



Виртуальная Учебная авиаБаза «Майкоп»

Самолет Су25 методическое пособие летчику

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ДНЕМ

1.1 ПОЛЕТЫ ПО КРУГУ

1.1.1. Руление

После посадки в кабину отрегулировать педали таким образом, чтобы при полном отклонении их обеспечивалось полное нажатие тормозных педалей. После запуска правого и левого двигателей, поочередного опробовать их проконтролировать работоспособность гидросистем и системы торможения.

Перед выруливанием установить механизацию крыла во взлетно-посадочное положение, включить механизм разворота переднего колеса (МРК), осмотреться и убедиться, что слева и справа в опасной близости нет рулящих самолетов и других препятствий, которые могут помешать выруливанию, после этого увеличить обороты двигателей до 65-70%, отпустить тормоза. С началом движения самолета убрать обороты двигателей до малого газа, чтобы к началу разворота скорость была не более 15 км/ч. Разворот выполнять плавным отклонением педалей в нужную сторону. Следует помнить, что при малом отклонении педалей углы поворота переднего колеса также малы, а с увеличением отклонения педалей углы поворота переднего колеса возрастают. После начала разворота необходимо визуально оценивать пространство разворота и своевременно отклонять педали для достижения требуемого радиуса разворота. Вывод из разворота производить плавной установкой педалей в нейтральное положение.

Самолет без подвесок на оборотах малого газа рулит с ускорением, поэтому для выдерживания заданной скорости руления необходимо периодически пользоваться тормозами. Скорость при рулении по прямой не более 30 км/ч, а на разворотах до 15 км/ч. На разворотах самолет имеет тенденцию к кренению в сторону противоположную развороту, при этом, чем больше скорость, тем больше кренение. Направление при рулении выдерживать небольшими отклонениями педалей.

Торможение педалями при первоначальном обучении для летчика непривычно, поэтому в процессе руления левую руку следует держать на рукоятке аварийного торможения в готовности, при необходимости использовать аварийное торможение для остановки самолета.

При длительных остановках целесообразно использовать аварийное торможение, так как длительное удержание самолета на тормозах утомляет летчика.

Самолет на рулении по прямой устойчив при условии, что летчик удерживает педали в нейтральном положении. В процессе руления не допускается уменьшения дистанции до впереди рулящего самолета менее 100 м.

Следует иметь в виду, что в случае необходимости быстрой остановки самолета тормозной путь его больше, чем на других типах самолетов, из-за малой эффективности тормозов. Поэтому руление вблизи препятствий производить на скоростях, обеспечивающих безопасную остановку самолета.

При выполнении разворотов на рулении обращать внимание на правильность показаний курсовой системы, РСБН и АРК.

После осмотра самолета на техническом посту убедиться в отсутствии самолетов, заходящих на посадку на дальности, менее установленной Инструкцией по производству полетов на данном аэродроме, запросить разрешение у руководителя полетов для выруливания на ВПП. Получив разрешение, вырулить на ВПП.

1.1.2. Взлет

Вырулив на ВПП, установить самолет строго вдоль ее оси и, прорулив по прямой 5-10 м, остановить самолет с помощью основных тормозов. Взлет выполнять с включенным МРК.

Убедиться в правильной работе пилотажно-навигационных приборов (переключатель РСБН — АРК установлен в положение АРК, стрелка курсозадатчика установлена на курс взлета, курс текущий соответствует курсу взлета, показания на КПП соответствуют стояночному положению самолета).

Проконтролировать выпуск механизации крыла во взлетно-посадочное положение по светосигнализации и визуально с помощью зеркал бокового обзора. Застопорить плечевые ремни в притянутом положении, убедиться, что ВПП свободна, и запросить разрешение на взлет.

