

ГЛАВА III ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

I. РУЛЕНИЕ

1. Руление на старт производится после проверки экипажем готовности самолета к выруливанию по соответствующему разделу контрольной карты обязательных проверок и получения разрешения на выруливание. Во время руления гиросприборы должны быть включены и разарретированы.

2. Для страгивания самолета с места нужно плавно увеличить мощность обоих двигателей; для удобства пользования тормозами держать педали руля поворота нейтрально.

В начале руления проверить действие тормозов.

Руление, как правило, производится с расконтренной установкой хвостового колеса.

3. Для руления по прямой установить одинаковые обороты двигателей, а направление руления выдерживать торможением того или другого колеса. Руление по прямой при боковом ветре следует производить с законтренной установкой хвостового колеса, выдерживая направление увеличением оборотов наветренного двигателя и торможением противоположного колеса. Руление самолета при скоростях ветра от 10 до 18 м/сек разрешается производить с включенным автопилотом, удерживая педалями руль направления в нейтральном положении.

При скорости ветра свыше 18 м/сек руление само-

лета к аэровокзалу на исполнительный старт или к стоянке самолета производить с установленной струбциной на руле направления.

4. Развороты и довороты производить на уменьшенной скорости с расконтренной хвостовой установкой. Для разворота влево плавно нажать на левую тормозную педаль и одновременно увеличить газ правому двигателю. Соответственно производится разворот вправо. Выполняя развороты при боковом ветре, следует учитывать, что ветер способствует развороту навстречу ветру и, наоборот, вызывает затруднение при развороте по ветру.

5. На свободных рулежных дорожках и участках летного поля руление при необходимости может производиться на повышенной скорости, но не более 30 км/час.

Руление по неровной или незнакомой поверхности, вблизи препятствий, а также по размокшему грунту или обледеневшему аэродрому, когда эффективность тормозов понижается и самолет может продолжать движение даже с полностью заторможенными колесами, производить на пониженной скорости при максимальной осмотрительности обоих пилотов.

6. При отказе одного из двигателей руление на другом работающем двигателе не разрешается.

Предупреждение. Не разрешается разворачивать самолет с одним полностью заторможенным колесом, так как это создает большие нагрузки на шасси и может привести к разрушению покрышки и камеры колеса. При развороте с минимально допустимым радиусом конец консоли должен быть центром разворота.

7. В процессе руления необходимо следить за приборами, контролирующими работу двигателей. Не допускать перегрева или переохлаждения двигателей.

Температура головок цилиндров должна быть не ниже 120°C и не выше 215°C; температура входящего масла не ниже 50° и не выше 75°C.

8. При рулении в условиях высокой влажности воздуха включить подогрев поступающего в карбюратор воздуха, доведя температуру смеси до плюс 8° — плюс 10°C.

9. Если руление производится в условиях снегопада или дождя, периодически (не более чем на 1 минуту) включать обогрев ПВД.

10. При рулении по неукатанному снежному покрову периодически закрывать и открывать заслонки маслора-

диаторов — во избежание примерзания их из-за попадания снега на маслорадиатор.

11. Руление ночью производить на малой скорости с включенными АНО и при необходимости использовать одну или обе фары, включая их кратковременно, по очереди, не более, чем на 1—2 минуты.

За три минуты до выруливания ночью выключить в пилотской кабине лампы яркого освещения и включить УФО для того, чтобы глаза освоились с темнотой. Ночью лампы УФО рекомендуется затенять, а по мере наступления рассвета открывать.

Перед выруливанием дополнительно убедиться в исправной работе гиросприборов.

2. ПОДГОТОВКА К ВЗЛЕТУ

На предварительном* старте:

После окончания руления и остановки самолета около ВПП необходимо затормозить колеса, включить стояночный тормоз и проверить готовность самолета к взлету, при этом:

1) Проверить правильность установки рукояток бензокранов для обеспечения питания двигателей. Четырехходовой кран и бензиномер должны быть включены на левый передний бак, из которого будет производиться расход бензина на взлете, трехходовой — на оба двигателя; открыть кран взаимного питания.

Предупреждение. Перед взлетом после проверки работы двигателя бензобаки не переключать.

Проверить по бензиномеру количество бензина в левом переднем баке, из которого расходуется бензин при взлете. Бензина в левом переднем баке, предназначенном для взлета, должно быть не менее 300 л.

2) Убедиться, что самолет установлен на стояночные тормоза.

3) Перед пробой двигателей командиром корабля проверить положение рычагов управления РПО и автокорректоров. Рычаги управления шагом винтов должны находиться в положении «Малый шаг», рычаги автокорректоров — на упоре или на риске; выключить подогрев воздуха, поступающего в карбюратор (если он был включен во время руления), или использовать его в зависи-

мости от атмосферных условий, так как это указано на стр. 187.

4) Проверить работу двигателей, поочередно увеличив их обороты до 2000—2200 в минуту на время приблизительно до 10 секунд. При этом проверить приемистость двигателя и убедиться в отсутствии тряски.

5) Проверить показания приборов при опробовании двигателя; при 2000—2200 *об/мин* показания приборов каждого двигателя должны быть следующие:

давление масла — 4,0—5,0 *кг/см²*,

давление бензина — 0,3—0,35 *кг/см²*,

температура головок цилиндров — не ниже 120° и не выше 215°,

температура входящего масла — не ниже 50° и не выше 75°.

6) Убедиться в том, что давление по манометрам гидросистемы и шасси не меньше 42 *кг/см²*, рукоятка крана шасси находится в положении «Нейтрально», рукоятка управления замком шасси прикреплена к полу и кран автопилота выключен.

7) Проверить, убраны ли щитки и находится ли рукоятка крана щитков в нейтральном положении.

8) Проверить действие рулей и элеронов и положение триммеров (нейтрально).

9) Ночью и в сложных метеоусловиях включить АРК.

10) Зимой проверить, нет ли снега или инея на плоскостях.

11) Открыть жалюзи и заслонки маслорадиатора в положение, обеспечивающее нормальное тепловое состояние двигателей на взлете.

12) Убедиться в том, что рычаги управления шагом винтов находятся в положении «Малый шаг», а рычаги автокорректоров — в положении на упоре (на риске); подогрев воздуха, входящего в карбюратор, должен быть выключен или использоваться в зависимости от атмосферных условий так, как это указано на стр. 187.

13) Убедиться в открытии крана взаимного питания.

14) Включить РВ-2 на диапазон малых высот.

15) Получив разрешение для выруливания, отпустить стояночный тормоз и вырулить на предварительный старт.

В условиях возможного наземного обледенения самолета перед выруливанием на старт дать команду второ-

му пилоту (бортмеханику) осмотреть, нет ли льда на плоскостях и хвостовом оперении.

16) При длительном ожидании разрешения взлета на предварительном старте следить за температурой головок цилиндров и масла, не допуская их повышения или понижения сверх рекомендуемых температур.

17) Убедиться в нормальной работе giroприборов (авиагоризонта, гиropolукомпаса, чувствительной части автопилота) и остальных авиаприборов.

18) Убедиться, что раздел контрольной карты обязательных проверок экипажем выполнен на предварительном старте, после чего, получив разрешение, вырulить на исполнительный старт.

На исполнительном старте

1) Вырулив на исполнительный старт, установить самолет в направлении линии взлета, законтрить хвостовую установку (для чего, закрыв замок, немного прорулить по прямой) и затормозить колеса.

2) Проверить, законтрено ли хвостовое колесо.

3) Проверить правильность показаний стрелок приборов ПСП и giroприборов.

4) Установить на гиropolукомпасе ГПК-48 (ГПК-52) магнитный курс взлета, а на автомате курса автопилота — значение «0». При отсутствии ГПК установить на автомате курса автопилота значение магнитного курса взлетной полосы.

Согласовать показания магнитных компасов.

5) Проверить установку на «0» стрелок высотомеров.

6) Установить секторы подогрева воздуха, поступающего в карбюратор, в соответствии с рекомендациями, изложенными на стр. 187.

7) В условиях обледенения, осадков и высокой влажности включить подогрев ПВД и, нажав на кнопку, проверить работу обогревательного элемента.

8) При отрицательных температурах наружного воздуха ниже минус 35°C для того, чтобы убедиться в исправной работе курсовых giroприборов, необходимо слить их показания. Допустимые расхождения $\pm 2^\circ$.

9) Если руление производилось с установленной струбциной на руле направления, то необходимо установить двигателям малый газ и удерживать педали руля.

направления в нейтральном положении; командир корабля дает команду о снятии струбцины с руля направления. После снятия струбцины опробовать действие рулей и доложить руководителю полетов, что струбцины сняты, рули проверены и автопилот выключен.

10) Убедиться, что полностью выполнены пункты раздела контрольной карты обязательных проверок на исполнительном старте, экипаж докладывает диспетчеру о выполнении контрольной карты, после чего получает разрешение о производстве взлета.

Руление самолета на лыжах

Страгивание самолета с места производится путем плавной дачи газа обоим двигателям—1800—1900 об/мин. Рулить на лыжах в тихую погоду не представляет трудностей. Направление руления выдерживается с помощью руля направления и дачей газа соответствующему двигателю. Не следует при рулении разгонять самолет, а руление производить на малой скорости.

Вследствие значительного трения лыж о поверхность аэродрома самолет быстро останавливается, особенно при рулении по глубокому снегу. Трение лыж о поверхность аэродрома облегчает маневрирование самолета при рулении.

При рулении по снежному покрову не рекомендуется останавливать самолет, так как лыжи мгновенно примерзают к поверхности аэродрома. На ледяном или хорошо укатанном аэродроме с заледеневшей поверхностью можно допускать остановку самолета, так как в этом случае не происходит сильного примерзания лыж.

Руление самолета на лыжах при сильном ветре представляет значительную трудность, особенно при выполнении разворотов.

Для обеспечения нормального руления нужно отрегулировать режим «Малый газ» двигателей так, чтобы при уборке сектора газа двигателя не «глохли». Остановка их при уборке секторов газа может привести к поломке самолета, если при рулении в какой-нибудь критический момент нужно будет поддерживать направление движения самолета с помощью мощности работающего двигателя.

Аэродромы и ВПП не должны иметь торосов, валунов, бугров, застрогов, передувов, кочек и других неров-

ностей, превышающих 30 см. В случае, если встретятся такие неровности, необходимо избегать их при рулении, чтобы не поломать лыжи и предохранительные тросы лыж, при этом рулить следует осторожно со скоростью идущего человека.

Руление самолета осуществляется при различных оборотах двигателей, в зависимости от состояния поверхности аэродрома.

Развороты самолета на лыжах при рулении

Для того, чтобы развернуть самолет при рулении, следует расконтрить установку хвостового колеса, отклонить полностью педаль управления рулем направления в сторону разворота и затем, увеличивая число оборотов двигателя противоположной стороны, выполнить разворот.

Развороты надо выполнять на максимальной скорости руления и в сторону ветра. Для этого требуется убрать газ двигателей и остановить самолет, отклонив руль направления в сторону разворота, энергичным движением перевести вперед сектор газа двигателя противоположной развороту стороны, а другой двигатель, в сторону которого производится разворот, должен работать на режиме малого газа. Этим маневром обеспечивается энергичный разворот самолета без его разгона. При разворотах ни в коем случае нельзя разгонять самолет.

При сильном ветре, особенно на льду, развороты самолета рекомендуется делать с помощью людей, путем толкания руками хвостовой части самолета в сторону, противоположную развороту, или тянуть за веревку, перекинутую через стойку установки хвостового колеса.

3. ВЗЛЕТ

Взлет в простых метеоусловиях

Выполнение взлета производится после проверки экипажем готовности самолета к взлету на исполнительном старте и получения разрешения на взлет.

Взлет самолета рекомендуется начинать при температуре головок цилиндров 160—180° и температуре масла 60°C.

Предельно-допустимая скорость встречного ветра для взлета — 25 м/сек.

Для выполнения взлета необходимо!

1. Выбрать ориентир для контроля направления взлета и установить шкалу ГПК на магнитный курс взлета.

2. Растормозить колеса, включить секундомер, плавно установить двигателям взлетную мощность ($P_F=1050$ мм рт. ст., $n=2200$ об/мин) и начать разбег.

3. После того, как самолет пробежит 30—40 м в трехточечном положении, плавным отжатием штурвала поднять хвост самолета и выдерживать направление, управляя рулем направления.

4. В процессе разбега убедиться в нормальной работе двигателей. При малейшей неисправности в работе двигателей немедленно прекратить разбег. После установления взлетного режима и достижения прямолинейности разбега снять правую руку с рукояток управления двигателями и обеими руками управлять штурвалом самолета.

5. По достижении скорости 120 км/час самолет отрывается от земли. Отрывать самолет при большом угле атаки на меньшей скорости запрещается, так как в этом случае ухудшаются его устойчивость и управляемость, а также не допускается чрезмерное поднятие хвоста.

6. После отрыва от земли выдержать самолет плавным отклонением штурвала от себя до увеличения скорости по прибору 150—160 км/час с таким расчетом, чтобы высота к этому времени составила 8—12 м.

7. На скорости 150—160 км/час убрать шасси.

8. При достижении скорости полета 170—175 км/час перевести самолет в набор высоты, сняв давление от штурвала триммером.

9. На взлете допускается максимальная температура головок цилиндров до 245°C в течение 5 минут.

Максимальная температура масла допускается до 85° (в течение не более 3 минут).

Взлет с боковым ветром

Предельно допустимая скорость бокового ветра под 90° к оси ВПП для взлета самолета Ли-2 установлена 8 м/сек. Предельно-допустимая скорость бокового ветра под различными углами к оси ВПП определяется из таблицы 16.

Таблица 16

Угол между направлением ветра и осью ВПП, гра- дусов . . .	90	80	70	60	50	45	40	30	0	10	0
Предельно-допустимая скорость ветра, м/сек. .	8	8	8,5	9	10	11	13	16	20	25	

Боковой ветер при взлете вызывает на разбеге разворот самолета навстречу ветру и крен в сторону направления ветра, а в конце разбега и после отрыва — снос самолета.

При выполнении взлета с боковым ветром необходимо руководствоваться следующим:

1. Подъем хвоста самолета начинать позже, чем при обычном взлете, так как при небольшой скорости, когда руль поворота еще недостаточно эффективен, самолет в трехточечном положении обладает большей путевой устойчивостью.

2. Сохранение направления разбега осуществлять использованием руля направления, а при необходимости — двигателями.

Если отклонения руля направления и элеронов недостаточны для выдерживания направления взлета, то в первой половине разбега следует уменьшить наддув подветренному двигателю (при ветре слева — правому, а при ветре справа — левому). По мере набора скорости увеличивать наддув задросселированного двигателя.

В начале разбега и до отрыва парировать снос самолета, для чего при ветре справа следует нажать на левую педаль и повернуть штурвал вправо, при ветре слева — нажать на правую педаль и повернуть штурвал влево.

По мере возрастания скорости эффективность руля поворота и элеронов увеличивается, поэтому следует постепенно уменьшать их отклонение, выдерживая направление разбега и производя отрыв самолета без крена.

3. Скорость отрыва самолета должна быть на 5—10 км/час больше нормальной, т. е. 125—130 км/час.

4. После отрыва самолета не допускать касания зем-

ли колесами, так как из-за сноса произойдет боковой удар, что может привести к срыву пневматика или другим повреждениям шасси.

5. Высота выдерживания после отрыва самолета должна быть больше, чем при взлете без бокового ветра (не менее 10 м в начале выдерживания), так как в этих условиях наиболее вероятно увеличение крена самолета от порыва ветра. Последнее может вызвать задевание консолю крыла за землю.

6. Сохранять направление полета, создавая крен в сторону, обратную сносу, и нажимая на педаль, противоположную крену. После преодоления препятствий — со сносом бороться углом упреждения.

