8 реле 6, к клемме 5 реле 4, к клемме 2 реле 3 и 5 и через нормально-замкнутые контакты 5—4 реле 15 к клемме В разъема (для сигнальной лампы).

Через замкнувшиеся контакты 3—2 реле 13 подключаются к общей минусовой шине ПТ-4М минусовый конец обмотки реле 16 (контакт 8), клемма 3 реле 15 и минусовый конец обмотки контактора 14, следовательно, при включении реле 13 включается контактор 14, а затем реле РМО-4 (18) — с помощью шунтовой обмотки, которая получает питание от силовой цепи за контактором (от клеммы 1 через нормально-замкнутые контакты 5—4 реле 17).

Одновременно с включением реле 13 включается реле 16а, обмотка которого включена параллельно обмотке реле 13. Через его замкнувшиеся контакты 2—3 замыкается минусовая цепь обмотки реле 16. Таким образом, реле 16а, разрывая минусовую цепь обмотки реле 16, тем самым исключает возможность его включения, а следовательно, и включения турбостартера при нажатии кнопки «Запуск в воздухе».

После включения контактора 14 и РМО-4 включаются в работу агрегаты запуска стартера С300М:

а) подводится питание к электромотору СА-189Б 49, который начинает раскручивать стартер С300М. Вместе с тем вступает в работу сериесная обмотка РМО-4 (18), последовательно включенная в силовую цепь электромотора СА-189Б, и компенсирующая обмотка РМО-4, получающая питание от силовой цепи через регулируемое сопротивление 19, позволяющее настраивать РМО-4 (обороты отключения электромотора СА-189Б). Ампервитки компенсирующей обмотки действуют встречно ампервиткам сериесной обмотки;

б) вступает в действие система зажигания, так как пусковая катушка КП-21 включена параллельно СА-189Б;

в) включается реле 17 (обмотка которого получает питание от клеммы 4 реле 18). При включении реле 17 его нормально-замкнутые контакты 5—4 размыкаются, благодаря чего обесточивается шунтовая обмотка реле 18. Реле 18 остается включенным до тех пор, пока усилие от сериесной бомотки превалирует над суммой усилий от компенсирующей

| | |
|---|---|
| —воздушный электромагнитный кран | управляет подводом воздуха в механизм ленты перепуска. |
| —количество | 1 |
| 53 Центробежный датчик управления механизмом перепуска воздуха из компрессора: | |
| —тип | центробежный, однорежимный ЦД-3 |
| —передаточное число | 1,33 |
| —назначение | автоматически обеспечивает на заданных оборотах двигателя срабатывание электромагнитного воздушного крана в системе механизма ленты перепуска воздуха. |
| —количество | 1 |
| 54. Пневмоконтактор ПК-4 | автоматически обеспечивает срабатывание механизма заслонки выхлопной трубы стартера. |

**Самолетные агрегаты**

| | |
|---|---|
| 55. Генераторы. | |
| —тип | ГСР-18000Д шунтового возбуждения |
| —назначение | обеспечение питания бортовой сети самолета. |
| —направление вращения | левое |
| —передаточное число | 1,875 |
| —количество | 2 |
| 56. Механизм заслонки выхлопной трубы стартера. | электромеханический агрегат МЗК-2. |
| 57. Компрессор воздушный: | |
| —тип | АК-150Н |
| —назначение | питание сжатым воздухом пневматических устройств самолета |
| —направление вращения | правое |
| —передаточное число | 0,428 |
| —количество | 1 |
| 58. Гидронасос: | |
| —тип | 435ВФ, плунжерный |
| —назначение | создание давления в гидросистеме самолета |



| | |
|---|---|
| —направление вращения | правое |
| —передаточное число | 0,468 |
| —количество | 1 |
| 59. Тахометр: | |
| —тип | ТЭ5-2 |
| —передаточное число к датчику | 0,5 |
| 60. Тахометр стартера: | |
| —тип | ТЭ-45 |
| —передаточное число к датчику | 0,05 |
| 61. Термопара двигателя: | |
| —тип | ТВГ-11 |
| —назначение | замер температуры выходящих газов. |
| указатель: | |
| —тип | Т-1 |
| —количество комплектов | 1 |
| 62. Термопара стартера: | |
| —тип | ТСТ-29 |
| указатель: | |
| —тип | Т-2 |
| термопара: | |
| —тип | Т-9 |
| —количество комплектов | 1 |