Получив разрешение на взлет, увеличить обороты двигателей до 70%, нажать на бортовых часах кнопки ВРЕМЯ ПОЛЕТА и СЕКУНДОМЕР, отпустить тормоза. Плавно установить РУД в положение МАКСИМАЛ, проконтролировать увеличение оборотов двигателей до максимальных и температуры газов не более 770° С. Самолет начинает движение плавно без разворотов, направление на разбеге выдерживать плавными и короткими отклонениями педалей. Ручку управления удерживать в нейтральном положении, в процессе разбега контролировать его направление, темп нарастания скорости и работу двигателей. По достижении скорости 160-180 км/ч * при нормальной взлетной массе и 200—220 км/ч, при максимальной взлетной массе плавным взятием ручки управления на 2/3—3/4 хода на себя начать подъем переднего колеса. Момент начала отклонения ручки управления на себя определяется кратковременным переносом взгляда на указатель скорости (в процессе тренажей летчик должен запомнить угловое положение стрелки указателя скорости относительно шкалы). Отрыв переднего колеса происходит не сразу после взятия ручки управления на себя, а с небольшим запаздыванием. Нормальному взлетному углу будет соответствовать такое положение самолета, когда концевая часть основного ПВД будет находиться на линии горизонта. Отделение переднего колеса от ВПП происходит на скорости 190—240 км/ч в зависимости от взлетной массы. После отрыва переднего колеса подвести концевую часть основного ПВД до линии горизонта, зафиксировать этот угол и удерживать его до момента отрыва самолета. Разбег при взлете без подвесок скоротечен, время разбега с поднятым носовым колесом составляет 3-5 с (конец подъема переднего колеса до взлетного положения практически совпадает с отрывом самолета). Отделение самолета от ВПП с нормальной взлетной массой происходит на скорости 235—240 км/ч. Момент отделения самолета летчик определяет по прекращению мелких толчков и визуально — по энергичному удалению от ВПП. В момент отрыва самолет устойчив. Возникающие крены легко устраняются отклонением элеронов. После отрыва самолета, сохраняя взлетный угол, на высоте 10—15 м установить переключатель крана шасси в положение УБРАНО, увеличить угол набора высоты до 15° по КПП, и продолжать выдерживать его по взаимному расположению отражателя визирной головки прицела и неподвижной части фонаря относительно горизонта с контролем угла тангажа по КПП. При уборке шасси допускается загорание лампы ГИДРО. Уборку шасси контролировать по светосигнализации и восстановлению давления во второй гидросистеме.

После уборки шасси на высоте не ниже 100 м и скорости не более 350 км/ч убрать механизацию крыла в два этапа. Переключатель механизации крыла установить в положение МК и проконтролировать по погасанию соответствующих светосигнализаторов, затем установить переключатель в положение ПК. После уборки шасси и механизации крыла в полетное положение проконтролировать давление в гидросистемах (203—220 кг/см²). После увеличения скорости до 500 км/ч установить обороты двигателей 85—90% и продолжать дальнейший набор высоты. При подходе к заданной высоте полета по кругу за 100—150 м начать перевод самолета в горизонтальный полет плавным отклонением ручки управления от себя. После уменьшения угла тангажа по КПП до +2° проконтролировать по вариометру положение самолета, который должен находиться в горизонтальном полете. В процессе перевода самолета в горизонтальный полет плавно уменьшить обороты двигателей до 75—77%, не допуская падения скорости менее 500 км/ч.

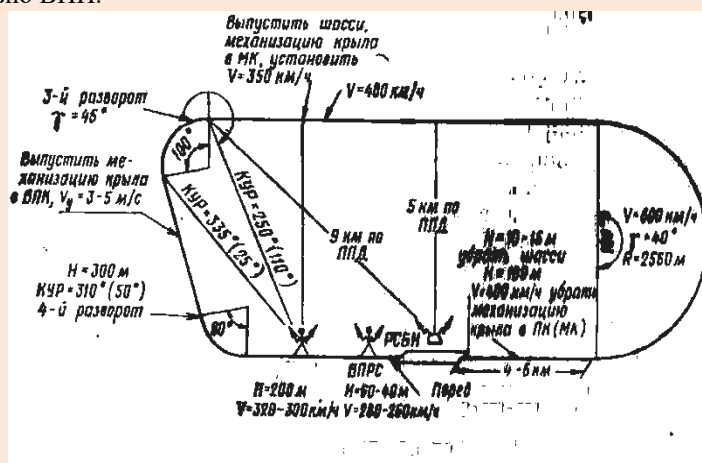
Примечание. При работе двигателей на промежуточных режимах наблюдается разница в оборотах левого и правого двигателей (вилка) до 5—7%, которая не оказывает влияния на путевую устойчивость. При необходимости разница в оборотах устраняется РУД.

1.1.3. Построение маршрута

На дальности 4-6 км по ППД выполнить слитно первый и второй развороты на курс, обратный посадочному. Перед выполнением разворота просмотром воздушного пространства и прослушиванием радиообмена убедиться, что взлетающие и выполняющие полет по кругу самолеты не помешают выполнению разворота. Разворот выполнить на скорости 500 км/ч с креном 35°-40°. Вывод из разворота на курс, обратный посадочному, выполнить по НПП с визуальным контролем положения самолета относительно ВПП.