Взлет с размокшего, песчаного или снежного неукатанного аэродрома

Взлет с размокшего, песчаного или снежного неукатанного аэродрома усложняется вследствие того, что грязь, песок или снег создают дополнительное сопротивление, увеличивающее разбег самолета и вызывающее в сочетании с силами тяги винтов капотирующий момент.

Командир корабля, учитывая указанные факторы, при выполнении взлета должен руководствоваться следующим:

1. Обязательно заруливать на старт с расчетом наибольшего использования длины летного поля для взлета.

2. Отрыв хвостового колеса на разбеге производить несколько раньше, чем при взлете в нормальных условиях, чтобы исключить сопротивление хвостового колеса, — этим сокращается разбег самолета.

3. Для предотвращения капотирования самолета во время руления, разбега и взлета не следует при загрузке самолета создавать переднюю центровку. В начале разбега совершать с полуопущенным хвостом, для того, чтобы за счет возрастающей подъемной силы крыльев вывести колеса на поверхность покрова аэродрома, после чего постепенно увеличивать подъем хвоста из расчета отрыва самолета на скорости 120—125 км/час.

4. Взлет на колесах с неукатанного снежного аэродрома при полном полетном весе возможен при мягком снежном покрове в том случае, если самолет рулит при

оборотах 1900—2000 *об/мин* (при винте, установленном на малый шаг).

5. Если при взлете на колесах с сильно размокшего аэродрома, с аэродрома с неукатанным снежным покровом или песчаного аэродрома во второй половине разбега отсутствует стремление к дальнейшему нарастанию скорости, следует плавным движением штурвала на себя облегчить выход колес на поверхность покрова аэродрома, не допуская при этом преждевременного отрыва самолета от земли (на скорости менее 120 *км/час*).

6. При уменьшении полетного веса на каждые 1000 *кг* длина разбега самолета сокращается в среднем на 80—120 *м*, а длина взлетной дистанции — на 200—300 *м*. В зависимости от конкретных условий взлета сокращение длины разбега и взлетной дистанции определяется по номограмме (см. рис. 9).

Взлет ночью и в сложных метеоусловиях

После выруливания на старт необходимо:

1. Определить правильность установки самолета по старту и законтрить хвостовое колесо.

2. Совместить шкалу ГПК с магнитным курсом взлета.

3. После получения разрешения на взлет включить фары. Если при включении фар создается «экран», ухудшающий видимость (при снегопаде, дожде, дымке и т. д.), а стартовые огни обеспечивают сохранение направления разбега, то взлет совершать с выключенными фарами.

4. Направление взлета выдерживать по линии стартовых огней, выбранным световым ориентиром и ГПК.

5. Отрыв самолета от земли производить на скорости не менее 120 *км/час*.

6. После отрыва от земли продолжать полет с небольшим углом набора высоты до достижения скорости по прибору 160—165 *км/час*, не допуская касания колесами земли.

7. Уборку шасси производить на скорости не менее 160 *км/час* и на высоте не ниже 5 *м*, учитывая, что преждевременная уборка шасси может при приближении самолета к земле повлечь за собой задевание винтами за землю.

8. По достижении скорости 160—165 *км/час* плавно

перевести самолет в набор высоты с вертикальной скоростью 1—2 м/сек с дальнейшим увеличением скорости до 180 км/час.

9. После взлета и преодоления препятствий в направлении взлета на высоте не менее 50 м выключить фары и перевести двигатели на номинальный режим работы.

Взлет в условиях снегопада или дождя производить с включенным обогревом ПВД.

Взлет при высоких температурах наружного воздуха

Взлет при высоких температурах (выше $+25^{\circ}\text{C}$) значительно усложняется вследствие падения мощности и повышения температурного режима двигателей.

В этих условиях необходимо:

1) Тщательно определять длину разбега и взлетную дистанцию, пользуясь номограммой (см. рис. 9) и указаниями к ней.

2) Обязательно заруливать на старт с расчетом наибольшего использования длины летного поля для взлета.

3) Не допускать преждевременного отрыва самолета от земли, имея в виду, что длина и продолжительность разбега увеличивается.

4) Не начинать взлет, если температура головок цилиндров выше 205°C и входящего масла — выше 75°C .

Если температура головок цилиндров превышает 205°C , то следует остановить двигатели и дать им остыть по возможности до $150—160^{\circ}\text{C}$. При наличии на самолете системы подачи воды на всасывании в двигателе использовать ее, как указано на стр. 192.

Взлет на самолете, оборудованном подачей воды (в условиях положительных температур наружного воздуха $+25^{\circ}$ и выше), производить с включением подачи воды, одновременно с дачей газа для взлета или непосредственно после дачи газа на взлет.

Включение подачи воды одновременно с переводом работы двигателей на взлетный режим гарантирует взлет без перегрева головок цилиндров (при любой практически встречающейся температуре наружного воздуха до $+45^{\circ}\text{C}$ включительно).

Включать подачу воды на взлете должен бортрадист или второй пилот — на самолетах, где управление кранами соединено с рукоятками управления жалюзи (по

команде командира корабля). Включение подачи воды осуществляется поворотом ручек распределительных кранов системы из положения «Закрыто» в положение «Открыто», или переводом вперед рукояток управления жалюзи, где рукоятки соединены с кранами. Перекрывной же кран всегда должен находиться в положении «Открыто».

Температура головок цилиндров в наборе высоты не должна быть ниже 170°C . При температуре ниже 170°C подачу воды в двигатели надо прекратить, закрыв распределительные краны; в противном случае можно переохладить двигатели водой, что приведет к их тряске и ухудшению работы свечей в процессе сгорания рабочей смеси.

При температуре головок цилиндров 210°C и выше снова включить подачу воды и продолжать набор до высоты заданного эшелона.

Расход воды при нормальной регулировке системы составляет приблизительно 60 л/час на оба двигателя. Отклонение в расходе воды от указанных норм свидетельствует о несоответствии размера жиклера форсунки, о засорении форсунки или о загрязнении фильтра-огстойника.

Отказ одного из двигателей на взлете

1. Командир корабля перед взлетом обязан знать рельеф местности и свободные от препятствий площадки в зоне подходов в радиусе 10—15 км от аэродрома на случай вынужденной посадки при отказе двигателя на взлете.

2. Во время взлета экипаж должен быть готов в любой момент принять меры для обеспечения безопасности полета или приземления на случай отказа двигателя.

Отказ двигателя на разбеге

1. Основными признаками отказа в работе двигателя на разбеге являются:

а) в начале разбега (до подъема хвоста) — показания приборов и ненормальная работа двигателя (тряска, выхлопы);

б) после подъема хвоста — разворот самолета в сто-

рону отказавшего двигателя, показания приборов, недостаточная тяга, медленное нарастание скорости.

2. Если один из двигателей отказал в начале разбега или обнаружились признаки ненормальной работы двигателя, следует немедленно убрать газ обоих двигателей и прекратить разбег.

3. Если один из двигателей отказал в конце разбега, надо немедленно убрать газ обоих двигателей и прекратить разбег. Если при этом торможение самолета по прямой не обеспечивает его остановки до встречи с препятствием, следует расконтрить хвостовое колесо и отвернуть самолет. В случае, когда и при этом не удастся избежать встречи с препятствием, следует, по усмотрению командира корабля, убрать шасси или торможением одного из колес шасси развернуть самолет так, чтобы избежать лобового удара. Уборка шасси не исключает пользования тормозами. Такой разворот связан с возможностью повреждения самолета, но менее опасен для жизни экипажа и пассажиров.

Во время разворота второй пилот (бортмеханик) по команде командира корабля должен выключить зажигание, бортсеть и перекрыть доступ бензина к двигателям.

4. На обледеневшем или скользком аэродроме, где торможение неэффективно, а также в случае отказа тормозной системы или необходимости избежать столкновений с препятствиями, разрешается для разворота использовать мощность работающего двигателя.

Отказ одного из двигателей до достижения скорости 160 км/час

1. Основной признак отказа двигателя — стремление самолета к развороту в сторону отказавшего двигателя.

Если один из двигателей отказал в работе на выдерживании, когда скорость самолета меньше 160 км/час, следует прекратить взлет и произвести посадку перед собой. Если к этому моменту шасси находится в процессе подъема, а также если местность не обеспечивает безопасной посадки перед собой, разрешается производить посадку с убраннным шасси.

2. Перед посадкой с убраннным шасси второй пилот (бортмеханик) по команде командира корабля должен выключить зажигание, бортсеть и перекрыть доступ бензина к двигателям.

Отказ одного из двигателей после достижения скорости 160 км/час

1. Основной признак отказа двигателя — стремление самолета к развороту в сторону отказавшего двигателя.

2. В случае отказа двигателя в конце выдерживания или при переходе в набор высоты, когда скорость превысила 160 км/час, самолет обладает летными данными, позволяющими продолжать полет и преодолеть у границы аэродрома препятствия высотой не более 25 м.

Командиру корабля представляется право продолжать полет или прекратить взлет, в зависимости от того, что он считает более безопасным в данных условиях.

3. При продолжении полета с отказавшим двигателем командир корабля, удерживая самолет от разворота и создания крена в сторону отказавшего двигателя и не теряя времени на выяснение причин отказа, подает второму пилоту (бортмеханику) команду: «Левому флюгер» (или «Правому флюгер») для немедленного флюгирования винта отказавшего двигателя. Одновременно командир корабля плавно в течение 10—12 секунд уменьшает скорость полета до 150 км/час и на этой скорости продолжает полет.

Переход со скорости 160 км/час на скорость 150 км/час и дальнейший полет на этой скорости продолжается 30—40 секунд. При этом самолет дополнительно набирает 25—30 м высоты, что вместе с начальной высотой 8—12 м (при правильном профиле взлета) составит высоту 35—40 м над землей. После этого командир корабля должен плавно перевести самолет на скорость 160 км/час и на этой скорости, используя взлетную мощность, производить набор высоты до 100 м.

В случае, если воздушный винт отказавшего двигателя не переходит во флюгерное положение, необходимо прекратить взлет и произвести посадку. Второй пилот по команде командира корабля должен в кратчайшее время перевести лопасти винта отказавшего двигателя на предельно большой шаг для того, чтобы уменьшить аэродинамическое сопротивление винта и полностью открыть сектором газа дроссельную заслонку (для уменьшения гидравлического сопротивления), после чего установить трехходовой бензокран на работающий двигатель и закрыть кран взаимного питания.

4. Второй пилот в первый момент при отказе двигателя обязан помогать командиру корабля удерживать самолет от разворачивания, а затем по команде командира корабля в кратчайшее время перевести винт отказавшего двигателя во флюгерное положение и доложить об этом командиру корабля.

5. В случае отказа двигателя, гидронасос которого работает в данное время на основную гидросистему, второй пилот (бортмеханик) одновременно с флюгированием (правой рукой), левой рукой переключает распределительный кран гидросистемы на работающий двигатель, чтобы обеспечить подъем шасси.

6. Набирать высоту командир корабля должен без крена, удерживая ногой усилия, возникающие на педали, и не отвлекая своего внимания на отклонение триммера руля направления.

7. Во время набора высоты, на высоте не менее 50 м, на скорости 160 км/час второй пилот (бортмеханик) усганавливает трехходовой бензокран на работающий двигатель, выключает зажигание, закрывает створки маслорадиатора и лобовые жалюзи (зимой) отказавшего двигателя.

8. После набора 100 м высоты следует уменьшить режим работающего двигателя до номинального ($n=2100$ об/мин, $P_k=900$ мм рт. ст.) и произвести заход на посадку.

9. Командиру корабля в любой момент продолжения полета после отказа двигателя на взлете предоставляется право совершить посадку с убраннным шасси.

Посадка на аэродром разрешается как с выпущенным, так и с убраннным шасси в любом безопасном направлении — по выбору командира корабля.

10. В случае крайней необходимости для обхода препятствий допускаются пологие отвороты как в сторону работающего, так и в сторону неработающего двигателей на скорости не менее 160 км/час с креном 5—10°.

11. Развороты после взлета с отказавшим двигателем следует производить на высоте не ниже 50 м и на скорости не менее 160 км/час с креном в сторону работающего двигателя 10—15°, а в сторону неработающего двигателя — до 10°.

При выполнении отворота или разворота командир корабля обязан следить за скоростью по прибору, ни в

кчем случае не допуская ее уменьшения. Особенно недопустимо уменьшение скорости при выполнении отворота или разворота в сторону неработающего двигателя.

Командир корабля должен помнить, что потеря скорости может вызвать резкое скольжение и срыв самолета.

12. При отсутствии препятствий на границе аэродрома и ровном рельефе местности в радиусе 10—15 км командир корабля может, по своему усмотрению, продолжать полет после отказа одного из двигателей, сохраняя скорость по прибору 160 км/час.

В этом случае пилотирование самолета упрощается, но для набора высоты порядка 100 м продолжительность полета составит 3,5—3 минуты, в зависимости от внешних условий.

Взлет самолета с лыжным шасси

Взлет самолета на лыжах производить так же, как и на колесном шасси. При этом рекомендуется выпускать закрылки на 12—15°.

В начале разбега направление взлета должно выдерживаться секторами газа двигателей до набора самолетом определенной скорости, а затем — рулями и элеронами. При взлете самолет нормально выдерживает направление и легко отрывается на скорости 125 км/час по прибору.

При боковом ветре курс самолета на взлете выдерживается рулем направления. Появляющееся боковое скольжение при этом учитывается подобранным углом сноса до отрыва самолета от ВПП.

Лыжи самолета имеют боковые скосы, которые на разбеге самолета частично исключают возможность их зарывания в снег. После отрыва выдерживание самолета производится так же, как и на колесном шасси.

При достижении скорости 150—160 км/час по прибору необходимо начать уборку шасси самолета. Следует иметь в виду, что уборка лыжного шасси самолета происходит медленно из-за большого веса лыж. При уборке шасси не допускать превышения скорости более 240 км/час. Набор высоты производить на скорости 180—190 км/час по прибору.

Отказ одного из двигателей на взлете в условиях

температур наружного воздуха ниже минус 20°C на самолете с лыжным шасси, с полетным весом 11500 кг практически по летным характеристикам ничем не отличается от самолета с колесным шасси, с полетным весом 10700 кг при температурах наружного воздуха не выше $+15^{\circ}\text{C}$.

4. НАБОР ВЫСОТЫ

1. После преодоления всех препятствий в направлении взлета и уборки шасси командир корабля устанавливает номинальный режим работы двигателей (2100 об/мин , $P_k = 900 \text{ мм рт. ст.}$), на котором и производит набор высоты до 100 м.

2. После достижения высоты 100 м перевести двигатели на крейсерский режим работы (1650 об/мин и наддув 710 мм рт. ст.) и продолжать набор высоты до заданного эшелона.

Предупреждение. Во время набора высоты пользоваться высотными автокорректорами для обеднения смеси запрещается. Рычаги управления автокорректорами должны находиться в положении на упоре или на риске.

3. После достижения высоты 300 м закрыть бензиновый кран взаимного питания.

4. При переходе в набор высоты эшелона установить шкалы высотомеров на давление 760 мм рт. ст.

5. При полете в условиях, когда возможно обледенение карбюраторов, после установления необходимого режима работы двигателей включить подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, так как указано на стр. 187.

6. После набора высоты не ниже 300 м (по давлению на уровне аэродрома), произвести наружный осмотр двигателей из кабины.

7. Переключить четырехходовой бензокран на один из баков (последовательность включения которых указана на стр. 167). Перед переключением четырехходового бензокрана вначале переключить бензиномер на включаемый бак и убедиться в наличии в нем бензина.