| | |
|---|---|
| —максимальная температура газа в выходном патрубке на рабочих оборотах в °С | |
| а) при температуре окружающей среды до −15 С | не выше 680 |
| б) при температуре окружающей среды выше −15°С | не выше 700 |
| —при разгоне стартера в °С | не выше 800 |
| — разброс оборотов ротора стартера об/мин | не выше 35000. |
| | Количество запусков следующих подряд не более 5-ти с перерывом между включениями не менее 4-х мин. с последующим охлаждением после пятого запуска в течение 15 мин. |
| 43. Время работы стартера с момента нажатия на кнопку запуска в сек | не более 80 |
| —ресурс стартера | 400 чистовых режимных запусков. |
| —число запусков от аккумуляторной батареи 12САМ-53 (без подзарядки) | не менее 15 |
| 44. Таходинамо: | |
| —тип | генератор ТД-1 независимого возбуждения. |
| —количество | 1 |
| —назначение | обеспечивает при запуске питание командных элементов релейной коробки (сигнальное реле), создавая напряжение, пропорциональное оборотам двигателя. |
| 45. Релейная коробка: | |
| —тип | ПТ-4М |
| —количество | 1 |
| —назначение | автоматически обеспечивает включение и выключение агрегатов запуска. |
| 46. Общий расход пускового топлива на один запуск двигателя в кг | не более 3 |



| | |
|---|---|
| 47. Допустимая температура газа в реактивном сопле двигателя при запуске в °С | не более 690 |
| 48. Время выхода двигателя на режим малого газа ($n=1750^{+50}$) в сек. | не более 120 |

**Система зажигания, электрооборудования и управления**

| | |
|---|---|
| 49. Тип системы зажигания | искровой, вибраторный. |
| 50. Блоки пусковых катушек (вибраторного типа). | |
| а) для двигателя: | |
| —тип | КПМ1-2 |
| —назначение | питание током высокого напряжения свечей зажигания двигателя. |
| —количество | 2 |
| —напряжение питания в вольтах | 12—28,6 |
| б) для стартера: | |
| —тип | КП-21 |
| —назначение | питание током высокого напряжения свечей зажигания стартера. |
| —количество | 1 |
| —напряжение питания в вольтах | 12—28,6 |
| 51. Пусковые свечи. | |
| а) для двигателя: | |
| —тип | СД-96 с ионизаторами. |
| количество: — свечи | 4 |
| — ионизаторы | 4 |
| —назначение | обеспечение воспламенения пускового топлива при запуске двигателя. |
| б) для стартера: | |
| —тип | СД-55 АНМ |
| —количество | 2 |
| —назначение | обеспечение воспламенения пускового топлива при запуске стартера. |
| 52. Механизм ленты перепуска воздуха за III ступенью компрессора: | |
| —тип | воздушный, поршневой |
| —давление воздуха в системе управления лентой в кг/см². | 40±5 |
| —редуктор воздуха | РВ-40 |
| —количество | 1 |

| | |
|---|---|
| 26. Рабочие форсунки: | лекторе. |
| —тип | двухкамерные, двухступенчатые, центробежные. |
| —количество | 14 |
| —назначение | обеспечение подачи распыленного основного топлива в камеры сгорания двигателя. |

**Масляная система (см. фиг. 3)**

| | |
|---|---|
| 27. Сорт масла | МК-8 ГОСТ 6457-53 или трансформаторное ГОСТ 982-53 любой марки (с присадкой ВТИ-1 и без присадки). |
| 28. Расход масла в кг/час. | не более 1,5 |
| 29. Прокачка масла через двигатель на номинальном режиме при максимально допустимой и рекомендуемой температурах в л/мин. | 28±3 |
| 30. Давление масла в магистрали в кг/см²: | |
| —на максимальном и номинальном режимах | 4—5 |
| —на режиме 0,8 номинала. | не менее 4 |
| —на режиме малого газа | не менее 2 |
| —место установки датчика для замера давления масла | на штуцере крышки масляного фильтра. |
| 31. Температура масла на входе в двигатель в °С: | |
| —максимально допустимая | 80 |
| —минимально допустимая | — 40 |
| —рекомендуемая | 40—60 |
| 32. Максимально допустимая температура масла на выходе из двигателя в °С. | 105 |
| 33. Теплоотдача в масло на номинальном режиме при максимально допустимой температуре масла на входе в двигатель в кг. кал/мин. | не более 280 |
| 34. Масляный насос: | |
| —тип | шестеренчатый |
| —назначение | обеспечение нагнетания и откачки масла из двигателя |



| | |
|---|---|
| —количество секций | 4 заключенных в один корпус (1 секция нагнетающая и 3—откачивающих). |
| **Нагнетающая секция насоса:** | |
| —передаточное число | 0,827 |
| —производительность на номинальном режиме при противодавлении 5 кг/см², л/мин. | не менее 60 |
| Откачивающие секции насоса: | |
| —передаточное число | 0,827 |
| —производительность на номинальном режиме при противодавлении 0,8 кг/см², л/мин.: | |
| I секция | 60 |
| II секция | 60 |
| III секция | 60 |
| 35. Центробежный суфлер: | |
| —назначение | очищает воздух, выходящий из двигателя, от масла. |
| —передаточное число | 2,94 |