На прямой от второго к третьему развороту при ведении осматрительности летчик должен обращать внимание на внутреннюю сторону круга; не срезает ли маршрут какой-либо самолет, не производит ли роспуск группы на посадку; затем — на внешнюю сторону; не входит ли в круг по касательной другой самолет; после чего осмотреть воздушное пространство в направлении движения своего самолета. Для оценки воздушной обстановки следует прослушивать также радиообмен руководителя полетов с экипажами, выполняющими полет по кругу. При полете от второго разворота к третьему установить скорость 400 км/ч. Убедиться, что давление в гидросистемах 203-220 кг/см², давление в тормозах колес при максимально нажатых тормозных педалях составляет 90-110 кг/см². На траверзе ДПРС, выпустить шасси установкой переключателя крана шасси из положения УБРАНО в положение ВЫПУЩЕНО, и выпустить механизацию крыла в маневренное положение. Проконтролировать выпуск шасси и механизации крыла по светосигнализации и восстановлению давления в гидросистемах.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае энергичного кренения самолета при выпуске механизации крыла выпуск прекратить и немедленно ее убрать. Посадку производить в полетной или маневренной конфигурации самолета.



1.1.4. Заход и расчет на посадку

После выпуска шасси и механизации крыла, установить скорость 350 км/ч, обороты двигателей при этом составляют 66- 68%, застопорить привязные ремни и при КУР=110° (250°) на дальности 9 км по ППД с креном 45° выполнить третий разворот на угол 100°. Для сохранения скорости 350 км/ч в процессе разворота увеличить обороты двигателей до 68—70%. При КУР =25° (335°) вывести самолет из разворота и выпустить механизацию крыла во взлетно-посадочное положение. При выпуске механизации крыла возникает незначительный пикирующий момент («вспухание» самолета). Изменения усилий на ручке управления при выпуске механизации крыла незначительны. Выпуск механизации крыла во взлетно-посадочное положение сопровождается энергичным уменьшением скорости. Проконтролировать выпуск механизации по светосигнализации и восстановлению давления в гидросистеме до 203—220 кг с/см².

После выпуска механизации во взлетно-посадочное положение перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 3-5 м/с с постепенным уменьшением скорости к началу четвертого разворота до 320 км/ч. При правильном построении маршрута полета по кругу вертикальная скорость 3-5 м/с сохраняется постоянной в процессе снижения до высоты выравнивания. Четвертый разворот начинать при угле между створом оси ВПП и линией визирования на ее начало, равном 10-15°, с креном 30° на высоте 300 м и скорости 320 км/ч. Заход по оси ВПП в процессе разворота уточнять изменением крена, не допуская увеличения его более 45°.

После вывода из четвертого разворота установить обороты двигателей 62-65% и продолжать снижение с таким расчетом, чтобы пройти над ДПРМ на высоте 200 м и скорости 320-300 км/ч. После пролета над ДПРМ продолжать снижение и уменьшать скорость с таким расчетом, чтобы пройти БПРМ на скорости 280—260 км/ч и высоте 60-40 м. Над БПРМ уточнить глиссаду снижения с таким расчетом, чтобы самолет снижался в точку начала выравнивания за 100- 50 м до начала ВПП, и установить скорость к началу выравнивания 270—250 км/ч в зависимости от посадочной массы самолета.

Для выдерживания расчетной траектории снижения после четвертого разворота целесообразно использовать информацию глиссадной планки положения на НПП. Использование ее информации ускоряет зрительное запоминание летчиком видимого положения ВПП при полете по заданной глиссаде снижения днем, а при полетах ночью исключает преждевременное снижение или подход к точке начала выравнивания с большим углом снижения.

Для использования планки положения глиссады НПП необходимо после третьего разворота нажать кнопку-лампу ВОЗВРАТ включить выключатель ПОСАДКА на щитке управления РСБН, и после срабатывания глиссадной планки положения совместить ее с центральным кружком шкалы (после того как летчик после прохода БПРМ направит самолет в точку начала выравнивания, планка положения глиссады уйдет несколько вверх). Такой метод захода на посадку позволяет летчику приобрести навыки в использовании радиотехнической аппаратуры и распределении и переключении внимания на приборы и органы управления, необходимые для выполнения полетов в сложных метеорологических условиях.

1.1.5. Посадка

На высоте 30-20 м проверить скорость планирования, перенести взгляд на землю вперед под углом 10-15° в направлении снижения самолета и сосредоточить внимание на сохранении траектории снижения и определении высоты начала выравнивания. Одновременно боковым зрением контролировать сохранение направления снижения по оси ВПП.