Примечание. Не допускается выключение одновременно крана взаимного питания и переключение четырехходового бензокрана. Во всех случаях при включении или выключении кранов бензосистемы необходимо внимательно следить за работой двигателей и давлением бензина и быть готовым при необходимости (создать давление) подкачать бензин ручным насосом.

8. В условиях низких температур наружного воздуха включить отопительную систему самолета и отрегулировать температуру воздуха в пассажирской и пилотской кабинах.

9. Данные набора высоты на крейсерском режиме с полетным весом 10700 кг приведены в таблице 17.

Таблица 17

Крейсерские режимы набора высоты

Высота, м	Скорость, км/час по прибору	Режим работы двигателей		Время набора высоты, минут	Пройденное расстояние в штиль, км	Расход бензина за время набора, кг
		Обороты	Наддув			
1000	180	1650	710	8	24	60
2000	180	1650	710	14	44	90
3000	175	1800	700	21	70	130
4000	170	1800	600	29	100	180

10. При необходимости более быстрого набора высоты (преодоление препятствий, обледенение и т. п.) можно использовать номинальный режим работы двигателей в наборе высоты.

Наивыгоднейшая скорость набора высоты с полетным весом 10700 кг на номинальном режиме 185 км/час до границы высотности двигателей. Выше границы высотности двигателей скорость по прибору следует уменьшать на каждые 1000 м по 5 км/час (но не ниже 150 км/час).

Величина наивыгоднейшей скорости набора высоты зависит от полетного веса. Поэтому, устанавливая скорость набора высоты, необходимо учитывать, что при меньшем полетном весе наивыгоднейшая скорость набора высоты должна быть также меньше.

При наличии пассажиров скороподъемность должна быть около 2 м/сек. Увеличение скороподъемности выше 2 м/сек допускается при полете без пассажиров и в случае необходимости быстрого набора высоты из-за метеорологических условий, преодоления препятствий и т. д.

Данные набора высоты на номинальном режиме работы двигателей (2100 об/мин и наддув 900 мм рт. ст.) приведены в таблице 18.

Набор высоты на номинальном режиме

Высота, м	Скорость по прибору, км/час	Скороподъемность, м/сек	Продолжительность набора высоты, минут
1000	185	4,4	3,4
1500	185	4,4	5,4
2000	180	4,0	7,2
3000	175	3,1	12,0
4000	170	2,2	18,2

В наборе высоты с полетным весом 11500 кг следует держать скорость по прибору на 5 км/час больше, чем указано в таблицах 16 и 17.

11. По мере набора высоты до границы высотности двигателей заданную величину наддува двигателей нужно поддерживать путем постепенного открытия дросселя. На границе высотности двигателей дроссель будет открыт полностью и при дальнейшем наборе высоты, для поддержания мощности (на крейсерском режиме), нужно постепенно увеличивать обороты двигателей.

Примечание. Рукоятки управления наддувом и числом оборотов необходимо двигать плавно, не допуская рывков, так как при рывках возможно резкое изменение мощности двигателя, скорости или прямолинейности полета, что особенно опасно при малых скоростях полета.

12. При изменении режима работы двигателей необходимо соблюдать следующий порядок управления оборотами и наддувом для того, чтобы не перегрузить двигатели и не вызвать детонацию:

1) При увеличении мощности за пределы крейсерских режимов:

- а) закрыть высотный корректор;
- б) увеличить обороты;
- в) увеличить наддув.

При уменьшении мощности:

- а) уменьшить наддув;
- б) уменьшить обороты.

2) При наборе высоты нужно следить за температурным режимом двигателей.

Рекомендуемые температуры: входящего масла — 50—75°C; головок цилиндров — от 120 до 215°C.

Максимально допустимые температуры:

входящего масла 85°C (не дольше 3 минут);

головок цилиндров 245°C (не дольше 15 минут).

При повышении температуры масла или головок цилиндров сверх рекомендуемых пределов следует изменить режим набора высоты: уменьшить мощность двигателей или увеличить скорость полета вплоть до перехода в режим горизонтального полета. Снижение температурного режима двигателей возможно также включением подогревателя смеси.

Отказ одного из двигателей в наборе высоты

1. Основной признак отказа — стремление самолета к развороту в сторону отказавшего двигателя.

2. При отказе одного из двигателей в наборе высоты, когда шасси полностью убрано, а скорость полета составляет 180—190 км/час, самолет обеспечивает возможность безопасного продолжения набора высоты на одном двигателе. В этом случае командир корабля удерживает самолет от разворота и подает второму пилоту (бортмеханику) команду: «Левому флюгер» или «Правому флюгер» — для немедленного флюгирования винта отказавшего двигателя. Одновременно он плавно переводит самолет на скорость 170 км/час — наивыгоднейшую скорость набора высоты с убраным шасси и с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя.

При наборе высоты до 100 м, особенно при высоких температурах наружного воздуха, необходимо следить за температурой головок цилиндров работающего двигателя. В случае повышения ее до 230—235° командир корабля обязан увеличить скорость полета, чтобы улучшить обдув цилиндров. В этом случае скороподъемность будет несколько пониженной.

3. Второй пилот (бортмеханик) по команде командира корабля в кратчайшее время флюгирует винт отказавшего двигателя и об окончании флюгирования докладывает командиру корабля.

4. Набирать высоту следует без крена, так как крен значительно уменьшает скороподъемность самолета.

5. При низкой облачности или при перегреве работа-

ющего двигателя разрешается, по усмотрению командира корабля, производить развороты на высоте не ниже 50 м на скорости по прибору не менее 160 км/час с креном 10—15° в сторону работающего двигателя или до 10° — в сторону неработающего двигателя.

6. В тех случаях, когда нет возможности зафлюгировать винт отказавшего двигателя, следует перевести винт на предельно большой шаг.

При полете с авторотирующим на большом шаге винтом отказавшего двигателя (обороты его будут при этом в пределах 1100 об/мин) на скорости 170 км/час на номинальном режиме работающего двигателя и полетном весе 10700 кг самолет будет лететь только со снижением (в стандартных условиях снижение составляет 0,3 м/сек, а при повышенных температурах наружного воздуха снижение самолета будет значительнее).

Горизонтальный же полет самолета с авторотирующим на большом шаге винтом отказавшего двигателя возможен только при отрицательных температурах наружного воздуха при малых (менее 9500 кг) полетных весах самолета.

При отказе одного двигателя и невозможности флюгирования его винта в наборе высоты, горизонтальном полете и на снижении командир корабля обязан:

а) перевести самолет на скорость 170 км/час;

б) перевести работающий двигатель на номинальный режим работы, а в случае необходимости и на взлетный режим; одновременно дать команду второму пилоту (бортмеханику):

— перевести лопасти винта отказавшего двигателя на предельно-большой шаг;

— сектор управления газом отказавшего двигателя установить в положение полного открытия дросселя;

— установить трехходовой бензокран на работающий двигатель; закрыть кран взаимного питания;

— зимой закрыть створки маслорадиатора и лобовые жалюзи отказавшего двигателя;

— переключить кран гидросистемы на работающий двигатель, чтобы обеспечить подъем и выпуск шасси.

7. Посадка на аэродром разрешается с любого направления как с выпущенным, так и с убраным шасси — по усмотрению командира корабля.

При посадке с убраным шасси следует выключить

зажигание, бортсеть и закрыть доступ бензина к двигателю, что делает второй пилот (бортмеханик) по команде командира корабля.

8. В случае отказа двигателя в наборе высоты, при погоде по минимуму № 1 на аэродроме вылета и невозможности зафлюгировать винт, разрешается, по усмотрению командира корабля, производить посадку на ближайшем открытом аэродроме или на аэродроме вылета, а также на местности, обеспечивающей безопасную посадку (в этом случае посадку надо производить с убраным шасси).

9. В полете с одним работающим двигателем (с зафлюгированным винтом неработающего двигателя) на номинальной мощности работающего двигателя самолет при температуре наружного воздуха (у земли) $+15^{\circ}\text{C}$ обладает скороподъемностью, приведенной в таблице:

Высота полета, м	Полетный вес 10700 кг		Полетный вес 11500 кг	
	Наивыгоднейшая скорость набора высоты, км/час	Вертикальная скорость набора высоты, м/сек	Наивыгоднейшая скорость набора высоты, км/час	Вертикальная скорость набора высоты, м/сек
0 ÷ 1300	170	+0,3	175	0
2000	165	0	170	-0,3

С повышением температуры на каждые 10°C , по сравнению со стандартной температурой (по МСА), скороподъемность на данной высоте до границы высотности уменьшается на 0,2 м/сек. Выше границы высотности повышение температуры на каждые 10°C уменьшает скороподъемность на 0,4 м/сек.

10. Набор высоты с одним работающим двигателем при полетном весе 10700 кг и температуре наружного воздуха $+15^{\circ}\text{C}$ (у земли) возможен до 2000 м (практический потолок, скороподъемность 0,2 м/сек).

11. Уменьшение полетного веса на каждые 500 кг увеличивает скороподъемность самолета в полете на одном работающем двигателе на 0,2 м/сек.

12. Уменьшение мощности работающего двигателя с номинальной до 0,9 номинальной ($n=2000$ об/мин, $P_k=$

=850 мм рт. ст.) уменьшает скороподъемность самолета на 0,3 м/сек.

13. В полете на одном работающем двигателе винт отказавшего двигателя, установленный на предельно большой шаг, будет вращаться со скоростью 1100—1150 об/мин, что при полете на номинальной мощности работающего двигателя и полетном весе 10700 кг снижает скороподъемность самолета на 0,8 м/сек.

Таким образом, отказ системы флюгирования неработающего двигателя в режиме горизонтального полета может привести к снижению самолета.

14. Использование взлетной мощности у земли увеличивает скороподъемность в полете на одном работающем двигателе примерно на 0,6—0,7 м/сек.

5. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

1. Набрав высоту заданного эшелона установить крейсерский режим работы двигателей.

2. Проверить центровку самолета. В начале полета проверить фактическую центровку самолета и при необходимости изменить размещение пассажиров или грузов для получения центровки, наиболее близкой к рекомендуемой.

Фактическую центровку контролируют по указателю положения триммера руля высоты при сбалансированном в продольном отношении самолете. Подбирать центровку в полете нужно, руководствуясь следующими данными:

Скорость горизонтального полета по прибору, км/с	Отклонение триммера руля высоты, градусов	Центровка, % САХ
220	2,5	16
220	1,75	20
220	0,5	24
250	2,0	16
250	1,25	20
250	0	24

3. Выдерживать время по расписанию:
Установить режим работы двигателей, обеспечивающий расчетную путевую скорость.

В полете, определяя путевую скорость, необходимо проверить соответствие скорости по расписанию фактической путевой скорости. При отклонении в расчетном времени прибытия более, чем на 15 минут, следует изменять режим работы двигателей, рассчитывая его по крейсерскому графику или подбирая в пределах крейсерских режимов, указанных в таблице 19.

4. Определение путевой скорости и, если нужно, изменение режима работы двигателей производить не реже, чем один раз в течение часа полета. Режим работы двигателей и скорость полета должны быть подобраны так, чтобы самолет шел с упреждением против расписания на 3—5 минут.

Если из-за встречного ветра на заданной высоте полета достижение необходимой путевой скорости требует значительного увеличения режима работы двигателей и экипажу известно, что на других высотах попутного эшелона условия полета более выгодны, то целесообразно перейти на другую высоту, получив разрешение на это у диспетчера РДС.

5. Следить за показаниями приборов, контролирующих работу двигателей. На всех крейсерских режимах горизонтального полета показания приборов должны быть следующие:

температура головок цилиндров не ниже 120° и не выше 215°C ;

температура входящего масла	$60 \div 75^{\circ}\text{C}$;
давление масла	$4,0 \div 5,0 \text{ кг/см}^2$;
давление бензина	$0,3 \div 0,35 \text{ кг/см}^2$.

6. Регулировать расход бензина высотным корректором. Пользоваться высотным корректором для уменьшения расхода бензина разрешается на крейсерских режимах до мощности 0,65 номинальной (1700 об/мин и наддув не выше 720 мм рт. ст.) на высоте более 1500 м.

Уменьшение расхода бензина происходит вследствие обеднения рабочей смеси. Контроль за обеднением производится по показаниям термометров головок цилиндров и указателя скорости.

При переходе от богатой к бедной смеси температура головок цилиндров вначале возрастает, а затем, достигнув максимума, при дальнейшем обеднении начинает

уменьшаться. Максимум температуры головок цилиндров наступает при коэффициенте избытка воздуха около единицы. Такой состав рабочей смеси обеспечивает экономичную работу двигателя.

Скорость полета по прибору при обеднении рабочей смеси в горизонтальном полете до начала температуры головок цилиндров уменьшается на 5—7 км/час. Такое уменьшение скорости является дополнительным признаком достаточности обеднения смеси.

Регулирование качества смеси и контроль обеднения производить в следующем порядке:

1) В установившемся горизонтальном полете при закрытом высотном корректоре заметить значение температуры головок цилиндров и скорости по прибору (например, 165°C и 230 км/час).

2) Переместить рычаг высотного корректора вперед на 10—20 мм по истечении 2—3 минут заметить новое значение температуры головок цилиндров и скорости по прибору (например, 175°C и 230 км/час).

3) Снова несколько переместить рычаг высотного корректора вперед, наблюдая за изменением температуры и скорости.

4) Высотный корректор перемещать вперед с остановками для контроля температуры головок цилиндров и скорости по прибору до момента, когда температура головок начнет падать. При этом, как правило, скорость уменьшается на 5—7 км/час. Начало падения температуры головок цилиндров свидетельствует о достаточном обеднении и соответствует составу смеси, близкому к наиболее экономичному (см. рис. 11).

Предупреждение. Температура головок цилиндров в горизонтальном полете не должна превышать 215°C.

5) Включение подогрева карбюратора нарушает регулировку качества смеси; после включения подогрева необходимо дополнительно обеднить смесь до начала падения температуры головок цилиндров.

6) Изменение высоты полета требует изменения регулировки качества смеси.

7) Изменение наддува в пределах от 500 до 700 мм рт. ст. с целью увеличения или уменьшения скорости горизонтального полета не вызывает необходимости изменять регулировку качества смеси.

Крейсерские режимы горизонтального полета для самолета Ли-2
(Регулирование качества смеси высотным корректором до $\alpha = 1,0$)

Полетный вес, кг	Высота при стандартной температуре, м	Режим наибольшей дальности полета				Постоянная воздушная скорость, 250 км/час				Средний («расчетный») режим			Наибольший крейсерский режим			Высота при стандартной температуре, м	Полетный вес, кг
		п, об/мин	P _к , мм рт. ст.	V _{приб.} , км/час	Q, кг/час	п, об/мин	P _к , мм рт. ст.	V _{приб.} , км/час	Q, кг/час	V _{приб.} , км/час	V, км/час	P _к , мм рт. ст.	V _{приб.} , км/час	V, км/час	P _к , мм рт. ст.		
11000	У земли	1650	560	196	154	—	—	—	—	235	235	715	245	245	745	У земли	11000
	1000	1650	560	196	160	1685	735	238	228	230	241	695	240	252	725	1000	
	2000	1650	560	196	168	1660	685	227	215	225	248	675	234	258	705	2000	
	3000	1650	565	196	178	1650	640	216	206	220	255	650	228	264	665	3000	
10000	У земли	1650	505	188	138	1700	740	250	232	240	240	715	250	250	745	У земли	10000
	1000	1650	505	188	142	1660	700	238	215	235	246	695	245	257	725	1000	
	2000	1650	505	188	148	1650	655	227	205	230	253	675	239	267	705	2000	
	3000	1650	510	188	155	1650	615	216	196	225	260	650	233	270	665	3000	
9000	У земли	1650	460	180	121	1675	735	250	221	245	245	715	255	255	745	У земли	9000
	1000	1650	455	180	126	1650	680	238	206	240	252	695	250	262	725	1000	
	2000	1650	455	180	131	1650	630	227	197	235	259	675	244	269	705	2000	
	3000	1650	460	180	137	1650	590	216	185	230	266	650	238	276	665	3000	
		Наименьший километровый расход топлива.								Мощность 60%. Обороты 1650. Расход топлива 210 кг/час. Расход 100 л за 20,4 минуты.			Мощность 65%. Обороты 1700. Расход топлива 232 кг/час. Расход 100 л за 19,3 минуты.				