**Система запуска.**

| | |
|---|---|
| 36. Тип системы запуска | автономная, автоматическая, состоящая из стартера С300М с агрегатами, релейной коробки и таходинамо. |
| 37. Стартер: | |
| —тип | газотурбинный двигатель С300М. |
| —назначение | обеспечивает автоматический, автономный запуск двигателя. |
| 38. Выходная мощность (при температуре газа в выходном патрубке не выше 700°С) в л. сил. | 90—100 |
| 39. Расход топлива на режимах рабочих оборотов в кг/час. | 85—100 |
| 40. Габариты стартера: | |
| —длина (от фланца крепления до иглы выхлопного патрубка) в мм. | 935 |
| —диаметр в мм. | 520 |
| 41. Сухой вес стартера в кг. | 75+2% |
| 42. Режим работы стартера: | |
| —диапазон рабочих оборотов ротора стартера, об/мин. | 31000—33500 |

б) с начала автоматического регулирования n=3500 об/мин. до максимальных оборотов n=4700 об/мин. (приемистость дается с n=3500 об/мин.) . . 12—15

15. Максимально допустимое число оборотов ротора двигателя при пробе приемистости («заброс» оборотов) в об/мин. . . . не более 4800

16. Максимально допустимая температура (замеренная) газа в реактивном сопле при пробе приемистости в °С . . . . не более 700

17. Ресурс двигателя до первой переборки в часах . . . . . 200

**Топливная система (см. фиг. 2)**

18. Сорт топлива:
—рабочее . . . топливо ТС-1 ГОСТ 7149-54 и Т-1 по ГОСТ 4138-49.
—пусковое . . . . . авиационный бензин Б-70 (не этилированный) ГОСТ 1012-54 + 1% (по весу) масла МК-8 ГОСТ 6457-53 или трансформаторное ГОСТ 982-53 любой марки (с присадкой ВТИ-1 и без присадки).

19. Насос пускового топлива:
—тип . . . . . ПНР 10-3М шестеренчатый с электромотором МУ-102А.
—количество . . . . . 1
—назначение . . . обеспечение автономной подачи топлива в пусковые форсунки двигателя в момент запуска.

20. Давление пускового топлива в кг/см² . . . . . 1,4—1,75

21. Пусковые форсунки:
—тип . . . . . открытые, центробежные.
—количество . 4 шт., установленные в 3, 5, 10, 12 камерах.
—назначение . обеспечение подачи распыленного топлива при запуске двигателя.



22. Подкачивающий насос основного топлива:
—тип . . . . . ЦН-1А центробежный.
—количество . . . . . 1
—назначение . . . . . обеспечение подачи основного топлива к топливным насосам-регуляторам.
—передаточное число . . . 1,765
—направление вращения . . левое (смотря со стороны привода).

23. Давление топлива перед топливным насосом высокого давления в кг/см². . . . . 1,8—2,4

24. Топливные насосы-регуляторы:
—тип . . . . . ПН-28-15Б
—назначение . . . . . обеспечивают подачу топлива при запуске и режимной работе двигателя, управление двигателем и заданные числа оборотов двигателя на всех высотах и скоростях полета (начиная с оборотов автоматического регулирования) при неизменном положении рычага управления, а также регулируют подачу топлива в двигатель при приемистости и поддерживают на всех высотах минимально допустимое давление топлива.
—передаточное число . . . 0,95
—направление вращения . . левое (смотря со стороны привода).
—диапазон автоматического регулирования, об/мин. . . . 3500—4700±25

25. Давление топлива и место замера:
—максимально допустимое давление перед рабочими форсунками на максимальном режиме (в полете) в кг/см² . . . . не более 90
—место замера давления . . на доплнительном кол-

—из полости за VII-й ступенью компрессора для обогрева обтекателя турбостартера и накладных спиц;

—из разгрузочной полости переднего корпуса компрессора для обогрева кромок лопаток входного направляющего аппарата;

б) фланцами на корпусе компрессора, предназначенными для отбора подогретого в компрессоре воздуха для антиобледенительной системы самолета и наддува герметических кабин.

Для антиобледенительной системы самолета:

—количество фланцев . . . 4

—место отбора воздуха . . за VIII ступенью компрессора.

—количество отбираемого воздуха на номинальном режиме в кг/час. . . . . 6000±50

Для наддува герметических кабин самолета:

—количество фланцев . . . 4

—место отбора воздуха . за VII ступенью компрессора.

—количество отбираемого воздуха на номинальном режиме в кг/час. . . . . 620±20

Примечание: указанные количества отбираемого воздуха приведены к стандартным условиям.

## Основные режимы

10. Максимальный режим:

—число оборотов ротора в минуту . . . . . 4700±25

—число оборотов ротора в минуту для летной эксплуатации. 4700±50

—температура (замеренная и приведенная) газов за турбиной в °С:

а) на установившемся режиме при работе двигателя на земле не более 630



б) при работе двигателя в полете . . . . . не более 720

—продолжительность непрерывной работы в мин. . . . . не более 8

Примечание: 1. При выходе двигателя с малого газа на максимальный режим допускается кратковременный заброс температуры газов за турбиной до 660, с постепенным (в течение 1—1,5 мин.) понижением до установленной ТУ.