С высоты 8-6 м начать выравнивание самолета. В процессе выравнивания взгляд скользит по земле и направлен влево вперед под углом 10-15° в направлении снижения самолета, а к началу выдерживания влево под углом 10-15° и на 30-40 м вперед. На выравнивании, сохраняя направление полета по оси ВПП, плавным взятием ручки управления на себя уменьшать угол планирования самолета с таким расчетом, чтобы закончить выравнивание на высоте 1-0,5 м.

Закончив выравнивание, в момент пролета начала ВПП плавно но убрать РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ и, продолжая выбирать, ручку управления на себя (соразмерно снижению самолета), создавая посадочное положение

Взлет с «конвейера»

На самолете разрешается выполнять полеты с «конвейера». Остаток топлива перед заключительным взлетом должен быть не менее 900 кг.

При проходе дальнего привода запросить у руководителя полетов разрешение на посадку и взлет с «конвейера». Посадку выполнять обычным способом.

После касания ВПП и устойчивого пробеге на основных колесах и уменьшения скорости до 200-190 км/ч плавно опустит переднее колесо. При опускании переднего колеса педали установить в нейтральное положение.

Выдерживая направление, синхронно перевести РУД в положение МАКСИМАЛ. На скорости не менее 170-190 км/ч плавным взятием ручки управления самолетом на себя создать и удерживать угол 11- 13°. Отрыв самолета происходит на скорости 230—250 км/ч. Момент отрыва самолета от ВПП совпадает с созданием взлетного угла и выходом двигателей на максимальный режим работы.

Дальнейшие действия летчика не отличаются от действий при обычном выполнении взлета.

Необходимо учитывать, что взлет при малых остатках топлива скоротечен, поэтому особое внимание обращать на недопущение выхода самолета за ограничения по скорости в ВПК.

Общая длина пробеге — разбега составляет 600 м.

В случае выполнения посадки с грубыми ошибками, допущенными летчиком, выполнение взлета с «конвейера» **запрещается**.

Разрешается выполнение 6 взлетов и посадок с продолжительностью полета по кругу не более 10 мин.

Если решение об уходе на второй круг было принято поздно, продолжать выполнение посадки вплоть до касания ВПП основными колесами и пробеге по ней с последующим отходом от земли после набора необходимой скорости.

1.1.6. Взлет и посадка с боковым ветром.

Взлет и особенно посадка с боковым ветром имеют ряд особенностей и представляют для летчика определенные трудности. Взлет и посадка разрешаются при ветре, боковая составляющая которого не превышает 13 м/с.

Примечание. Первые четыре полета при переучивании рекомендуется выполнять при боковой составляющей ветра не более 5 м/с.

При выполнении взлета с боковым ветром в процессе разбега возникает тенденция к развороту самолета против ветра и кренению в сторону от ветра. Возникающую тенденцию разворота необходимо парировать отклонением педалей, противоположной развороту, а кренение самолета необходимо парировать ручкой управления, отклоняя ее в сторону против ветра на величину, необходимую для устранения крена самолета. По мере нарастания скорости эффективность рулей увеличивается, поэтому отклонение педалей и ручки управления должно уменьшаться.

При нормальной взлетной массе подъем переднего колеса начинать на скорости 160-180 км/ч. Величина взлетного угла должна быть на 1—2° меньше нормального. Угол тангажа по КПП будет в этом случае 11-12°.

Перед отрывом самолета от ВПП отклонение ручки управления против ветра уменьшать с таким расчетом, чтобы отрыв самолета произошел без крена. Летчик должен быть готов удержать самолет от накренений, которые могут возникнуть в момент отрыва. После отрыва самолета сохранять взлетный угол. На высоте 10-15 м поставить переключатель крана шасси в положение УБРАНО и увеличить угол набора высоты по КПП до 15°. На высоте не ниже 100 м и скорости не менее 350 км/ч убрать механизацию крыла в два этапа. В процессе набора высоты подобрать угол сноса, выдерживая азимут, равный курсу взлета. В дальнейшем, зная подобранный угол сноса на высоте полета по кругу, необходимо учитывать его при полете с курсом, обратным посадочному.

При выполнении захода на посадку с боковым ветром необходимо учитывать его влияние в процессе выполнения четвертого разворота и предпосадочного снижения. В процессе борьбы со сносом усилить контроль за скоростью, чтобы не допустить ее уменьшения до величины менее заданной. При этом скорости пролета ДПРС, БПРС и начала выравнивания необходимо увеличить на 10—15 км/ч.