8) При неустойчивой работе двигателя из-за обеднения смеси, а также в случае перегрева головок цилиндров (выше максимально допустимой температуры) разрешается произвести обогащение смеси путем установки рычага корректора в положение «Богато», при любой высоте полета.

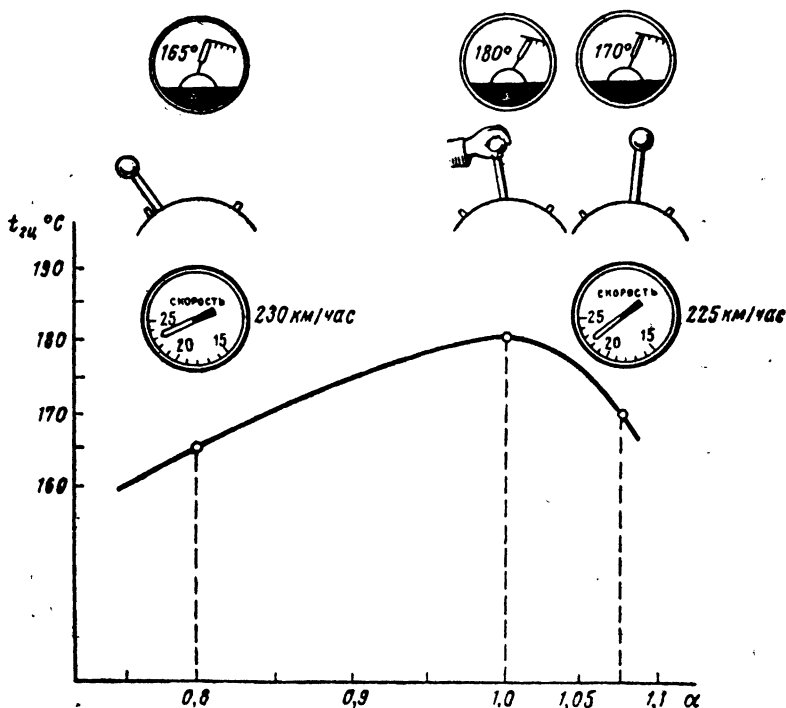


Рис. 11. Изменение температуры головок цилиндров и скорости по прибору при обеднении смеси высотным корректором в горизонтальном полете.

7. Следить за температурой смеси, поступающей в двигатель. Во всех случаях полета, когда температура смеси ниже 0°C или замечается самопроизвольное падение наддува, включить подогрев. Включение подогрева и дальнейшее управление двигателем производить в следующем порядке:

1) Включить подогрев и установить температуру смеси от $+3^{\circ}\text{C}$ до $+5^{\circ}\text{C}$. Если же замечалось самопроизвольное падение наддува, установить температуру смеси от $+5^{\circ}\text{C}$ до $+8^{\circ}\text{C}$ и после прекращения увеличения наддува установить температуру от $+3^{\circ}\text{C}$ до $+5^{\circ}\text{C}$.

2) Восстановить наддув (если он уменьшился).

3) Отрегулировать качество смеси.

Примечание. Если требуется уменьшить величину подогрева или же совсем прекратить его, то для предупреждения резкого обеднения смеси следует вначале обогатить смесь, а затем уменьшить или выключить подогрев.

В горизонтальном полете изменение мощности работающих двигателей нужно производить в следующем порядке:

1) При уменьшении мощности:

- обогатить смесь высотным автокорректором;
- уменьшить наддув рычагом управления газом;
- уменьшить обороты двигателя рычагом управления шагом винта;

• — отрегулировать наддув, если это необходимо;

— отрегулировать качество смеси.

2) При уменьшении мощности:

- обогатить смесь высотным автокорректором;
- увеличить обороты двигателя рычагом управления шагом винта;

— увеличить наддув рычагом управления газом;

— отрегулировать качество смеси.

Примечание. Смесь обогащают перед изменением мощности двигателей, если последние работают на обедненной смеси и изменение наддува выходит за пределы 500—700 мм рт. ст.

8. Контролировать расход бензина. Контролировать расход бензина следует по времени израсходования 100 литров. С этой целью необходимо в горизонтальном полете на установившемся режиме работы двигателей включить бортовой секундомер и точно замерить время, за которое стрелка топливомера проходит расстояние между двумя соседними делениями. Замеренное время сравнить с временем расходования 100 л бензина, указанным в крейсерском графике для соответствующего режима работы двигателей и высоты полета.

Ориентировочное время расходования 100 л бензина для шести крейсерских режимов работы двигателей на

различных высотах при 1650 об/мин и температуре смеси карбюраторов 0—5°C указано в таблице 20.

Т а б л и ц а 20

Режим работы двигателей		Время расходования 100 л бензина двумя двигателями, минут			
обороты двигателей в минуту	наддув, мм рт. ст.	у земли	H=1000 м	H=2000 м	H=3000 м
1650	450	36	35	34	33
1650	500	33	32	31	29
1650	550	30	29	28	26
1650	600	27	26	25	24
1650	650	24	23	22	21
1650	700	22	21	21	—

9. В полете пользоваться приборами в следующем порядке:

1) При выходе на заданный магнитный курс при помощи кремальеры установить на указателе ПДК-45 под «неподвижным индексом» заданный курс с учетом девиации. Для выдерживания заданного магнитного курса выдерживать нос силуэтिका самолета против неподвижного индекса указателя.

При необходимости изменения курса установить против «неподвижного индекса» указателя новое значение курса и совершить разворот по ГПК на нужное число градусов.

После успокоения магнитного компаса доворотом самолета установить силуэтик самолета против «неподвижного индекса».

2) При полете в сильную болтанку устанавливать показания ГПК по осредненным показаниям ПДК-45.

Примечание. При включении радиокомпаса и подсвета компаса компас КН-11 может получить дополнительную девиацию, которая на некоторых курсах доходит до 10°.

3) На разворотах изменение курса определять по ГПК; плоские довороты производить по ПДК-45.

4) Горизонтальность полета контролировать по авиагоризонту и вариометру.

5) Высоту эшелона выдерживать по высотомерам, установленным на давление 760 мм рт. ст.

6) Бензиномер включать на бак, из которого питаются двигатели.

10. Включение автопилота производить на высоте не ниже 600 м в следующем порядке:

1) Проверить величину вакуума в системе питания автопилота, которая должна быть 80—110 мм рт. ст.

2) Сбалансировать самолет триммерами.

3) Включить кран гидросистемы автопилота и проверить давление масла в системе (должно быть 7—10 кг/см²).

4) Совместить верхнюю и нижнюю шкалы автомата курса и разарретировать его (величины совмещенных значений шкал безразличны, но удобнее, если они соответствуют магнитному курсу).

5) Совместить индексы следящей системы с индексами гиросузда автомата кренов.

6) Поставить регуляторы чувствительности на цифры 3—4.

7) Не бросая управления, включить кран рулевых машинок автопилота; убедиться, что автопилот держит рули и опустить управление.

8) Отрегулировать регуляторы чувствительности так, чтобы автопилот, плавно управляя рулями, вместе с тем не вызывал излишних колебаний рулей.

11. При полете с включенным автопилотом необходимо:

1) Через каждые 15 минут вносить исправления в курс следования поворотом рукоятки разворота согласно показаниям компаса ПДК-45 или ДГМК-3.

2) Через 45—50 минут полета выключать автопилот краном рулевых машинок, сбалансировать самолет триммерами, после чего снова включить автопилот.

3) Для перевода самолета на набор высоты с включенным автопилотом повернуть рукоятку «Высота» в сторону буквы «П» (подъем).

4) Для перевода самолета на снижение с включенным автопилотом подобрать нужный угол снижения поворотом рукоятки «Высота» в сторону буквы «С» (спуск).

5) Для поворота самолета с включенным автопило-

том нужно поворачивать в соответствующую сторону рукоятку разворота автомата курса автопилота.

б) Для выполнения виража при помощи автопилота проделать следующее:

- заарретировать автомат курса автопилота;
- повернуть в соответствующую сторону его рукоятку разворота;
- рукояткой «Крен» создать крен в сторону разворота (величина крена должна быть такова, чтобы шарик указателя скольжения удерживался в центре);
- угол разворота контролировать по компасу ПДК или ДГМК;
- для прекращения разворота разарретировать автомат курса и убрать крен рукояткой «Крен».

Примечание. Следует помнить, что при отказе автопилота или невозможности выключить его по каким-либо причинам, можно управлять самолетом, пересиливая автопилот, и совершить любой маневр, вплоть до посадки.

12. Автопилот АП-45 при температурах окружающего воздуха до минус 35°C работает нормально и может надежно управлять самолетом. При температурах наружного воздуха ниже минус 35°C автоматическое управление самолетом становится вялым и ненадежным. Поэтому в таких случаях автопилотом пользоваться нельзя. Чувствительная часть автопилота может быть использована как пилотажные авиагоризонт и гиropolукомпас.

13. При отрицательных температурах наружного воздуха минус 35°C и ниже может плохо работать компас ДГМК-3, который следует заменить магнитным компасом КИ-11 в сочетании с гиropolукомпасом.

14. Периодически контролировать по вольтамперметрам работу генераторов.

Если на самолете установлены генераторы ГСК-1500, то длительная нагрузка каждого генератора не должна превышать 54 а, разность в нагрузках генераторов не должна быть более 15 а, напряжение бортовой сети не должно выходить за пределы 27,5—28,5 в.

Если установлены генераторы ГСН-3000, то длительная нагрузка каждого генератора не должна превышать 100 а, разность в нагрузках генераторов не должна быть более 20 а, напряжение бортовой сети не должно выходить за пределы 27,5—28,5 в.

В случае, если параметры источников электроэнергии выходят из указанных пределов, необходимо руководствоваться указаниями, изложенными в разделе «Эксплуатация электрооборудования».

Полет самолета с лыжным шасси

Горизонтальный полет самолета на лыжном шасси выполняется на тех же режимах, что и самолета на колесном шасси. В горизонтальном полете с убраннным шасси при всех допустимых скоростях полета самолет устойчив. Лыжи самолета в полете также устойчивы и не отходят от своего крайнего верхнего убранного положения, если давление жидкости в гидросистеме самолета удерживается нормальным. Во время сильной болтанки и при резких разворотах самолета имеется тенденция к произвольному выпадению (опусканию) лыж, поэтому в полете следует избегать сильных болтанок и резких разворотов самолета.

Развороты самолета в воздухе должны производиться на скорости не более 240 км/час по прибору с креном не более 30°.

Отказ одного из двигателей в горизонтальном полете

1. Признаком отказа двигателя в горизонтальном полете с выключенным автопилотом является стремление самолета к развороту в сторону отказавшего двигателя. При сохранении высоты полета самолет уменьшает скорость.

Признаком отказа двигателя в горизонтальном полете с включенным автопилотом является уменьшение скорости и снижение высоты полета и в дальнейшем разворот в сторону отказавшего двигателя.

2. Длительный горизонтальный полет на одном работающем двигателе до границы высотности двигателя (1300—1400 м) на самолетах Ли-2 с зафлюгированным винтом и полетным весом 10700 кг возможен на мощностях от 0,9 номинальной до номинальной, но ввиду напряженности температурного режима работающего двигателя ограничивается температурой наружного воздуха от +20°C до +25°C (на высоте полета).

При этом температура головок цилиндров быстро достигает максимально допустимой величины с тенденцией дальнейшего роста.

До указанных выше температур наружного воздуха температура входящего масла на самолетах не ограничивает возможность горизонтального полета.

3. В полетах при температуре наружного воздуха выше $+20 \div +25^{\circ}\text{C}$, даже на номинальной мощности работающего двигателя (максимальная скорость полета), температура головок цилиндров повышается до максимально допустимой величины с тенденцией дальнейшего роста, так что горизонтальный полет становится невозможным. В полетах при температуре наружного воздуха ниже $+20 \div +25^{\circ}\text{C}$ с использованием меньшей мощности работающего двигателя, чем номинальная, температура головок цилиндров устанавливается более высокой, чем при полете в тех же условиях на номинальной мощности.

4. В горизонтальном полете на номинальной мощности работающего двигателя при температуре наружного воздуха $+10^{\circ}\text{C}$ у границы высотности максимальная скорость полета составляет $205\text{—}210 \text{ км/час}$ по прибору. Максимальная скорость по прибору с винтом неработающего двигателя, переведенным на предельно большой шаг ($1100\text{—}1150 \text{ об/мин}$) уменьшается на $25\text{—}30 \text{ км/час}$.

5. Максимальная высота, на которой возможен полет на одном работающем двигателе без снижения при полетном весе 10700 кг и зафлюгированном винте неработающего двигателя, равна 2000 м при температуре наружного воздуха около 0°C (на высоте полета).

6. Уменьшение полетного веса на 500 кг увеличивает максимально возможную высоту полета на 250 м .

7. Наивыгоднейшая скорость полета на одном работающем двигателе, обеспечивающая наименьшее снижение самолета, составляет 170 км/час .

8. В случае, если один из двигателей начал работать ненормально на высоте не ниже 900 м , не следует торопиться флюгировать винт неисправного двигателя, так как в полете с вращающимся винтом легче обнаружить причину неисправности. В этом случае нужно винт неисправного двигателя перевести на предельно большой шаг, довести скорость полета до $180\text{—}190 \text{ км/час}$, увеличить мощность работающего двигателя и постараться выяснить причину неисправности.

9. Если возобновить нормальную работу двигателя не удастся, нужно зафлюгировать винт и перевести работающий двигатель на режим, обеспечивающий продолжение полета с одним двигателем, переключить трехходовой бензокран на работающий двигатель, выключить на неработающем двигателе зажигание, закрыть створки маслорадиатора, а зимой — лобовые жалюзи.

10. После перехода на полет на одном работающем двигателе необходимо переключить распределительный кран гидросистемы на работающий двигатель.

Если на самолете установлены генераторы ГСК-1500, выключить все второстепенные потребители электроэнергии с тем, чтобы общая нагрузка генератора не превышала 54 а по вольтамперметру.

Если установлены генераторы ГСН-3000, то включать потребители для уменьшения нагрузки не следует. В этом случае нельзя только одновременно пользоваться электрообогревом правого и левого стекол.

В случае выхода из строя левого двигателя следует переключить кран вакуумнасоса для использования гиropolукомпаса и авиагоризонта автопилота.

Использование радиостанций в режиме передачи должно быть минимальным (по времени).

11. Горизонтальный полет на одном работающем двигателе производить без крена, сбалансировав самолет триммерами.

12. В полете на одном работающем двигателе непрерывно следить за температурным режимом работающего двигателя. Если температура головок цилиндров повысилась до 225—235°C и имеет тенденцию к дальнейшему росту, следует для ее стабилизации использовать подогрев воздуха, поступающего в карбюратор. С этой целью необходимо:

а) включить подогрев, поставив рычаг управления подогревом воздуха в такое положение, при котором температура головок цилиндров установится в пределах 215—220°C;

б) рычагом сектора газа восстановить наддув работающего двигателя, который при подогреве несколько упадет.

Следует иметь в виду, что при включении подогрева мощность работающего двигателя уменьшается тем больше, чем выше температура смеси.