2. Температура газов за турбиной замеряется по показаниям 4-х термопар, расположенных равномерно по окружности реактивного сопла и берется осредненной.

3. В эксплуатации при полете допускается раскрутка максимальных оборотов до 4770 об/мин.

11. Номинальный режим:

—число оборотов ротора в минуту . . . . . 4425±25

—температура газа за турбиной в °С:

а) на установившемся режиме на земле (замеренная и приведенная) . . . . . не более 560

б) при работе двигателя в полете . . . . . не более 610

в) при отборе воздуха на антиобледенитель самолета . . . не более 620

—продолжительность непрерывной работы на земле в мин. . не более 120

—продолжительность непрерывной работы в полете в мин. . не ограничено

12. Режим 0,8 номинальной тяги:

—число оборотов ротора в минуту . . . . . 4175±25

—температура газа за турбиной на установившемся режиме (замеренная и приведенная) в °С . не более 480

13. Режим малого газа:

—число оборотов ротора в минуту . . . . . $1750^{+50}$

—температура газа за турбиной (замеренная) в °С . . . . не более 470

—время непрерывной работы. не ограничено

14. Время приемистости двигателя (на земле) в сек.:

а) от режима малого газа $n=1750^{+50}$ об/мин. до максимальных $n=4700\pm25$ об/мин. . не более 17

при этом от режима малого газа $n=1750^{+50}$ об/мин. до оборотов $n=3000$ об/мин. . . . . не менее 7

ГЛАВА I

# ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ

## Общие данные

| | |
|---|---|
| 1. Условное обозначение двигателя | РД-3М |
| 2. Тип двигателя | турбореактивный |
| 3 Компрессор: | |
| - тип . . . . . | осевой |
| - количество ступеней . . . | 8 |
| особенность конструкции | имеет автоматически управляемый механиз перепуска воздуха за III ступенью |
| 4 Камера сгорания | |
| - тип . . . . | прямоточная с отдельными жаровыми трубами в общем кожухе |
| — количество жаровых труб . | 11 |
| - размещение . . . . | по окружности относительно оси двигателя. |
| — нумерация . | против часовой стрелки, если смотреть со стороны реактивного сопла, считая верхнюю левую камеру первой |
| 5 Турбина | |
| - тип | осевая |
| - количество ступеней | 2 |
| 6 Реактивное сопло | |
| -- тип . . | нерегулируемое |
| — диаметр насадка в мм. . | 817.5—860 |
| 7 Направление вращения ротора | левое, если смотреть со стороны реактивного сопла |
| 8 Крепление двигателя к подмоторной раме. | по схеме, согласованной с самолетным заводом |
| 9. Двигатель оборудован: | |
| а) антиобледенительной системой, обеспечивающей подачу подогретого в компрессоре воздуха· | |

Настоящая инструкция вместе с «Временным кратким техническим описанием двигателя РД-3М» и эксплуатационными бюллетенями является основным руководящим документом для эксплуатации двигателей РД-3М.

Обо всех особенностях в работе двигателя, обнаруженных в процессе эксплуатации, а также особенностях, которые не нашли отражение в данной инструкции, просьба сообщить главному конструктору и заводу—изготовителю двигателей.



Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

# ВРЕМЕННАЯ ИНСТРУКЦИЯ

по эксплуатации двигателя РД-3М



Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

# ВРЕМЕННАЯ ИНСТРУКЦИЯ

по эксплуатации двигателя

РД-3М

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

50X1-HUM

Page Denied

Next 4 Page(s) In Document Denied

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/04/11 : CIA-RDP81-01043R003600030001-4

Приложение 9

**Пересчет галлонов в литры при заправке самолетов топливом**

| Количество галлонов | Количество литров (округленно) | |
|---|---|---|
| | пересчет из американских галлонов | пересчет из английских галлонов |
| 1 | 3,785 | 4,546 |
| 10 | 38 | 45,5 |
| 50 | 189 | 227 |
| 100 | 379 | 455 |
| 150 | 568 | 682 |
| 200 | 757 | 909 |
| 250 | 946 | 1136 |
| 300 | 1136 | 1364 |
| 350 | 1325 | 1591 |
| 400 | 1514 | 1818 |
| 450 | 1703 | 2045 |
| 500 | 1890 | 2270 |
| 1000 | 3790 | 4550 |
| 2000 | 7570 | 9090 |
| 3000 | 11360 | 13640 |
| 4000 | 15140 | 18180 |
| 5000 | 18900 | 22700 |
| 6000 | 22690 | 27250 |
| 7000 | 26480 | 31800 |
| 8000 | 30270 | 36360 |

Пересчет объемных единиц (литров) в весовые (килограммы) производится путем умножения литров на удельный вес топлива, замеренный во время заправки.

10. Во многих зарубежных аэропортах топливо и масла, заливаемые в баки самолетов, замеряются не в литрах, а в английских или американских галлонах.

Для облегчения пересчета галлонов в литры дается приложение 9.