Борьбу с боковым ветром выполнять подбором курса или комбинированным способом, т. е. подбором курса, крена и скольжения.

При боковой составляющей ветра до 8 м/с, рекомендуется борьбу со сносом проводить подбором курса, а более 8 м/с — комбинированным способом. При борьбе с боковым ветром подбором курса самолет летит по линии посадочного курса без бокового смещения, однако курс полета отличается от посадочного на величину угла сноса.

По мере уменьшения скорости полета угол сноса необходимо увеличивать.

При заходе на посадку с боковым ветром, близким к максимально допустимому, целесообразно использовать комбинированный способ. В этом случае на планировании требуются меньшие усилия для удержания небольшого крена и угла скольжения, педали находятся почти в нейтральном положении. В процессе выравнивания и выдерживания нос самолета постепенно установить по оси ВПП, перед приземлением убрать крен, поставить педали нейтрально, чтобы приземление произошло на два основных колеса без крена. После приземления не следует выбирать ручку управления на себя для сохранения посадочного угла, а задержать ее и парировать возникающее накренение самолета отклонением ручки управления против ветра. Перед опусканием носового колеса убедиться, что педали находятся в нейтральном положении.

После опускания носового колеса самолет накрывается в сторону, противоположную ветру, и разворачивается по ветру, что создает для летчика неприятные ощущения, особенно для ранее летавшего на самолетах, имеющих достаточно большую колею шасси.

Опустив носовое колесо, необходимо отклонить ручку управления полностью от себя и против ветра на величину, обеспечивающую парирование накренения самолета. Направление на пробеге выдерживать отклонением педалей. После начала устойчивого пробега приступить к торможению самолета, плавно увеличивая степень торможения по мере гашения скорости. Необходимо помнить, что управление передним колесом включено и потребные отклонения педалей для парирования разворота самолета небольшие, а для нажатия тормозных педалей необходимы большие усилия, что в случае приложения неодинаковых усилий к тормозным педалям приводит к отклонению педалей, а это, в свою очередь, к рысканию самолета по направлению. В случае возникновения рыскания самолета по направлению отпустить тормозные педали, установить их нейтрально - самолет восстанавливает прямолинейный пробег, после чего приступить к торможению.

Примечания:

1. После прохода БПРМ при порывистом боковом ветре возможны толчки на педалях из-за срыва потока с руля направления.
1. При выпуске тормозного парашюта с боковым ветром затруднено выдерживание направления на пробеге. Поэтому не рекомендуется выпускать тормозной парашют при боковом ветре более 8 м/с.

После уменьшения скорости до 30 км/ч ослабить степень торможения из-за возможного возникновения юза и на скорости не более 15 км/ч срулить с ВПП. Дальнейшие действия летчика при сруливании с ВПП и заруливании на стоянку особенностей не имеют.

1.1.7. Взлет с максимальной взлетной массой

При взлете самолета с максимальной взлетной массой подъем носового колеса производить на скорости 200-220 км/ч, при этом наблюдается незначительное запаздывание реакции самолета на взятие ручки управления на себя. Подъем носового колеса происходит на скорости 220—240 км/ч. После подъема носового колеса довести концевую часть основного ПВД до линии горизонта, зафиксировать этот угол до момента отрыва самолета.

Особенностью взлета самолета с максимальной полетной массой является более продолжительный разбег с поднятым носовым колесом. Самолет отрывается от ВПП на скорости 260-265 км/ч, после отрыва устойчив, стремления к взмыванию или сваливанию не имеет. В процессе разбега и после отрыва самолета нарастание скорости происходит медленнее, чем при взлете с нормальной взлетной массой, поэтому угол набора высоты по КПП установить 12-14°. Уборку механизации крыла из положения МК в положение ПК производить на скорости не менее 450 км/ч. В полете при выполнении задания летчику необходимо знать, что самолет более инертен, поэтому маневрирование выполнять плавно, учитывая ограничения, указанные в инструкции летчику.

1.1.8. Посадка с максимальной посадочной массой

Посадке с максимальной посадочной массой соответствуют полетные массы самолета от 12 200 до 13 300 кг. Посадки с максимальной посадочной массой должны производиться как исключение и составлять не более 3% общего числа посадок. При посадке с максимальной посадочной массой посадочная скорость с выпущенной в ВПК механизацией крыла увеличивается на 20-25-км/ч и составляет 240-245 км/ч, длина пробега самолета увеличивается на 90-100 м и составляет 650-700 м.