В случае перегрева головок цилиндров выше максимально допустимой температуры произвести обогащение смеси путем установки рычага высотного корректора в положение «Богато», при любой высоте полета.

13. В полете на одном работающем двигателе пользоваться высотным корректором для уменьшения расхода горючего запрещается. Рычаг управления высотным корректором должен находиться в положении — на упоре (на риске).

14. При длительном полете на одном работающем двигателе на номинальном режиме командир корабля должен учитывать возможность перехода на меньшую мощность работающего двигателя в связи с уменьшением полетного веса в результате выгорания горючего $230 \div 250$ кг/час на номинальной мощности работы двигателя.

15. Во всех случаях полета на одном работающем двигателе скорость по прибору не должна быть меньше 150 км/час.

16. Пользоваться автопилотом в полете на одном работающем двигателе запрещается.

В случае отказа одного из двигателей в полете с включенным автопилотом следует немедленно выключить автопилот, удерживая самолет от разворота.

17. При благоприятных метеорологических условиях рекомендуется после отказа двигателя сохранить высоту полета, а если это невозможно, — продолжать полет на наибольшей возможной высоте и сообщить об этом диспетчеру.

При неблагоприятных метеорологических условиях (например, мощная кучевая облачность, обледенение) необходимо перейти на высоту с более благоприятными условиями и сообщить об этом диспетчеру.

18. Во всех случаях полета на одном работающем двигателе следует произвести посадку на ближайшем аэродроме, где возможна безопасная посадка с одним работающим двигателем.

Если по каким-либо причинам командир корабля считает продолжение полета с одним работающим двигателем до ближайшего аэродрома небезопасным, ему разрешается произвести посадку только с убранными шасси на пригодной для этого местности.

Особенности эксплуатации двигателей в полете зимой

Для обеспечения хорошей приемистости поддерживать температуру головок цилиндров не ниже 120°C . Температура масла на входе в двигатель должна быть не ниже 50°C . Рекомендуемые температуры: головок цилиндров $165\text{—}180^{\circ}\text{C}$, масла на входе — $60\text{—}75^{\circ}\text{C}$.

Примечание. Так как на самолетах установлены двухканальные винты АВ-7Н-161, то периодически изменять шаг винтов в полете не обязательно.

Двигатель с винтом, введенным во флюгерное положение, при отрицательных температурах наружного воздуха быстро охлаждается. Особенно быстро остывает масло в радиаторе. Во избежание разрыва маслорадиатора, разрыва шлангов откачивающей магистрали, а также задира в цилиндровой группе двигателя, не производить дефлюгирования винта, если температура головок цилиндра стала ниже 50°C .

В полете, для улучшения испарения бензина и предупреждения обледенения карбюратора, включить подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, как указано на стр. 187.

Если температура масла на входе в двигатель при полностью открытых створках маслорадиатора непрерывно и чрезмерно повышается, это является признаком переохлаждения масла и нарушения циркуляции масла в сотах радиатора. Для восстановления нормальной работы радиатора закрыть полностью створки маслорадиатора, понизить число оборотов двигателя на 100—150 в минуту и уменьшить наддув до достижения минимальной горизонтальной скорости полета. Через 8—10 минут восстановить прежний режим двигателя и открыть створки маслорадиатора. Если температура входящего масла начинает падать, это указывает, что маслорадиатор отогрелся, в противном случае необходимо повторить подогрев в указанном порядке.

Чтобы предотвратить переохлаждение масла, нужно установить на радиаторы затенители, размер которых подбирается опытным путем. Во время опробования двигателей и руления, а также в полете температуру входящего масла поддерживать не ниже 60°C .

Использование аварийного слива бензина в полете

Аварийный слив бензина в полете может производиться только из правого переднего бензобака (см. схему, рис. 12).

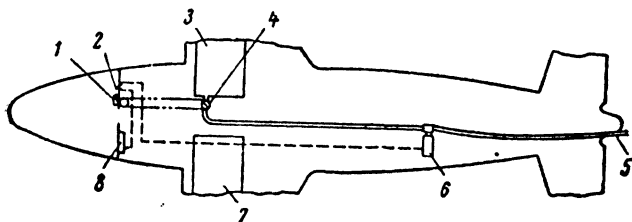


Рис. 12. Схема установки системы аварийного слива бензина в полете на самолете Ли-2П на 28 пассажирских мест:

1—рукоятка крана включения слива бензина; 2—выключатель включения и выключения БЦН-1; 3—правый передний бензобак; 4—кран слива; 5—конец трубки слива; 6—БЦН-1; 7—левый передний бензобак; 8—ЦРК.

Система аварийного слива бензина состоит из:

- трубопровода слива, идущего от правого бензобака до хвостовой части фюзеляжа;

- крана слива бензина, установленного на сливном трубопроводе около правого бензобака;

- рукоятки включения и выключения крана слива (расположенной на перегородке пилотской кабины за спинкой кресла правого пилота) и тросовой проводки к крану слива;

- электробензонасоса БЦН-1, установленного под полом пассажирской кабины, в зоне шпангоутов № 32 и № 33 фюзеляжа;

- выключателя электробензонасоса БЦН-1, расположенного на перегородке пилотской кабины, за спинкой кресла первого пилота.

Система аварийного слива бензина обеспечивает слив бензина в полете производительностью около одного литра в секунду.

Аварийный слив бензина в полете может быть использован в случае вынужденного полета на одном работающем двигателе самолета с полетным весом 10 900—11 500 кг, когда полет самолета на одном работающем двигателе происходит со снижением, без запаса высоты, обеспечивающей продолжение полета до места посадки.

Аварийный слив бензина из правого переднего бака преследует цель обеспечить полет на одном работающем двигателе самолета путем снижения его полетного веса.

если в правом переднем баке имеется запас лишнего бензина.

В других случаях применение аварийного слива бензина в полете является нецелесообразным.

Включение аварийного слива бензина в полете должно производиться в следующем порядке:

1) включить кран аварийного слива бензина поворотом по ходу часовой стрелки рукоятки включения крана слива;

2) поднять предохранительный колпачок включателя электронасоса БЦН-1 и включить выключатель электроцепи БЦН-1;

3) после слива необходимого количества бензина выключить (перекрыть) аварийный слив, для чего:

— выключить БЦН-1;

— выключить кран аварийного слива бензина поворотом против хода часовой стрелки рукоятки включения крана.

6. СНИЖЕНИЕ

1. Снижение самолета с высоты эшелона командир корабля производит только после получения разрешения диспетчера РДС.

Перед снижением для захода на посадку проверить, чтобы все пассажиры были пристегнуты привязными ремнями.

2. Начало снижения на трассах с равнинным рельефом местности зависит от высоты полета и определяется по времени, оставшемуся до посадки, или по расстоянию до аэродрома назначения.

3. В режиме снижения рекомендуется выдерживать вертикальную скорость $1,5 \text{ м/сек}$. Такой вертикальной скорости и следует придерживаться, если обстановка конкретного полета не вынуждает к более быстрой потере высоты.

При снижении с вертикальной скоростью около $1,5 \text{ м/сек}$ за 10—11 минут самолет теряет высоту 1000 м. Расстояние, которое самолет проходит за это время, зависит от режима работы двигателей, скорости по прибору и от ветра. Скорость по прибору на снижении рекомендуется держать такую же, какая выдерживалась в горизонтальном полете. Чтобы перейти из режима горн-

горизонтального полета в режим снижения, следует уменьшить наддув двигателей на 150 мм рт. ст. В таблице 21 приводятся данные о снижении с вертикальной скоростью 1,5 м/сек со средней скоростью по прибору 230 км/час.

Т а б л и ц а 21

Снижение с высоты эшелона

Высота начала снижения, м	Время снижения до посадки, минут	Расстояние до аэродрома посадки в штиль, км	Расход топлива за время снижения, кг
4000	45	170	120
3000	35	125	90
2000	25	85	65
1000	15	45	40
500	9	20	25
Заход на посадку	4	—	15

На высотах 3000 и 4000 м вертикальную скорость в режиме снижения можно увеличить до 2—3 м/сек, а скорость по прибору, в зависимости от потребности, может быть больше или меньше 230 км/час.

Во всех случаях, когда вертикальная скорость или скорость по прибору отличаются от принятых в таблице 10, следует отдельно рассчитать расстояние, которое проходит самолет за время снижения. Преждевременное снижение с высоты увеличивает продолжительность полета и расход бензина.

Снижение на повышенной скорости незначительно сокращает время полета.

4. При переходе с режима планирования на горизонтальный полет или набор высоты не допускать резкого увеличения мощности, так как это может привести к отказу двигателей. Переход с режима малого газа на режим полного газа осуществлять плавно в течение 2—3 секунд.

5. Во время планирования или длительного снижения, особенно при низких температурах, следить за тем, чтобы температура головок цилиндров была не ниже 120°C, а температура масла на входе — не ниже 60°C.

Для обеспечения нормальных температур головок цилиндров рекомендуется снижение производить с закрытыми полностью жалюзи двигателей.

6. Если длительное снижение вызывает переохладение двигателей, рекомендуется: закрыть полностью жалюзи, увеличить обороты двигателей и в качестве крайней меры — обеднить смесь высотным корректором. При недостаточности перечисленных мер выпустить шасси и увеличить мощность двигателей для достижения прежней скорости по прибору.

7. При снижении с включенным автопилотом его следует выключить на высоте не ниже 600 м над местностью.

8. На высоте не менее 300 м переключить бензиномер и питание двигателей на передний левый бак, при достаточном количестве в нем бензина, и отопительную систему самолета, если она включена.

Примечание. Зимой, при низкой температуре воздуха, систему отопления выключить после 3-го разворота при заходе на посадку, во избежание значительного снижения температуры внутри самолета и запотевания стекол пилотской кабины.

9. В условиях возможного обледенения карбюраторов включить подогрев воздуха, поступающего в карбюраторы, и поддерживать температуру смеси в пределах от $+3^{\circ}\text{C}$ до $+5^{\circ}\text{C}$.

Снижение самолета с лыжным шасси

Снижение самолета по маршруту производить на крейсерских скоростях по прибору 220—230 км/час.

В полете необходимо следить через окна пилотской кабины за положением лыж.

В случае выпадания лыж их носки отходят от капотов двигателей и на приборной доске гаснет сигнальная (красная) лампочка сигнализации шасси.

При произвольном выпадании лыж в полете следует уменьшить скорость полета до 200 км/час. Если после этого они не примут нормального положения, следует поднять давление жидкости в гидросистеме до нормального (в соответствии с инструкцией установки лыж), подкачивая ручным насосом гидросистемы.

Если после этого шасси самолета все же выпустится, то рекомендуется, снизив скорость полета до 200 км/час,

перевести самолет в горизонтальный полет, выпустить шасси с помощью гидросистемы и вновь поднять.

В случаях, когда гидросистема самолета неисправна и не держит шасси в убранном положении даже с помощью ручного насоса, необходимо полностью выпустить шасси и дальнейший полет продолжать с выпущенным шасси.

Разрыв трубопровода гидросистемы шасси в полете неизбежно вызовет выпадание шасси. В этом случае нужно немедленно снизить мощность двигателей и довести скорость полета до 170 км/час по прибору, чтобы предотвратить поломку лыж шасси, а также обрыв ограничительных тросов лыж.

Отказ одного из двигателей на снижении

1. Отказ одного из двигателей на снижении проявляется в том, что самолет, сохраняя скорость полета, начинает резко терять высоту и при переводе винтов на малый шаг потеря высоты еще больше увеличивается.

2. При отказе одного из двигателей в случае полета с включенным автопилотом необходимо немедленно выключить автопилот.

3. При отказе одного из двигателей необходимо немедленно перевести самолет на скорость полета 170—180 км/час, перевести винт отказавшего двигателя на предельно большой шаг, увеличить мощность работающего двигателя и попытаться выяснить причину отказа.

Если восстановить работу отказавшего двигателя не удастся до высоты 900 м, зафлюгировать его винт и произвести посадку на ближайшем аэродроме. Посадка вне аэродром разрешается только с убраным шасси.

7. ПОСАДКА

В простых метеоусловиях

1. Получить разрешение у диспетчера на вход в малый круг, заход на посадку и данные о погоде и атмосферном давлении на уровне аэродрома.

Поставить шкалы барометрических высотомеров на давление аэродрома (правый высотомер ставит второй пилот).

Перед третьим разворотом включить радиовысотомер.

Переключить четырехходовой бензокран на левый передний бак, открыть кран взаимного питания. Выпустить шасси, после чего проверить выпущенное положение шасси по всем видам сигнализации. Выключить отопление, если оно не было выключено ранее на снижении.

2. Полет по прямоугольному маршруту выполнять на указанной высоте. Построение прямоугольного маршрута контролировать по посадочному «Т». Развороты контролировать по ГПК.

3. Полет по прямоугольному маршруту выполнять на скорости не менее 200 км/час, при разворотах не допускать крен более 30°.

4. После выпуска шасси установить скорость по прибору 200 км/час.

5. После третьего разворота уменьшить наддув двигателей, перевести самолет на снижение со скоростью полета 190 км/час. Снижение должно быть рассчитано так, чтобы к началу четвертого разворота высота полета составляла 150—170 м.

6. Четвертый разворот начинать на высоте не ниже 150 м с расчетом выхода из него на высоте не ниже 100 м над пролетаемой местностью, сохраняя при этом скорость по прибору 180 км/час.

7. После выхода из четвертого разворота запросить разрешение на посадку.

8. На высоте полета не ниже 50 м при непосредственном приближении к взлетно-посадочной полосе на расстоянии порядка 1000 м выпустить щитки.

9. При выпуске щитков самолет стремится кабрировать. Поэтому по мере выпуска щитков соразмерной отдачей штурвала предупреждать взмывание самолета. После выпуска щитков производить снижение на скорости не менее 160 км/час.

Выключить подогрев карбюраторов. Установить лопасти винтов на малый шаг.

10. Выравнивание начинать на высоте 7—8 м плавным движением штурвала на себя. Приземление следует производить, как правило, на три точки. В отдельных случаях, когда плохо просматривается поверхность ВПП (снежный покров, ливневый дождь и т. п.), посадку производить на основные колеса с полуопущенным хвостом

11. На пробеге строго выдерживать направление, действуя рулем направления.

После касания хвостовым колесом земли и по мере уменьшения эффективности руля направления выдерживать направление, применяя торможение колес.

После опускания хвоста и до момента погашения скорости пробега, с применением или без применения торможения, штурвал должен быть выбран на себя.

По окончании пробега расконтрить установку хвостового колеса, убрать щитки, выключить подогрев ПВД, секундомер и радиокомпас.

При скорости ветра на аэродроме свыше 18 м/сек после окончания пробега и остановки самолета командир корабля устанавливает двигателям малый газ и дает команду об установке струбцины на руль направления, после установки струбцины докладывает диспетчеру, что струбцина поставлена и самолет может рулить.

Руление выполнять на всех этапах последующего движения на земле, вплоть до установки самолета на место стоянки со струбциной, установленной на руле направления.

Закрывать кран взаимного питания, отрулить согласно указанию КДП.

После посадки гиросприборы не выключать и не арретировать до за руливания самолета на стоянку (вначале приборы арретируются, а затем выключается их питание).

Заход на посадку в сложных метеоусловиях

Заход на посадку по системам посадки является наиболее сложным и ответственным этапом полета. Успешное и безопасное производство посадки в сложных метеорологических условиях в значительной степени зависит от натренированности командира корабля и других членов экипажа, от их четкой и слаженной работы при выполнении захода.