Инструкцию составил кандидат технических наук *Н. А. РАГОЗИН.*

Тип. РИО ГУГВФ. Зак. 1523/1356

Приложение 7

**Спецификации на авиабензины для двигателей АШ-62ИР на самолетах Ли-2 и Ан-2**

| № п/п. | Показатели качества | Советский Союз | Англия | США |
|---|---|---|---|---|
| | | Б-91/115 | сорт 91/96 | сорт 91/98 |
| 1 | Номер спецификации | ГОСТ1012—54 | *DERD*-2485 | *mil-F*-5572 |
| 2 | Октановое число, не менее | 91 | 91 | 91 |
| 3 | Сортность на богатой смеси, не менее | 115 | 96 | 98 |
| 4 | Содержание ТЭСа в бензинах | 2,5 *г/кг* | 4,2 *см³/гал* | 4,0 *см³/гал* |
| 5 | Фракционный состав: | | | |
| | а) начало кипения, в °С не ниже | 40 | — | — |
| | б) 10% выкипает в °С, не выше | 82 | 75 | 75 |
| | в) 50% выкипает в °С, не выше | 105 | 105 | 105 |
| | г) 90% выкипает в °С, не выше | 145 | 135 | 135 |
| | д) 97,5% (конец кипения), в °С не выше | 180 | 170 | 170 |
| | е) остаток и потери в сумме, в процентах не более | 4 | 3 | 3 |
| 6 | Давление паров в мм. рт ст. не менее | | | |
| | не менее | 220 | 280 | — |
| | не более | 360 | 380 | 380 |
| 7 | Теплота сгорания в *ккал/кг* не менее | 10300 | 10400 | 10375 |
| 8 | Кислотность в *мг* КОН, не более | 1 | — | — |
| 9 | Содержание серы в процентах не более | 0,05 | 0,05 | 0,05 |
| 10 | Температура замерзания в °С, не выше | —60 | —60 | —60 |
| 11 | Фактические смолы в *мг*/100 *мл*, не более | 2 | 3 | 5 |
| 12 | Содержание водорастворимых кислот и щелочей | отсут. | отсут. | отсут. |
| 13 | Вода и механические примеси | отсут. | отсут. | отсут. |
| 14 | Цвет бензина | зеленый | голубой | голубой |



## III. Взаимозаменяемость масел для поршневых авиадвигателей

9. На поршневых авиадвигателях ГВФ применяются два сорта масел: масло сернокислотной очистки МК-22 и масло селективной очистки МС-20. Оба сорта масел взаимозаменяемы и могут смешиваться в любой пропорции.

10. В аэропортах зарубежных стран могут встречаться авиамасло Англии сорт «В» и авиамасло США сорт 1100. По своим основным характеристикам эти сорта масел очень близки к отечественному маслу МС-20 и их разрешается принимать на заправку всех типов самолетов ГВФ с поршневыми двигателями (приложение 5).

Спецификации авиамасла даны в приложении 8.

Приложение 8

**Спецификации на смазочные масла для поршневых авиадвигателей АШ-62ИР, АШ-82Т и АШ-82ФН, устанавливаемых на самолетах Ан-2, Ли-2, Ил-12 и Ил-14**

| № п/п. | Показатели качества | Советский Союз | | Англия | США |
|---|---|---|---|---|---|
| | | МК-22 | МС-20 | сорт „В" | сорт 1100 |
| 1 | Номер спецификации | ГОСТ 1013—49 | | *DERD* 2472 | *mil*-0-6082 |
| 2 | Кинематическая вязкость при 100°С в сантистоксах | не ниже 22 | не ниже 20 | средняя 20 | средняя 20 |
| 3 | Индекс вязкости (отношение вязкостей) | 8,75 | 7,85 | 95 | 95 |
| 4 | Коксуемость в процентах, не более | 0,70 | 0,50 | 0,95 | 1,2 |
| 5 | Кислотное число, не более | 0,10 | 0.05 | 0,10 | 0,10 |
| 6 | Содержание золы в процентах, не более | 0.004 | 0,003 | 0,5* | отсутст. |
| 7 | Температура вспышки в °С, не ниже | 230 | 225 | 243 | 243 |
| 8 | Температура застывания в °С, не выше | —14 | —18 | —12 | —12 |
| 9 | Плотность при 20°С, не выше | 0,905 | 0,895 | — | — |
| 10 | Водорастворимые кислоты и щелочи | отсут. | отсут. | отсут. | отсут. |
| 11 | Вода и механические примеси | отсут. | отсут. | отсут. | отсут. |

*) Содержание золы выражается в миллиграммах на 20 граммов масла.