При заходе на посадку и посадке скорости пролета ДПРМ, БПРМ и начала выравнивания увеличивать на 20-25 км/ч. Они должны соответственно составлять: над ДПРМ 345-320 км/ч; над БПРМ 305-280 км/ч; в начале выравнивания 295-270 км/ч. Выравнивание необходимо производить, не уменьшая оборотов двигателей. Двигатели дросселировать на выдерживании плавней обычного, РУД на упор МГ убирать над ВПП на высоте не более 0,5 м. После приземления опустить носовое колесо, на скорости не более 230 км/ч выпустить тормозной парашют и приступить к торможению самолета. На скорости не более 15 км/ч срулить сВПП

1.1.10. Посадка в маневренной и полетной конфигурациях самолета

Посадка самолета в маневренной (полетной) конфигурации выполняется в том случае, если по каким-либо причинам выпустить механизацию крыла невозможно (отказ системы выпуска, кренение при выпуске и т. д.).

Особенностью захода на посадку в маневренной конфигурации самолета является повышенная скорость после четвертого разворота по сравнению с нормальным заходом на 10-15 км/ч. Скорости прохода над ДПРМ составляют 310-335 км/ч, над БПРМ 270-295 км/ч, начала выравнивания 260-285 км/ч.

После прохода БПРМ направить самолет в точку, удаленную от начала ВПП на 100-150 м.

Скорости захода на посадку в полетной конфигурации необходимо увеличить на 45-50 км/ч по сравнению с нормальным заходом. Скорости прохода над ДПРМ составляют 345-370 км/ч, над БПРМ 305-330 км/ч, начала выравнивания 295-320 км/ч.

После прохода над БПРМ направить самолет в точку, удаленную от начала ВПП на 150-200 м.

В процессе снижения, выравнивания самолет устойчив. После выравнивания процесс выдерживания самолета до приземления продолжительнее, чем с выпущенной механизацией крыла во взлетно-посадочное положение.

В момент пролета начала ВПП плавно убрать РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ и, продолжая выбирать ручку управления на себя соразмерно со снижением самолета, создать нормальный посадочный угол.

В момент касания ВПП основными колесами задержать ручку управления. Посадочная скорость при нормальной посадочной массе в маневренной конфигурации равна 230-240 км/ч, а в полетной 265-275 км/ч.

После приземления и устойчивого пробега плавно опустить переднее колесо, на скорости не более 230 км/ч выпустить тормозной парашют и приступить к торможению.

1.1.11. Особенности полетов с грунтовых и заснеженных ВПП

Руление в зависимости от состояния грунта и массы самолета выполняется на повышенных оборотах и скорости не более 20 км/ч. При большей скорости руления может возникнуть продольная раскачка самолета, для устранения которой следует уменьшить скорость руления.

В целях сохранения поверхности грунта развороты на рулении выполнять с увеличенным радиусом, не допуская остановки самолета.

При рулении группой выдерживать дистанцию 150-200 м, исключая попадание в воздухозаборники пыли и частиц грунта. С учетом плотности грунта и взлетной массы самолета взлет может выполняться сходу или после остановки на ГВПП. Остановку самолета перед взлетом выполнять плавным уменьшением скорости руления и при необходимости плавным торможением.

После остановки на ГВПП, не удерживая самолет на тормозах, плавным увеличением оборотов двигателей начать разбег. В процессе разбега вывести обороты двигателей на максимальный режим. Темп вывода двигателей на максимальный режим несколько замедлен, чем при взлете с искусственной ВПП.

В начале разбега ручку управления самолетом удерживать в нейтральном положении. Направление в процессе разбега выдерживать отклонением педалей. Продольные колебания, возникающие из-за неровностей и неоднородности грунта, уменьшаются с ростом скорости.

При достижении скорости 100-120 км/ч ручку управления самолетом взять на 3/4 хода на себя и удерживать ее в этом положении до подъема носового колеса. Величину подъема носового колеса контролировать по положению частей самолета, находящихся в поле зрения относительно горизонта. С ростом скорости, уменьшением отклонения ручки на себя сохранять взлетный угол. По достижении скорости отрыва, соответствующей данной взлетной массе, самолет плавно отделяется от земли.