При выполнении захода на посадку экипаж обязан:

— хорошо знать схему захода на посадку по ОСП и СП-50 данного аэропорта, последовательность выполнения элементов маневра при заходе на посадку;

— выполнять полет по схеме захода на посадку в строгом соответствии с Инструкцией для данного аэропорта, обращая особое внимание на выдерживание вы-

соты, скорости и на активный полет по осевой линии системы;

— правильно распределять внимание на пилотажные и навигационные приборы, обеспечивающие точность захода на посадку;

— если при заходе на посадку самолет не вышел из облаков на высоте, соответствующей минимуму погоды, установленному для данного аэропорта или командира корабля, уйти на второй круг, доложить об этом диспетчеру и действовать по его указанию.

Заход на посадку по системе ОСП

Получив разрешение на пробивание облачности и заход на посадку по системе ОСП, экипаж обязан:

1. Установить на высотомерах давление аэродрома и приступить к выполнению маневра согласно схеме данного аэродрома и произведенного расчета.

2. Вертикальную скорость снижения самолета держать с пассажирами не более 3 м/сек, а в других случаях — не более 2 м/сек.

3. Выйдя на курс, равный посадочному курсу, установить ГПК на 0° . Первый разворот на 90° произвести по истечении времени, указанного в схеме захода, или по указанию руководителя полетов до показания ГПК, равного 270° при полетах с левым кругом (90° при полетах с правым кругом).

4. Когда стрелка указателя курсовых углов АРК покажет курсовой угол радиостанции 240° при полетах с левым кругом (120° при полетах с правым кругом), выполнить второй разворот на 90° (до показания ГПК, равного $180^\circ \pm \text{УС}$).

5. После выполнения второго разворота по показаниям ДГМК и ГПК проконтролировать правильность выхода на курс, обратный посадочному. Если имеется ошибка в курсе полета, выполнить доворот на величину ошибки и, убедившись в правильности курса, установить ГПК на $180^\circ \pm \text{УС}$.

6. На траверзе приводной радиостанции ($\text{КУР} = 270^\circ \pm \text{УС}$ при полетах с левым кругом, $\text{КУР} = 90^\circ \pm \text{УС}$ при полетах с правым кругом) включить секундомер и доложить о пролете траверза.

7. По истечении времени (указанного в схеме для

данного аэропорта) полета от траверза ДПРМ до начала третьего разворота или когда стрелка курсовых углов АРК покажет КУР, равный $240^\circ \pm \text{УС}$ при полетах с левым кругом ($120^\circ \pm \text{УС}$ при полетах с правым кругом), выполнить третий разворот на 90° до показания ГПК, равного 90° при полетах с левым кругом (270° при полете с правым кругом).

При выходе на прямую между третьим и четвертым разворотами уточнить курс полета.

8. Как только стрелка указателя курсовых углов АРК будет показывать курсовой угол радиостанции $285^\circ \pm \text{УС}$ при полетах с левым кругом ($75^\circ \pm \text{УС}$ при полетах с правым кругом), начать выполнение четвертого разворота с креном 15° , наблюдая при этом за показаниями ГПК и указателя курсовых углов АРК.

При полетах с левым кругом при сносе на посадочном курсе вправо четвертый разворот начинать раньше, а при сносе на посадочном курсе влево — позже.

При полетах с правым кругом при сносе на посадочном курсе вправо разворот начинать позже, а при сносе на посадочном курсе влево — раньше.

В процессе разворота за 60° до выхода на посадочный курс начать сличение показаний ГПК и указателя курсовых углов АРК.

При правильном развороте соотношение остаточных кругов разворота по ГПК и АРК в начале составляет 10° , а за 30° до конца разворота становится близким к нулю (т. е. остаточные углы уравниваются).

Поэтому необходимо, начиная с 30° , производить разворот, соблюдая равенство остаточных углов до тех пор, пока показания ГПК и АРК не станут равны нулю, что будет соответствовать точному выходу самолета по направлению оси ВПП.

Если соотношение остаточных углов в процессе разворота не соответствует вышеуказанным значениям, тогда, увеличивая или уменьшая крен самолета, добиться, чтобы показания ГПК и АРК к концу разворота были равны нулю.

После выхода из четвертого разворота, зная величину сноса на посадочном курсе, взять упреждение в курс, руководствуясь при этом показаниями приборов.

9. Исправление ошибки по направлению после четвертого разворота производить в таком порядке:

— если после выхода из четвертого разворота стрелка указателя курсовых углов АРК показывает 0° , а самолет идет с курсом больше посадочного, произвести доворот по ГПК вправо на величину ошибки, пройти с этим курсом до момента, когда АРК покажет КУР на $2-3^\circ$ меньше величины отклонения ГПК 0° , и доворотом влево установить самолет в направлении на ДПРМ по АРК;

— если после выхода из четвертого разворота стрелка указателя курсовых углов АРК показывает 0° , а самолет идет с курсом меньше посадочного, произвести доворот по ГПК влево на величину ошибки, пройти с этим курсом до момента, когда АРК покажет КУР на $2-3^\circ$ меньше величины отклонения ГПК от 0° , и доворотом вправо установить самолет в направлении на ДПРМ по АРК.

10. После выхода на посадочный курс выпустить шасси, установить необходимый режим двигателям для производства снижения с расчетной вертикальной скоростью.

Скорость полета до ДПРМ выдерживается 180 км/час . После пролета ДПРМ до выпуска щитков — 170 км/час , с выпущенными щитками — 160 км/час .

11. По выходе из облаков (или при открытии шторок) продолжать пилотировать самолет по приборам до появления в поле зрения посадочной полосы.

Если заход и расчет не обеспечивают точности посадки на ВПП, уйти на второй круг. Первый разворот и повторный заход на посадку выполнять с разрешения диспетчера.

Выполнение захода на посадку по СП-50

Получив разрешение на пробивание облачности и заход на посадку, экипаж обязан:

1) Прежде чем включить питание курсового и глиссадного радиоприемников, убедиться в том, что стрелки курса и глиссы прибора ПСП находятся строго в центре шкалы.

2) В случае, если стрелки отклонены в сторону, установить их по центру шкалы при помощи механических корректоров.

3) Установить на щитке управления номер канала

соответственно рабочим частотам курсо-глиссадных радиомаяков в данном аэропорту.

4) Включить питание курсо-глиссадных приемников.

5) Убедиться в исправной работе курсового и глиссадного радиоприемников на самолете по отклонению стрелок прибора ПСП и по закрытию бленкеров на панели прибора ПСП.

6) Проверить электрическую балансировку указателя курсового приемника. Для проверки электрической балансировки необходимо нажать ручку баланса, и, если стрелка при этом не установится в центре черного кружка шкалы, ТО, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или иную сторону до прихода стрелки в центр черного кружка.

Запрещается вращать ручку баланса, когда окна бленкеров на приборе ПСП не закрыты черными флажками.

7) Определить посадочный курс следования по данным, полученным с земли.

8) Определить момент начала четвертого разворота одним из следующих способов:

а) с помощью АРК по расчетному КУР ДПРМ, который в штальных условиях для стандартной схемы должен быть равен 285° при левом развороте и 75° при правом развороте;

б) по команде, полученной от диспетчера, руководящего посадкой самолета;

в) по отшкаливанию стрелки курса прибора ПСП.

Последний способ применяется в том случае, когда первые два применить не представляется возможным.

9) После определения момента начала четвертого разворота по КУР ДПРМ или по команде, полученной с земли, выполнить по ГПК или ДГМК четвертый разворот на расчетный посадочный курс следования, выдерживая крен на 20° и скорость 220 км/час по прибору.

10) В процессе четвертого разворота, для обеспечения входа в зону курса, без выполнения дополнительного маневра, контролировать полет путем сопоставления показаний ГПК (ДГМК) с показаниями стрелки курса прибора ПСП.

Контроль осуществляется, исходя из следующих положений:

а) если отшкаливание стрелки курса произойдет в

тот момент, когда до окончания разворота на посадочный курс останется 45° , то это овидетельствует о том, что разворот выполняется правильно и самолет после четвертого разворота должен выйти на осевую линию зоны курса, после чего можно продолжать полет с посадочным курсом следования; однако необходимо учитывать, что выйти после разворота на осевую линию зоны курса не всегда удастся, да и практически в этом нет необходимости, так как при новой регулировке самолетной аппаратуры СП-50 можно успешно выполнять заход на посадку, находясь в любой точке зоны курса правей или левей осевой линии;

б) если до окончания четвертого разворота осталось 10° , а стрелка курса прибора ПСП не начала отшкаливаться, то следует прекратить разворот и продолжать полет с этим курсом до начала отшкаливания стрелки курса, т. е. до входа самолета в зону курса;

в) если отшкаливание стрелки курса произойдет в тот момент, когда до окончания разворота на посадочный курс останется более 65° , то следует увеличить крен при развороте до 20° , если же после этого стрелка курса перейдет центр шкалы прибора и дойдет до упора с противоположной стороны, то необходимо возвратить самолет в зону курса, для чего надо взять начальное упреждение к посадочному курсу $10-15^\circ$ и выполнять полет с этим курсом до выхода в зону, т. е. до момента обратного отшкаливания.

11) Определив момент четвертого разворота по отшкаливанию стрелки курса прибора ПСП, выполнить четвертый разворот в следующем порядке:

а) как только стрелка курса прибора ПСП начнет отшкаливаться, немедленно приступить к четвертому развороту по ГПК или ДГМК, выдерживая крен до 20° и скорость по прибору 220 км/час ;

б) продолжать разворот до тех пор, пока самолет не выйдет на курс больший (при правом развороте) или меньший (при левом развороте) посадочного курса на величину 20° ; к окончанию четвертого разворота стрелка курса прибора ПСП будет находиться на упоре, так как самолет закончит разворот правее или левее зоны;

в) для входа в зону курса продолжать полет, наблюдая за стрелкой курса ПСП; как только стрелка прибора начнет отшкаливаться, повернуть самолет к посад-

дочному курсу с креном $15\text{--}20^\circ$ настолько, чтобы движение стрелки стало медленным и после этого плавно вывести самолет на посадочный курс следования.

В этом случае самолет выйдет в зону курса примерно в $7\text{--}8$ км от начала ВПП.

12) Вход в зону курса при посадке с прямой осуществляется на значительном удалении от ВПП, поэтому экипаж самолета обязан:

а) войдя в зону действия курсового радиомаяка, определить по стороне зашкаливания стрелки курса прибора ПСП положение самолета относительно линии посадки (зоны курса);

б) определив положение самолета, повернуть самолет к линии посадки (в сторону зашкаливания стрелки), на $10\text{--}30^\circ$ и продолжать полет с этим курсом до входа в зону курса, что будет отмечено началом отшкаливания стрелки курса;

в) при начале отшкаливания стрелки курса развернуть самолет на посадочный курс следования и в дальнейшем выполнять полет по тем же правилам, что изложены выше для случая входа в зону курса после четвертого разворота.

Полет в зоне курсового радиомаяка

1. После окончания четвертого разворота экипаж самолета, войдя в зону курсового радиомаяка, обязан удерживать самолет в зоне курса с расчетом вывести его на линию посадки к моменту пролета ДПРМ.

При существующей регулировке аппаратуры нет необходимости сразу же после входа в зону курса стремиться выйти на линию посадки, т. е. удерживать стрелку курса прибора ПСП в пределах черного кружка. До пролета ДПРМ стрелка курса может находиться на любой точке шкалы прибора, а над БПРМ — в пределах до первой точки. Основной задачей экипажа является подбор такого курса, при котором движение стрелки замедлится и остановится к моменту подхода к черному кружку шкалы прибора. Это и будет посадочным курсом следования, с которым в дальнейшем нужно пролетать над БПРМ.

2. Удерживая самолет в зоне курса, экипаж самолета должен уточнить расчетный посадочный курс следования, а в случае необходимости вновь подобрать его.

3. Подбор и уточнение посадочного курса следования при полете в зоне курсового радиомаяка осуществляется в следующем порядке:

а) при небольших отклонениях, что определяется по появлению заметного движения стрелки курса от центра прибора ПСП, необходимо остановить движение стрелки путем внесения в посадочный курс поправок порядка $2-3^{\circ}$ в сторону возникающего движения стрелки;

в) в случае значительного отклонения самолета от линии посадки развернуть его в сторону отклонения стрелки настолько, чтобы стрелка курса приобрела заметное движение к центру прибора; при приближении самолета к линии посадки постепенно уменьшать упреждение с таким расчетом, чтобы при постоянном курсе остановилось движение стрелки.

4. Для обеспечения более точного вывода самолета на посадку допускаются следующие отклонения стрелки курса прибора ПСП:

- а) над ДПРМ — на всю шкалу;
- б) между ДПРМ и БПРМ — в пределах до третьей и второй точек;
- в) над БПРМ — в пределах до силуэта самолета;
- г) от БПРМ до приземления — в пределах черного кружка.

Вход в зону глиссадного радиомаяка и полет в зоне

1. После четвертого разворота и входа в зону курса полет следует выполнять, как правило, без снижения; стрелка глиссады ПСП должна быть зашкалена вверх.

2. Вход в зону глиссады осуществляется при полете самолета по зоне курса. Порядок входа в зону глиссады следующий:

а) выполняя полет без снижения, необходимо внимательно следить за стрелкой глиссады прибора ПСП;

б) как только стрелка глиссады начнет отшкаливаться, необходимо выпустить шасси, установить двигателям режим работы для снижения, начать снижение и постепенно увеличивать скорость самолета так, чтобы движение стрелки глиссады замедлилось и прекратилось к моменту ее подхода к центру черного кружка.

3. Чтобы обеспечить полет самолета в зоне глиссады,

необходимо выдерживать режим работы двигателей и подобранную вертикальную скорость снижения, наблюдая за стрелкой глиссады прибора ПСП.

Если стрелка глиссады будет перемещаться от центра к краю шкалы, то это свидетельствует о том, что вертикальная скорость снижения подобрана неточно или допущена другая ошибка.

4. Исправление допущенных ошибок в полете по глиссаде выполняется путем увеличения или уменьшения вертикальной скорости снижения до появления заметного движения стрелки глиссады к центру прибора. После этого вертикальную скорость необходимо изменить таким образом, чтобы движение стрелки замедлилось и прекратилось ко времени ее подхода к центру прибора.

5. Точный выход на ВПП может быть осуществлен, если отклонения стрелки глиссады прибора ПСП будут ограничены:

- а) над ДПРМ — в пределах до второй точки;
- б) над БПРМ — в пределах до первой точки;
- в) над ВПП — в пределах до белого кружка.

6. После пролета БПРМ и принятия решения о производстве посадки выпустить шитки и произвести посадку.

Заход на посадку методом стандартного разворота

Заход на посадку методом стандартного разворота выполняется в следующем порядке:

1. Получив разрешение на посадку, самолет выводится на ДПРМ с курсом, обратным посадочному. Выход на ДПРМ на заданной высоте докладывается диспетчеру.

Полет с курсом, обратным посадочному, экипаж выполняет на скорости 200 км/час, с убранными шасси в горизонтальном полете или со снижением, если это предусмотрено схемой для данного аэродрома. При этом необходимо строго выдерживать установленную высоту горизонтального полета или время начала и окончания снижения.

Для выполнения полета по заданной линии пути следует учитывать влияние ветра. Поправку в курс на угол сноса определяет экипаж (или получает ее от руководителя полетов). При полете на этом участке уточняют-

ся: показания ГПК в соответствии с магнитным курсом и работа приводных радиостанций.

2. Начало стандартного разворота определяется временем полета от ДПРМ до точки разворота, предусмотренной Инструкцией по заходу и расчету на посадку по системе ОСП для данного аэродрома, которое равно 1,5 минуты.

3. Стандартный разворот при штиле и при встречном ветре на посадочном курсе выполняется в следующем порядке:

- разворот самолета на 80° вправо — при левом стандартном развороте или влево — при правом стандартном развороте;

- перекладывание самолета в обратный разворот;

- разворот самолета на 260° ;

- вывод самолета из разворота по радиокompасу на КУР — 0.