Приложение 5

**Таблица взаимозаменяемости авиационных бензинов и масел для поршневых двигателей**

| Самолет | Двигатель | Советский Союз | | Англия | | США | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | бензин | масло | бензин | масло | бензин | масло |
| Ил-14 | АШ-82Т | Б-95/130 | МК-22 и МС-20 | сорт 100/130 | сорт „В" | сорт 100/130 | сорт 1100 |
| Ил-12 | АШ-82ФН | Б-95/130 | МК-22 и МС-20 | сорт 100/130 | сорт „В" | сорт 100/130 | сорт 1100 |
| Ли-2 | АШ-62ИР | Б-91/115 | МК-22 и МС-20 | сорт 91/96 | сорт „В" | сорт 91/98 | сорт 1100 |
| Ан-2 | АШ-62ИР | Б-91/115 | МК-22 и МС-20 | сорт 91/96 | сорт „В" | сорт 91/98 | сорт 1100 |



Приложение 6

**Спецификации на авиабензины для авиадвигателей АШ-82ФН и АШ-82Т на самолетах Ил-12 и Ил-14**

| № п/п. | Показатели качества | Советский Союз | Англия | США |
|---|---|---|---|---|
| | | Б-95/130 | сорт 100/130 | сорт 100/130 |
| 1 | Номер спецификации | ГОСТ1012—54 | *DERD*-2485 | *mil-F*-5572 |
| 2 | Октановое число | 95 | 100 | 100 |
| 3 | Сортность на богатой смеси | 130 | 130 | 130 |
| 4 | Содержание ТЭСа в бензинах | 3,3 *г/кг* | 4,2 *см³/гал* | 4,0 *см³/гал* |
| 5 | Фракционный состав: | | | |
| | а) начало кипения, в °С не ниже | 40 | — | — |
| | б) 10% выкипает в °С, не выше | 82 | 75 | 75 |
| | в) 50% выкипает в °С, не выше | 105 | 105 | 105 |
| | г) 90% выкипает в °С, не выше | 145 | 135 | 135 |
| | д) 97,5% (конец кипения), в °С не выше | 180 | 170 | 170 |
| | е) остаток и потери в сумме, в процентах не более | 4 | 3 | 3 |
| 6 | Давление паров в мм. рт. ст. не менее | | | |
| | не менее | 200 | 280 | — |
| | не более | 360 | 380 | 380 |
| 7 | Теплота сгорания в *ккал/кг* не менее | 10300 | 10400 | 10375 |
| 8 | Кислотность в *мг* КОН, не более | 1 | — | — |
| 9 | Содержание серы в процентах не более | 0,05 | 0,05 | 0,05 |
| 10 | Температура замерзания в °С, не выше | —60 | —60 | —60 |
| 11 | Фактические смолы в *мг*/100 *мл*, не более | 2 | 3 | 5 |
| 12 | Содержание водорастворимых кислот и щелочей | отсут. | отсут. | отсут. |
| 13 | Вода и механические примеси | отсут. | отсут. | отсут. |
| 14 | Цвет бензина | желтый | зеленый | зеленый |

Приложение 3

**Спецификация на реактивные топлива США**

| № п/п. | Показатели качества | Сорт и качество топлив | |
|---|---|---|---|
| | | *jp*-1 | *jp*-5 |
| 1 | Номер спецификации США | *mil-F*-5615 | *mil-F*-7914 |
| 2 | Удельный вес при 15°С | не выше 0,850 | 0,780—0,850 |
| 3 | Замерзание не выше, °С | —60 | —40 |
| 4 | Температура вспышки не ниже, °С | +46 | +60 |
| 5 | Фракционный состав: | | |
| | а) начало кипения, °С | — | — |
| | б) температура выкипания 10% не выше, °С | 210 | 210 |
| | в) температура выкипания 50% не выше, °С | — | — |
| | г) температура выкипания 90% не выше, °С | 255 | 243 |
| | д) конец кипения, не выше °С | 300 | 288 |
| | е) остаток и потери при разгонке, в процентах не более | 3 | 3 |
| 6 | Содержание серы, в % не более | 0,20 | 0,40 |
| 7 | Содержание меркаптановой серы, в процентах не более | 0,005 | 0,005 |
| 8 | Содержание фактических смол в миллиграммах на 100 *мл* топлив не более | 5 | 7 |
| 9 | Содержание ароматических углеводородов в процентах не более | 20 | 25 |
| 10 | Бромное число, не более | 3 | 5 |
| 11 | Кинематическая вязкость в сантистоксах, не более | 10 при —40°С | 16,5 при —34°С |
| 12 | Теплота сгорания в *ккал/кг*, не менее | 10170 | 10170 |
| 13 | Кислотное число, не более | 0,10 | 0,10 |
| 14 | Пробу на медную пластинку | выдерж. | выдерж. |
| 15 | Вода и механические примеси | отсут. | отсут. |



## 6. Пусковые топлива для турбореактивных двигателей

Запуск реактивных двигателей на самолете Ту-104 осуществляется не на основном рабочем топливе ТС-1, а на специальном пусковом топливе.

В качестве пускового топлива применять неэтилированный авиабензин Б-70 с добавкой 1% масла МК-8 или трансформаторного.

Применение этилированных авиабензинов для запуска реактивных двигателей запрещается. На международных авиалиниях ГВФ при заправке самолетов в зарубежных аэропортах в качестве пускового топлива применять неэтилированный авиабензин с любым октановым числом с добавлением к нему 1% масла.