Не рекомендуется на разбеге с поднятым носовым колесом парировать подскоки (отрывы) на неровностях грунта увеличением угла тангажа во избежание отрыва на повышенных углах атаки и малой скорости (подрыв самолета). Скорость отрыва переднего колеса увеличивается на 10-15 км/ч, а длина разбега по ГВПП соответственно на 150-200 м по сравнению с длиной разбега по БВПП.

Взлет в составе пары выполнять так же, как и с БВПП, учитывая особенности взлета с грунта. Для исключения попадания на взлете в шлейф пыли (снега) от самолета ведущего, ведомому не допускать увеличения дистанции. Угол визирования на самолет ведущего 40-50°, дистанция 30-40 м.

При выполнении посадки от летчика требуется повышенное внимание в отыскании ГВПП, определении точности захода и расстояния до начала полосы. Из-за неточности в определении расстояния до начала полосы возможна ошибка в определении глиссады снижения, что может привести к низкой или высокой глиссаде снижения.

После приземления и опускания переднего колеса выпустить тормозной парашют на скорости не более 230 км/ч и плавно начать торможение колес. С выпущенным тормозным парашютом пробег более устойчив. Для разгрузки передней стойки шасси ручку управления удерживать до окончания пробега в том положении, в котором она была в момент касания колесами грунта.

Если после приземления на пробеге самолет отделится от ГВП, то, не меняя положения ручки управления, дать возможность самолету коснуться полосы двумя основными колесами и продолжить пробег. Направление в процессе пробега контролировать по боковым ограничителям.

В конце пробега сбросить тормозной парашют и, не допуская остановки самолета, срулить с полосы.

Длина пробега на грунтовой ВПП увеличивается примерно на 100-150 м по сравнению с БВП.

1.1.12. Заход на посадку без использования РТС

Заход на посадку без использования РТС выполняется, как правило, после пролета над ВПП с посадочным курсом. Если летчик имеет достаточный опыт полетов на данном аэродроме, заход на посадку может выполняться после входа в круг и без пролета над ВПП.

Высота, скорость полета и порядок действия летчика остаются такими же, как и при заходе на посадку с применением РТС. При этом место третьего и четвертого разворотов определяется по углу визирования на ВПП, а снижение самолета по глиссаде определяется по положению самолета относительно ВПП визуальным наблюдением. Если заход на посадку выполняется на знакомом аэродроме, место третьего и четвертого разворотов, кроме того, определяется по характерным наземным ориентирам, а снижение по заданной глиссаде - по высоте и скорости пролета наземных ориентиров на посадочном курсе.

Выполнение третьего разворота начинать через 55 с после пролета траверза начала ВПП (начало ВПП будет наблюдаться под углом 140° от продольной оси самолета), а четвертый разворот начинать, когда угол между створом ВПП и линией визирования на нее составит $10-15^\circ$. От умения летчика определять визуально место третьего и четвертого разворотов во многом зависит точность выдерживания заданной траектории снижения на посадочном курсе и, как следствие, качество посадки.

1.1.13. Заход на посадку с малой и предельно малой высоты

Перед снижением в круг полетов на радиовысотомере установить индекс опасной высоты на 25 м ниже высоты полета по кругу. С посадочным курсом снизиться до истинной высоты согласно полетному заданию, установить скорость 500 км/ч. После пролета над ВПП на дальности 4 км с креном 40° выполнить первый и второй развороты (слитно) на курс, обратный посадочному. На прямой от второго к третьему развороту установить скорость 400 км/ч. При выполнении полета по кругу выдерживать высоту полета по высотомеру с контролем по радиовысотомеру. На траверзе ДПРС выпустить шасси и механизацию крыла в маневренное положение, проконтролировать их выпуск, установить скорость 350 км/ч. Для определения момента начала третьего разворота использовать АРК и ППД. Третий разворот выполнять на дальности 9 км по ППД при КУР= 250° (110°) с креном 45° . Вывод из разворота произвести при КУР= 335° (25°).

После третьего разворота выпустить механизацию крыла во взлетно-посадочное положение и, не снижаясь, установить скорость 320 км/ч. Ввод в четвертый разворот выполнить при угле между линией визирования на начало ВПП и створом оси ВПП $10-15^\circ$ или при КУР= 310° (50°).

Четвертый разворот выполнить со снижением с вертикальной скоростью 3-5 м/с (при высоте полета по кругу 200 м без снижения до пролета ДПРМ) с креном 30° . Выход в створ оси ВПП в процессе разворота уточнять изменением крена не допуская увеличения его более 45° . Пролет над ДПРМ на высоте 200 м и скорости 320-300 км/ч. После пролета над ДПРМ перевести самолет на снижение с постепенным уменьшением скорости. Дальнейшее снижение, выполнение посадки и пробега выполняются так же, как и при обычном полете по кругу.