В процессе стандартного разворота необходимо выдерживать заданную высоту полета, скорость 200 км/час по прибору и крен самолета 15° .

Соблюдение высоты, скорости и крена обуславливает вывод самолета из стандартного разворота на посадочную прямую при штиле или ветре, дующем в створе ВПП. Основным видом контроля точности выхода самолета на посадочную прямую в процессе выполнения стандартного разворота является сличение курсовых углов ДПРМ с курсом полета самолета.

Как правило, после окончания разворота самолет не будет находиться точно на посадочной прямой, поэтому необходимо выполнить маневр для выхода на нее.

Исправление достигается уменьшением или увеличением (но не более чем до 20°) угла крена самолета. Окончательный контроль точности выхода самолета на посадочную прямую осуществляется в момент, когда КУР = 0. При этом курс самолета будет равен посадочному МПУ.

Если при КУР = 0 магнитный курс больше посадочного МПУ, самолет находится левее линии посадки, и наоборот, если магнитный курс меньше посадочного МПУ, то правее линии посадки. При наличии бокового ветра по отношению к оси ВПП, во избежание бокового отклонения, необходимо во время стандартного разворота вносить поправки на снос, в первой части стандартного раз-

ворота (при отвороте) на величину ± 2 угла сноса. Поэтому отворот на ветер выполняется не на 80° , а на $80^\circ + 2$ угла сноса, отворот по ветру выполняется на угол $80^\circ - 2$ угла сноса.

После выхода самолета на посадочную прямую выпустить шасси и в дальнейшем полет выполнять по методике, изложенной для прямоугольного маршрута.

Посадка ночью в простых метеоусловиях

При выполнении захода на посадку и посадки ночью:

а) четвертый разворот производить на высоте не ниже 250—230 м с креном не более 15° и на скоростях не менее 200 км/час; разворот должен быть закончен на высоте не менее 150 м над пролетаемой местностью;

б) развороты и выдерживание направления полета осуществлять по приборам и стартовым огням;

в) построение прямоугольного маршрута производить по стартовым огням и световому «Т» по такому же принципу, как и днем;

г) выпуск шасси производить перед третьим разворотом на траверзе светового «Т»;

д) после четвертого разворота уменьшить наддув двигателям, довести скорость полета до 180 км/час и на высоте не менее 50 м выпустить щитки;

е) при планировании на высоте 100—75 м включить фары; включение фар необходимо не только для посадки, но и для освещения полосы подхода и препятствий в направлении посадки;

ж) планируя на посадку, тщательно контролировать правильность захода по линии старта; угол снижения с выпущенными щитками должен быть постоянным при скорости не менее 160 км/час;

з) положение самолета, особенно крен, контролировать по приборам;

и) к моменту начала выравнивания на высоте 7—8 м уменьшить скорость полета до 150 км/час;

к) на пробеге выключить обе или одну фару.

Посадка без применения щитков

Посадка без применения щитков производится при встречном ветре более 18 м/сек, при невозможности выпустить их из-за неисправности, а также в тех случаях,

когда выпуск щитков может вызвать повреждение их на пробеге от ударов кусков льда, гальки, щебня и т. п. При посадке без применения щитков глиссада планирования будет более пологая, посадочная скорость и пробег самолета увеличатся.

При встречном ветре скорость полета при снижении на посадку должна быть 175—180 км/час; при подходе к границе аэродрома скорость доводится до 160 км/час и выдерживается до момента выравнивания.

Приземление производится только на основные колеса с поднятым хвостом (как на взлете). В этом случае после приземления на основные колеса самолет не имеет тенденции отделиться от земли. Хвост самолета на пробеге должен опускаться плавно.

Торможение для сокращения пробега следует производить в трехточечном положении самолета, не допуская резкого пользования тормозами, чтобы не вызвать его капотирования.

Посадка на размокший, песчаный или неукатанный снежный аэродром

Посадка на сильно размокший, песчаный или неукатанный снежный аэродром связана с возможностью капотирования самолета.

Для предупреждения капотирования следует до выполнения посадки создать по возможности предельно допустимую заднюю центровку. Полученная центровка контролируется по указателю положения триммера руля высоты согласно таблице (см. стр. 111).

Приземление самолета производить на три точки. На пробеге, при достаточном запасе посадочной полосы, не следует пользоваться тормозами, а в случае необходимости — не допускать резкого торможения.

Посадка при боковом ветре

На самолетах Ли-2 разрешается производить посадку с боковым ветром при следующих условиях:

а) скорость ветра не более 8 м/сек в простых и не более 6 м/сек в сложных условиях, при угле между направлениями ветра и старта 90°;

б) скорость ветра не более 10 м/сек в простых и не

более 8 м/сек в сложных условиях, при угле между направлениями ветра и старта 45°.

Боковой ветер при посадке самолета вызывает его снос по ветру, а на пробеге — крен и разворачивание.

При выполнении посадки руководствоваться следующим:

1. Заходить на посадку с учетом ветра и выполнять ее особенно тщательно.

2. Сохранять направление на планировании и выдерживании созданием крена в сторону, противоположную сносу, и удерживанием самолета от разворота в сторону крена путем нажатия на педаль, противоположную крену.

3. Щитки должны быть отклонены на угол 15° (при посадке в нормальных условиях их отклоняют на 45°).

4. Приземление производить без крена на основные колеса, с полуопущенным хвостом, на скорости, большей на 5—10 км/час, чем при посадке в нормальных условиях, т. е. на скорости 125—130 км/час. После приземления убрать щитки.

5. Сохранять направление на пробеге, как и при разбеге на взлете, управляя не только рулем направления, но и элеронами, а при необходимости и односторонним торможением.

Осуществлять торможение колес для сокращения пробега следует после опускания хвоста.

Заход на посадку методом стандартного разворота при ограниченной горизонтальной видимости и отсутствии системы посадки

Заход на посадку методом стандартного разворота производится с разрешения руководителя полетов в тех случаях, когда визуальное построение прямоугольного маршрута невозможно из-за ограниченной видимости в районе аэродрома и отсутствуют препятствия на маршруте маневра, для чего необходимо:

1. После выхода на аэродром на скорости не менее 200 км/час развернуть самолет по линии посадочного «Т». Пролетев над «Т», развернуть самолет стандартным разворотом на курс, обратный посадочному.

2. На этапе полета с курсом, обратным посадочному, до второго стандартного разворота установить ГПК на отсчет, точно равный магнитному курсу по ПДК, строго выдерживая режим горизонтального полета.

3. После 1,5—2 минут полета с курсом, обратным посадочному, выполнить второй стандартный разворот $80^\circ \times 260^\circ$, т. е. разворот вправо на 80° , затем влево на 260° , сохраняя скорость 200 км/час. При выполнении разворотов не допускать крена более 15° .

При наличии бокового ветра нужно учитывать снос самолета для того, чтобы боковое отклонение в процессе выполнения полета от аэродрома и стандартного разворота было возможно меньше.

4. После окончания стандартного разворота выпустить шасси и продолжать горизонтальный полет с посадочным курсом (исправленным на снос) по ГПК, пока не станет виден аэродром; затем перейти на моторное снижение на скорости 180 км/час.

5. На высоте не менее 50 м выпустить щитки и после этого перевести винты на малый шаг.

Дальнейшие действия такие же, как и при посадке в нормальных условиях.

Примечание. При наличии возможности первоначального вывода самолета на ВПП с курсом, обратным посадочному, первый стандартный разворот исключается.

Вынужденная посадка вне аэродрома днем

1. Посадку с выпущенным шасси производить только в случае, если имеется полная возможность и уверенность в благополучном ее завершении. Во всех других случаях производить посадку с убраннным шасси.

2. Для обеспечения меньшей посадочной скорости выпустить щитки.

3. Перед приземлением во избежание пожара выключить двигатели стоп-краном, перекрыть бензопитание, выключить зажигание и бортосеть.

4. При необходимости немедленно совершить посадку, если самолет находится на высоте ниже 100 м, перевести его на планирование по прямой для выполнения посадки.

5. Если до момента посадки возможно продолжение визуального полета (высота полета более 100 м, имеется бензин и пр.), то следует:

а) выбрать площадку для наиболее безопасного производства посадки;

б) произвести заход и точный расчет на посадку с учетом направления ветра;

в) выбрав место посадки, передать сигнал срочности и сообщить район посадки.

6. В случае необходимости произвести вынужденную посадку в тумане следует дополнительно:

а) наметить, пользуясь картой и навигационными данными полета, район, наиболее благоприятный для безопасного совершения посадки;

б) снижение с высоты ниже 100 м над местностью производить с вертикальной скоростью 0,5 м/сек по вариометру и скоростью по прибору 165—170 км/час;

в) с высоты 600 м контроль истинной высоты производить по радиовысотомеру;

г) пилотирование самолета до обнаружения земли производить по приборам; при обнаружении земли смотреть вниз и вперед под углом 30—45° для возможности отворота в случае необходимости (во избежание лобового удара).

Заход на посадку и посадка с одним работающим двигателем

1. Выпуск шасси в полете на одном работающем двигателе резко снижает аэродинамическое качество самолета.

Самолет с выпущенным шасси с полетным весом 10700 кг на номинальной мощности работающего двигателя и высоте полета 1200 м будет иметь следующие средние скорости снижения в зависимости от скорости полета:

скорость полета (по прибору), км/час	160; 170; 180; 190;
скорость снижения, м/сек	0,48; 0,61; 0,8; 1,04.

2. При заходе на посадку после четвертого разворота триммер руля направления установить в нейтральное положение.

3. Во всех случаях посадки с одним работающим двигателем следует выпускать шасси только у границы аэродрома при полной уверенности в посадке.

4. В случае захода на посадку с одним работающим двигателем, при наличии бокового ветра, разрешается

парировать снос только углом упреждения. Перед приземлением угол упреждения убирать.

Бороться со сносом путем применения крена (скольжения) до момента выравнивания запрещается.

5. Посадку с одним работающим двигателем на обледеневшем самолете необходимо производить на повышенной скорости, так как критический угол атаки обледеневшего самолета меньше.

6. При посадке с убраннным шасси аэродинамическое качество самолета резко улучшается, и траектория планирования становится более пологой, чем при посадке с выпущенным шасси.

Посадочная скорость с убраннным шасси благодаря близости земли уменьшается (по сравнению с посадкой на колеса), и самолет от момента выравнивания до приземления проходит значительно большее, чем обычно, расстояние.

7. Длина пробега по земле с убраннным шасси составляет в среднем 100—200 м.

Заход на посадку и посадка при нормальных метеорологических условиях на аэродроме

1. При нормальных метеорологических условиях посадку с одним работающим двигателем производить с построением прямоугольного маршрута. Однако разрешается для обеспечения безопасности производить посадку в любом направлении как с выпущенным, так и с убраннным шасси. О принимаемых решениях, связанных с безопасностью полета и посадки, командир корабля обязан сообщить руководителю полетов или диспетчеру КДП.

2. Построение прямоугольного маршрута производить на высоте 300 м со скоростью полета 180—190 км/час. Развороты выполнять, как правило, в сторону работающего двигателя. Крены допускаются: в сторону работающего двигателя — 10—15°; в сторону неработающего двигателя — до 10°.

3. При построении прямоугольного маршрута не следует далеко уходить от аэродрома, чтобы с любого места маршрута иметь возможность спланировать на аэродром.

4. Выпускать шасси следует на прямой после четвер-

того разворота на высоте не ниже 150 м. При подходе к аэродрому на высоте ниже 150 м определить момент выпуска шасси, исходя из высоты полета и расстояния до аэродрома. При выпуске шасси учитывать ограниченную возможность подтягивания в полете с одним работающим двигателем и время, необходимое для выпуска шасси. От начала выпуска шасси до закрытия механических замков проходит 8—10 секунд, при положительных температурах наружного воздуха.

Моторное снижение следует производить на скорости 180 км/час.

Заход на посадку и посадка при минимуме погоды № 2

1. Пробивание облачности и заход на посадку производить по установленной для данного аэродрома схеме на скорости 180—190 км/час, делая развороты с кренами в сторону работающего двигателя 10—15°, в сторону неработающего двигателя — до 10°.

2. Выпускать шасси следует после пролета самолетом дальней приводной радиостанции и после выхода из облаков на высоте не ниже 100 м.

Шасси выпускать только в тот момент, когда хорошо видна посадочная полоса.

При отсутствии уверенности, что шасси самолета успеет полностью выпуститься к моменту приземления, разрешается производить посадку, не выпуская шасси.

3. Снижение по прямой после выпуска шасси следует производить на скорости 180 км/час.

4. На второй круг можно уходить только в случае явной невозможности обеспечить безопасность для жизни экипажа и пассажиров при посадке, но не считаться с опасностью поломки самолета.

Заход на посадку и посадка при минимуме погоды № 1

1. Заход на посадку производить по установленной для данного аэродрома схеме на скорости 180—190 км/час, делая разворот с кренами в сторону работающего двигателя 10—15°, в сторону неработающего двигателя — до 10°.

2. После пролета самолетом дальней приводной радиостанции скорость снижения держать 180 км/час.

3. Шасси не выпускать. Посадку производить с убранными шасси.

4. При посадке с убранными шасси следует учитывать, что траектория планирования становится более пологой, посадочная скорость уменьшается (по сравнению с посадкой на колеса) и самолет от момента выравнивания до приземления проходит значительно большее расстояние, чем обычно.

5. Перед приземлением выключить зажигание, бортовую сеть и перекрыть доступ бензина к двигателям.

6. Уход на второй круг допускается только при посадке с явной опасностью для жизни экипажа и пассажиров. Если посадка возможна в любом направлении на аэродроме или другой подходящей площадке, даже с ущербом для целостности самолета, то надо производить посадку и не уходить на второй круг.

Уход на второй круг с двумя работающими двигателями

Уход на второй круг при полном полетном весе с выпущенными щитками и шасси следует производить с высоты не ниже 50 м. В случае крайней необходимости уход на второй круг возможен с высоты не менее 10 м при скорости по прибору не менее 160 км/час.

Командир корабля, приняв решение об уходе на второй круг, обязан:

1. Немедленно предупредить экипаж: «Уходим на второй круг».

2. Плавное (в течение 2—3 секунд) увеличение мощности двигателей до взлетной и перевести самолет в горизонтальный полет.

3. Дать команды «Убрать щитки» и «Убрать шасси».

Примечание. При скорости полета до 230 км/час автоматическая уборка щитков не обеспечивается.

4. В момент уборки щитков предупреждать с помощью штурвала стремление самолета к увеличению угла атаки и поддерживать скорость полета 160 км/час.

5. По достижении высоты 25—30 м увеличить скорость и перейти на нормальный режим набора высоты на скорости полета 180 км/час.

Уход на второй круг с одним работающим двигателем

Уход на второй круг является крайней мерой и разрешается только в случае полной невозможности посадки на аэродром.

При невозможности ухода на второй круг по каким-либо условиям командиру корабля предоставляется право производства посадки на данный аэродром с любого направления как с выпущенным, так и с убраннным шасси.

Уход на второй круг возможен только при следующих условиях:

- а) посадочные щитки убраны;
- б) гидросистема позволяет убрать шасси;
- в) скорость моторного снижения в момент начала ухода на второй круг составляет не менее 180 км/час, а высота полета — не ниже 50 м;
- г) высота аэродрома по СА — не выше 800 м;
- д) температура головок цилиндров не превышает 215°C, входящего масла 75°C.

Командир корабля, приняв решение об уходе на второй круг, обязан:

1. Немедленно предупредить экипаж: «Уходим на второй круг».