В приложении 4 даются спецификации неэтилированных авиабензинов различных стран, которые разрешается применять в качестве пускового топлива на самолете Ту-104.

Приложение 4

**Авиабензины, применяемые в качестве пускового топлива на реактивных самолетах**

| № п/п. | Страна | Советский Союз | Англия | США |
|---|---|---|---|---|
| | Номер спецификации | ГОСТ-1012—54 | ДЕРД-2485 | *mil-F*-5572 |
| 1 | Давление паров в мм. рт. ст. | 360 | 300—380 | 300—380 |
| 2 | Фракционный состав: | | | |
| | а) начало кипения не ниже, °С | 40 | — | — |
| | б) 10% выкипает не выше, °С | 88 | 75 | 75 |
| | в) 50% выкипает не выше, °С | 105 | 105 | 105 |
| | г) 90% выкипает не выше, °С | 145 | 135 | 135 |
| | д) конец кипения не выше, °С | 180 | 180 | 180 |
| 3 | Содержание этиловой жидкости | 0 | 0 | 0 |
| 4 | Цвет бензина | бесцветный прозрачный | бесцветный прозрачный | бесцветный прозрачный |

## II. Взаимозаменяемость авиационных бензинов

7. На международных линиях ГВФ эксплуатируются два типа самолетов с поршневыми двигателями Ил-12 и Ил-14 и в некоторых случаях самолеты Ли-2 и Ан-2 (специприменения).

На самолетах Ил-12 и Ил-14 установлены двигатели АШ-82ФН и АШ-82Т, работающие на авиабензинах Б-95/130 с октановым числом 95. В зарубежных странах авиабензин с октановым числом 95 не вырабатывается и поэтому на заправку самолетов Ил-12 и Ил-14 в зарубежных аэропортах принимать авиабензин сорт 100/130 с октановым числом 100.

8. Самолеты Ли-2 и Ан-2 с авиадвигателями АШ-62ИР в зарубежных аэропортах заправлять авиабензинами сорт 91/96 и сорт 91/98.

Таблица взаимозаменяемости бензинов и масел, а также спецификации авиабензинов Англии и США даны в приложениях 5, 6 и 7.

Приложение 1.

**Спецификации на реактивные топлива Советского Союза**

| № п/п. | Показатели качества | Сорт и качество топлив | |
|---|---|---|---|
| | | Т-1 | Т-2 |
| 1 | Номер спецификации (ГОСТ) | ГОСТ 4138—49 | ГОСТ 7149—54 |
| 2 | Удельный вес при 20° С не менее | 0,800—0,850 | 0,775 |
| 3 | Температура замерзания (кристаллизации), °С не выше | —60 | —60 |
| 4 | Температура вспышки, в °С не ниже | +30 | +28 |
| 5 | Фракционный состав: | | |
| | а) начало кипения, в °С не выше | 150 | 150 |
| | б) температура выкипания 10%, в °С не выше | 175 | 165 |
| | в) температура выкипания 50%, в °С не выше | 225 | 195 |
| | г) температура выкипания 90%, в °С не выше | 270 | 230 |
| | д) конец кипения (98%), в °С не выше | 280 | 250 |
| | е) остаток и потери, в процентах не более | 2 | 2 |
| 6 | Содержание серы, в процентах не более | 0,10 | 0,25 |
| 7 | Содержание меркаптановой серы, в процентах не более | — | — |
| 8 | Содержание фактических смол в миллиграммах на 100 *мл* топлива (на месте потребления) не более | 11 | 10 |
| 9 | Содержание ароматических углеводородов в процентах не более | 25 | 22 |
| 10 | Иодное число, не более | 3,5 | 2,0 |
| 11 | Кинематическая вязкость в сантистоксах при +20°С не менее | 1,3 | 1,25 |
| | при —40°С не более | 16 | 8 |
| 12 | Теплота сгорания в *ккал/кг*, не менее | 10250 | 10250 |
| 13 | Кислотность в миллиграммах КОН на 100 *мл* топлива не более | 1 | 1 |
| 14 | Пробу на медную пластинку | выдерж. | выдерж. |
| 15 | Вода и механические примеси | отсут. | отсут. |



Приложение 2

**Спецификации на реактивные топлива Англии**

| № п/п. | Показатели качества | Сорт и качество топлив | |
|---|---|---|---|
| | | *jp*-1B | *jp*-5B |
| 1 | Номер спецификации Англии | DERD—2482 | DERD—2488 |
| 2 | Удельный вес при 15°С | 0,795—0,825 | 0,780—0,850 |
| 3 | Замерзание в °С не выше *) | —40 | —40 |
| 4 | Температура вспышки, в °С не ниже | +38 | +60 |
| 5 | Фракционный состав: | | |
| | а) начало кипения, в °С | — | — |
| | б) температура выкипания 20%, в °С не выше | 200 | 210 (10%) |
| | в) температура выкипания 50%, в °С не выше | — | — |
| | г) температура выкипания 90%, в °С не выше | — | — |
| | д) конец кипения, в °С не выше | 300 | 288 |
| | е) остаток и потери, в процентах не более | 3,0 | 3,0 |
| 6 | Содержание серы, в процентах не более | 0,20 | 0,40 |
| 7 | Содержание меркаптановой серы в процентах, не более | 0,005 | 0,005 |
| 8 | Содержание фактических смол в миллиграммах на 100 *мл* топлива, не более | 6 | 10 |
| 9 | Содержание ароматических углеводородов в процентах не более | 20 | 25 |
| 10 | Бромное число, не более | 3 | 5 |
| 11 | Кинематическая вязкость в сантистоксах, не более | 6 при —18° | 16,5 при —34° |
| 12 | Теплота сгорания в *ккал/кг*, не менее | 10170 | 10170 |
| 13 | Кислотное число, не более | 0,10 | 0,10 |
| 14 | Пробу на медную пластинку | выдерж. | выдерж. |
| 15 | Вода и механические примеси | отсут. | отсут. |

*) В Англии реактивное топливо сорт jp-1B изготовляется с температурой замерзания от —40° до —60°.

УТВЕРЖДАЮ
главный инженер ГУГВФ
генерал-майор ИТС
МАЛЮГА
27 мая 1957 г.

# ИНСТРУКЦИЯ ПО ВЗАИМОЗАМЕНЯЕМОСТИ РЕАКТИВНЫХ ТОПЛИВ, АВИАБЕНЗИНОВ И АВИАМАСЕЛ ПРИ ЗАПРАВКЕ САМОЛЕТОВ ГВФ В АЭРОПОРТАХ ЗАРУБЕЖНЫХ СТРАН

Заправка самолетов ГВФ топливом и смазочными маслами в аэропортах зарубежных стран производится в соответствии с инструкциями по эксплуатации самолетов.

## I. Взаимозаменяемость реактивных топлив

1. Для самолетов Ту-104 основными сортами реактивных топлив являются авиакеросины Т-1 и ТС-1 (приложение 1).

2. В большинстве капиталистических стран Западной Европы, Америки и Азии реактивные топлива вырабатываются и классифицируются в соответствии со спецификациями Англии и США.

В настоящее время в зарубежных странах для газотурбинных двигателей гражданской и военной авиации вырабатываются следующие сорта реактивных топлив типа авиакеросинов:

а) топливо jp-1 с температурой замерзания —60°С;
б) топливо jp-1B с температурой замерзания —40°С;
в) топливо jp-5 с температурой замерзания —40°С;
г) топливо jp-5B с температурой замерзания —40°С.

Подробно спецификации этих топлив даны в приложениях 2 и 3.

3. По своим основным физико-химическим показателям реактивное топливо сорт jp-1 с температурой замерзания —60°С наиболее близко подходит к топливам Т-1 и ТС-1.

При заправке в зарубежных аэропортах разрешается применять наравне с основными отечественными сортами топлив Т-1 и ТС-1 иностранное топливо сорт jp-1 с температурой замерзания —60°С с показателями качества, указанными в приложении 3.

4. Реактивные топлива сорт jp-1B, jp-5B и jp-5 по своим физико-химическим свойствам несколько отличаются от отечественных топлив Т-1 и ТС-1 и имеют температуру замерзания —40°С.

При отсутствии основных сортов топлив Т-1, ТС-1 и jp-1 с температурой замерзания —60°С в качестве их заменителей разрешается применять при температуре наружного воздуха на земле не ниже —30°С авиакеросины сортов jp-1B, jp-5B и jp-5 с температурой замерзания не выше —40°С и с показателями качества, как указано в приложениях 2 и 3.

При заказе топлива в зарубежных аэропортах требуется указать не только сорт реактивного топлива, но и номер спецификации.

# ПРИКАЗ

**начальника Главного управления Гражданского воздушного флота при Совете Министров СССР**

8 августа 1957 г. [redacted] Москва

50X1-HUM

О введении в действие «Инструкции по взаимозаменяемости реактивных топлив, авиабензинов и авиамасел при заправке самолетов в аэропортах зарубежных стран»

1. Ввести в действие «Инструкцию по взаимозаменяемости реактивных топлив, авиабензинов и авиамасел при заправке самолетов в аэропортах зарубежных стран».

2. Приказ и инструкцию проработать с экипажами самолетов, работающих на международных воздушных линиях ГВФ.

Начальник главного управления ГВФ
~~главный~~ маршал авиации ~~ЖИГАРЕВ~~.

[redacted]

50X1-HUM

ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО ФЛОТА
ПРИ СОВЕТЕ МИНИСТРОВ СССР



# ИНСТРУКЦИЯ

## по взаимозаменяемости реактивных топлив, авиабензинов и авиамасел при заправке самолетов ГВФ в аэропортах зарубежных стран



РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ СТОЛ АЭРОФЛОТА
МОСКВА
1957