2. Дать команду «Убрать шасси». Одновременно плавно (в течение 2—3 секунд) увеличить мощность двигателя до взлетной и плавно же перевести самолет со скорости 180 км/час на скорость 165—170 км/час.

3. Снять нагрузку с ноги триммером руля направления.

4. Набрав высоту 100 м, уменьшить режим работающего двигателя до номинального.

Посадка самолета с лыжным шасси

Перед посадкой лыжное шасси следует выпускать строго в горизонтальном полете на скорости не более 200 км/час по прибору. Выпуск производить так же, как колесного шасси.

Не рекомендуется делать крутых разворотов с выпущенным лыжным шасси, так как под воздействием больших центробежных сил носки лыж опустятся вниз, что

может привести к поломке лыж и обрыву предохранительных тросов.

Планировать можно со скоростью не более 190 км/час по прибору. Посадку самолета производить так же, как на колесном шасси.

Посадку самолета при боковом ветре следует производить без кренов, борясь со сносом курсом самолета. Следует избегать грубых посадок самолета и посадок на одну лыжу, особенно посадок на плохие, неровные ВПП, так как амортизация шасси в лыжном варианте значительно ниже, чем на колесном.

Пробег самолета после посадки вследствие трения лыж о поверхность ВПП равен примерно 400 м, в зависимости от состояния поверхности ВПП, наличия ветра и его направления.

После приземления направление пробега самолета выдерживать рулем направления до полной остановки самолета.

Предупреждение. Ни в коем случае не допускать разворотов или доворотов самолета на большой скорости при пробеге или на рулении. Это приводит к значительным боковым нагрузкам на шасси, большим радиусам разворота, боковому скольжению самолета на лыжах, которое трудно парировать.

8. УСТАНОВКА САМОЛЕТА НА МЕСТО СТОЯНКИ

Самолет на лыжах должен устанавливаться на заранее подготовленное место.

Для избежания примерзания лыж к поверхности аэродрома или ВПП рекомендуется:

1. Залить место стоянки водой для образования ледяной поверхности или укатать (уплотнить) место стоянки.

2. Если полеты производятся на льду, покрытом снегом, то для места стоянки самолета необходимо очистить снег до льда в виде полос под лыжи.

3. Перед установкой самолета на снежную, неподготовленную стоянку, рекомендуется до этого произвести ряд кратковременных остановок — с целью охлаждения рабочих поверхностей лыж. Остановку самолета на глубоком снегу надо производить на своем, ранее сделанном следу.

Если место посадки самолета имеет чистый лед или заледеневшую поверхность, то, как правило, местом стоянки самолета должна быть ледяная поверхность.

9. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

Полеты с двумя работающими двигателями

Полет в условиях обледенения

Опасность обледенения самолета возникает во время полета в облаках, тумане и дожде, если температура окружающего воздуха составляет 0° и ниже. Обледенение карбюраторов может иметь место также и при положительных температурах наружного воздуха.

Наиболее интенсивное обледенение самолета наблюдается при температурах от 0 до -10°C во время полетов в плотной облачности или в полосе переохлажденного дождя, выпадающего из верхнего, более теплого, в нижний, более холодный слой воздуха.

Если в предстоящем полете возможно обледенение, то при подготовке к полету командир корабля должен детально изучить метеобстановку и оценить возможность и направление безопасного выхода из зоны обледенения.

При входе в зону обледенения применять противообледенительные устройства самолета и внимательно следить за их действием в течение полета в этой зоне.

Самолет Ли-2 при работающих противообледенительных устройствах может совершать полет в условиях обледенения средней интенсивности продолжительностью до 30—40 минут. В условиях интенсивного обледенения допускается только кратковременный полет в пределах не более 10—15 минут. Поэтому командир корабля во всех случаях полета в условиях обледенения должен оценить обстановку и принять меры к минимальному пребыванию в опасной зоне и скорейшему выходу из нее.

Выход из зоны обледенения сменой эшелона следует производить с возможно большей вертикальной скоростью, учитывая при этом ухудшение аэродинамических качеств обледеневшего самолета.

Пробизвание зоны обледенения вверх следует производить на номинальном режиме работы двигателей, поддерживая при наборе высоты наивыгоднейшую скорость для обледеневшего самолета — 175 км/час .

Выход вниз следует производить со скоростью снижения порядка $3\text{—}5 \text{ м/сек}$. При действующем термическом противообледенителе крыла режим работы двига-

телей должен обеспечивать нагрев поступающего в крыло воздуха до температуры не менее 130°C .

Совершая полет на обледеневшем самолете, не следует допускать больших кренов (более 10°).

Если скорость самолета от общего обледенения падает на $35\text{—}40\text{ км/час}$, либо замечается нарушение в работе его отдельных агрегатов, либо нет уверенности в безопасном выходе из зоны обледенения при продолжении полета на данной высоте или сменой эшелона, командир корабля должен принять решение о возврате.

Снижение на обледеневшем самолете следует производить на повышенной скорости, а посадку — с полупущенным хвостом. Выравнивание и приземление самолета должны производиться плавным движением штурвала и с повышенной осторожностью во избежание резкого увеличения угла атаки и проваливания самолета. Щитки в этом случае следует выпускать в непосредственной близости от ВПП на угол не более 15° .

При заходе на посадку не следует допускать кренов более 10° .

Уход на второй круг на обледеневшем самолете с выпущенными шасси и щитками запрещается.

Пользование противообледенительными устройствами

Противообледенитель крыла и стабилизатора

1. Включение противообледенителя правой и левой консолей раздельное. При нормальном действии устройства разность температур наружного и нагретого воздуха должна находиться в пределах $130\text{—}200^{\circ}$.

2. При температуре наружного воздуха от -10° и ниже противообледенительное устройство крыла в условиях среднего и сильного обледенения не обеспечивает полного удаления льда с передней кромки. При полете в этих условиях следует принимать меры к выходу из зоны обледенения.

3. Для того чтобы при включенном противообледенителе крыла на верхней необогреваемой поверхности крыла не происходило скапливание и замерзание влаги, сдуваемой с обогреваемой кромки, необходимо:

а) дать образоваться на носке крыла корке льда, не

превосходящей по ширине 40—50 мм, после чего включить противообледенитель; лед кусками начнет слетать с передней кромки крыла;

б) после освобождения передней кромки ото льда снова выключить противообледенитель и в дальнейшем, по мере образования льда, сбрасывать его периодическим включением противообледенителя.

4. Противообледенительное устройство стабилизатора с бензообогревателем БО-20 в условиях обледенения средней интенсивности работает удовлетворительно. Включение его следует производить при входе в зону обледенения и держать его включенным в течение всего времени полета в условиях обледенения. Выключать противообледенитель стабилизатора следует не позднее чем за 5 минут до посадки.

Примечание. 1. Обледенение стабилизатора, мало отражаясь на изменении скорости полета, может вызвать опасную вибрацию хвостового оперения.

2. Для предупреждения заклинивания органов управления рулей, элеронов и триммеров следует во время полета в зоне обледенения периодически отклонять их в обе стороны.

Защита винтов от обледенения

При полетах самолета в условиях обледенения в случае, если на лопастях воздушных винтов образовался лед, приводящий к появлению ударов льда по обшивке фюзеляжа или винтовой тряске, необходимо удалить его путем изменения шага винта.

Для этого перед сбросом льда выключить автопилот. Затем переводом винта на малый шаг увеличить обороты до 2000 об/мин, после чего уменьшить их до 1600 об/мин.

Изменение шага винта производить не менее трех раз, после чего восстановить ранее установленные обороты.

Защита стекол пилотской кабины от обледенения

Передние стекла фонаря пилотской кабины оборудованы электрообогревом. Включение электрообогрева стекол производится двумя выключателями (по одному на стекле командира корабля и второго пилота), расположенными на правом электрощитке рядом с выключателя-

ми стеклоочистителей. Для включения электрообогрева выключатели устанавливают вверх в положение «Включено».

При проверке на земле включить каждое электрообогреваемое стекло и по показанию бортового амперметра убедиться, что ток, потребляемый каждым стеклом, не превышает 25 а.

При температурах наружного воздуха ниже -40°C , с целью равномерного прогрева стекол, вначале включать их обогрев импульсом от 30 секунд до 1 минуты с перерывами по 20—30 секунд между включениями.

При выполнении полета в условиях интенсивного обледенения, в случае необходимости, одновременно с включением электрообогрева стекол следует пользоваться горячим воздухом.

Необходимо иметь в виду, что:

1) при включенном электрообогреве стекол пользоваться магнитным компасом КИ-11 нельзя, так как его показания при этом резко изменяются;

2) во время полета и посадки самолета против солнца, а также ночью, в результате преломления световых лучей, на стеклах появляются радужные узкие полосы «усы», которые дают несколько расплывчатое изображение огней.

При пользовании электрообогреваемыми стеклами на самолетах, оборудованных генераторами ГСК-1500, ввиду их недостаточной мощности, необходимо строго соблюдать следующие правила:

а) во время полета в условиях обледенения, а также для устранения наружного и внутреннего обледенения стекол при рулении и перед взлетом включать электрообогревы правого и левого стекол только поочередно; в тех случаях, когда требуется одновременно включить электрообогревы обоих стекол, непрерывно следить за показаниями бортовых амперметров, чтобы нагрузка на каждый генератор не превышала 55 а;

б) в случае полета с включенным электрообогревом стекол при одном работающем генераторе (полет с одним работающим двигателем), выключать все потребители электроэнергии, кроме освещения кабины пилотов, питания радиоконписа, дежурного освещения пассажирской кабины и приемника командной или связной радиостанции; при этом периодически проверять показания

бортового амперметра и следить за тем, чтобы нагрузка на генератор не превышала 55 а.

На время ведения двухсторонней связи бортрадис-
том или командиром корабля электрообогрев стекол
выключать.

В случае необходимости командир корабля может принять решение о замене указанных дополнительных потребителей другими, например, вместо радиокompаса, дежурного освещения пассажирской кабины и освещения кабины пилотов включить командный передатчик и т. п.

При выборе дополнительных потребителей, необходимо, чтобы сумма токов этих потребителей не превышала 30 а, а общая нагрузка на генератор вместе с нагрузкой от электрообогрева стекол не превышала 55 а.

На время посадки самолета разрешается нагружать генератор до 80 а, в течение не более 5 минут.

Нагрузка на генератор, создаваемая отдельными потребителями:

Связная радиостанция: в режиме приема	6 а
в режиме передачи	31 а
Командная радиостанция: в режиме приема	10 а
в режиме передачи	15 а
Радиокомпас с маркерным приемником	16,5 а
Посадочные фары	26 а
Полное освещение пассажирской кабины	11 а
Дежурное освещение пассажирской кабины	3 а

На самолетах, оборудованных генераторами ГСН-3000, электрообогревом стекол можно пользоваться без ограничений, так как мощность двух генераторов ГСН-3000 достаточна для обеспечения одновременной работы всех потребителей электроэнергии на самолете.

В том случае, если работает только один генератор ГСН-3000, то электрообогревом правого и левого стекол можно пользоваться только поочередно.

Если требуется одновременно включить обогрев обоих стекол, то нужно непрерывно следить за показаниями бортовых амперметров, чтобы нагрузка на генератор не превышала 100 а.

Обогрев ПВД

Во время полога в облаках, тумане, снегопаде, дожде и т. п., а также при температурах наружного воздуха, близких к 0° , и отрицательных температурах включить

обогрев приемника воздушных давлений, не ожидая появления признаков обледенения (еще до входа в облачность, туман, морось, дождь, снег и т. п.).

Электрообогревательный элемент ПВД должен быть включен в течение всего времени нахождения самолета в указанных метеорологических условиях. При этом нужно периодически проверять его исправность с помощью сигнальной лампы.

В случае отказа указателя скорости при полете в зоне обледенения командир корабля должен принять все меры к минимальному пребыванию в этой зоне.

Для проверки работы электрообогрева ПВД нужно нажать кнопку на правом электрощитке. При работающем электроподогреве должна загореться синяя лампочка. Кнопку надо нажимать всегда после включения обогрева ПВД.

Полеты с одним работающим двигателем

1. Пилотирование самолета с одним работающим двигателем в полете усложняется и зависит главным образом от того, в каком режиме полета и при каких условиях вышел из строя один из двигателей.

2. При выходе одного двигателя из строя температурный режим головок цилиндров работающего двигателя на самолетах Ли-2 вследствие ограниченного диапазона эксплуатационных скоростей (160—210 км/час), особенностей капотирования двигателей и т. д. является чрезвычайно напряженным и, в зависимости от температуры наружного воздуха, может ограничивать продолжение полета.

3. Температурный режим масла работающего двигателя на самолетах в условиях обычных температур наружного воздуха не ограничивает возможность полета в случае отказа одного из двигателей.

4. Отказ одного из двигателей в условиях установившегося режима набора высоты, горизонтального полета и моторного снижения в эксплуатационном диапазоне летных скоростей (160—210 км/час) во всех случаях не вызывает необходимости использования взлетной мощности работающего двигателя.

5. Выполнение длительного горизонтального полета на одном работающем двигателе возможно по условию

запаса скороподъемности, при работе двигателя на мощности от 0,9 номинальной до номинальной и скорости полета от 160 до 210 км/час по прибору.

6. В полете с одним работающим двигателем можно пилотировать самолет без излишней нагрузки на штурвал и педали, сбалансировав его при помощи триммеров.

Самолет в полете на одном работающем двигателе устойчив и управление им не требует от пилота чрезмерного напряжения.

7. Отказ одного из двигателей на взлете, когда самолет еще находится в диапазоне малых скоростей (145—155 км/час), представляет наибольшие трудности в пилотировании, так как на этих скоростях управляемость самолета резко ухудшается, а летные качества значительно снижаются, поскольку шасси еще не полностью убрано и винт не зафлюгирован.

Пилотирование также затруднено при заходе на посадку, когда вышущенное шасси значительно снижает аэродинамическое качество самолета, а использование взлетной мощности работающего двигателя для подтягивания или ухода на второй круг ухудшает управляемость самолетом.

8. Маневренные качества самолета в полете с одним работающим двигателем ухудшаются с уменьшением скорости, в связи с чем развороты на скоростях менее 160 км/час запрещаются.

9. Выполнение полета с одним работающим двигателем во всех случаях требует повышенного внимания всего экипажа для обеспечения безопасности полета.

10. Самолет Ли-2, впервые поступивший в данное подразделение после ремонта или из другого авиационного подразделения, а также после каждой смены двигателей, должен быть облетан в полете (поочередно) на одном работающем двигателе.

Примечание. Порядок определения летных качеств самолета при одном работающем двигателе в полете и их оценка изложены в Инструкции по испытаниям самолетов Ли-2 в одномоторном полете после ремонта в ремонтных предприятиях ГВФ, издания РИО Аэрофлота 1953 г., которой и подлежит пользоваться;

- данные облета и особенности поведения самолета записать в формуляр самолета;
- экипаж самолета перед вылетом в рейс должен ознакомить-

ся с записанными в формуляре характеристиками данного самолета в полете, твердо знать и учитывать их при пилотировании в случае отказа одного из двигателей.

11. Командир корабля должен уметь быстро и правильно ориентироваться в обстановке в случае отказа двигателя и принимать правильное решение для обеспечения безопасности полета.

Во всех случаях для обеспечения безопасности одномоторного полета экипажу разрешается облегчить самолет, сбросив часть груза или весь груз.

12. Решение командира корабля о характере пилотирования самолета при отказе двигателя на малых скоростях во время взлета зависит от скорости по прибору и от обстановки. Поэтому командир корабля должен знать на память инструментальные поправки указателя скорости данного самолета в диапазоне малых скоростей (145—165 км/час) и учитывать их при пилотировании.