1.1.14. Ошибки при выполнении взлета, расчета на посадку и посадке

Ошибки при выполнении взлета

Невыдерживание направления в процессе разбега. Причиной этой ошибки являются несоразмерные отклонения педалей в процессе разбега с включенным механизмом разворота переднего колеса, особенно при боковом ветре. Эта ошибка может привести к раскачке самолета. Чтобы исправить эту ошибку, необходимо кратковременно установить педали в нейтральное положение и потом отклонить соответствующую педаль для исправления направления.

Отрыв самолета на малой скорости. Причиной этой ошибки является создание взлетного угла больше нормального вследствие неумения летчика правильно определить заданный взлетный угол визуально с одновременным контролем угла тангажа по КПП. Следствием этой ошибки может быть покачивание самолета с крыла на крыло после отрыва.

Для исправления этой ошибки необходимо зафиксировать ручку управления в продольном отношении, возникающий крен устранить элеронами и выждать, пока самолет наберет необходимую скорость, после чего установить заданный угол набора высоты по КПП.

Отрыв самолета на скорости больше расчетной. Причиной этой ошибки являются начало подъема переднего колеса на скорости более установленной или создание взлетного угла меньше расчетного. Отрыв самолета с углами атаки меньше расчетных затруднений в технике пилотирования не создаст, однако отрыв на скорости больше расчетной приводит к излишней нагрузке на шасси. Несвоевременное исправление этой ошибки после отрыва может привести к превышению максимально допустимой скорости уборки шасси и механизации крыла.

Для исправления этой ошибки необходимо после отрыва самолета установить потребный взлетный угол.

Ошибки при выполнении расчета на посадку

Невыдерживание расчетной траектории снижения после четвертого разворота. Причиной этой ошибки является недостаточный контроль за высотой полета по высотомеру в процессе снижения и за положением самолета относительно глиссады по планке положения на НПП. При отсутствии контроля за высотой пролета ДПРМ и БПРМ по высотомеру (радиовысотомеру) и за выдерживанием глиссады снижения по глиссадной планке положения на НПП

(при заходе на посадку с использованием ПРМГ) летчик может к моменту выхода на БПРМ оказаться на высоте больше или меньше расчетной, что усложняет действия летчика. При выполнении посадки.

Для исправления этой ошибки необходимо выйти на расчетную глиссаду.

Не выдерживание скорости на снижении. Причиной этой ошибки является недостаточный контроль за скоростью полета после пролета ДПРМ. На предпосадочном снижении изменение скорости после перемещения РУД в сторону увеличения оборотов происходит почти без запаздывания, а при уменьшении оборотов имеется небольшое запаздывание.

Если летчик не систематически осуществляет контроль за скоростью, то это может привести к увеличению или уменьшению скорости от расчетной, что приведет к перелету или недолету. Ошибка возникает из-за недостаточных навыков летчика в распределении внимания на этом этапе полета.

Особенностью самолета на скоростях менее 400 км/ч на глиссаде снижения является то, что после незначительного произвольного перемещения ручки управления в продольном отношении быстро происходит изменение скорости (особенно в сторону падения).

Расчет с перелетом, как указано выше, может быть вызван увеличенной скоростью на снижении или когда глиссада снижения самолета направлена ближе к началу ВПП по сравнению с необходимой для расчетной скорости снижения. В том случае, когда повышенная скорость замечена перед выравниванием, необходимо убрать РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ, после пролета над началом ВПП выпустить тормозные щитки, а после приземления использовать полное торможение колес и выпустить тормозной парашют на скорости не более 230 км/ч. Расчет с недолетом может быть вызван преждевременным снижением и возникнуть по двум причинам: первая-проход БПРМ на высоте менее заданной, вторая-потеря скорости на снижении в результате чрезмерного уменьшения оборотов двигателей.

Для исправления этих ошибок необходимо увеличить обороты двигателей, уменьшить угол снижения. Выйдя на расчетную траекторию, продолжить снижение с контролем по высоте и скорости. В случае потери скорости на снижении увеличить обороты двигателей и восстановить заданную скорость.

Ошибки при выполнении посадки

Наиболее характерными ошибками являются высокое выравнивание и взмывание. Отклонения на посадке обычно являются следствием неправильного направления взгляда. Взгляд, направленный слишком близко к фюзеляжу, может привести к высокому выравниванию и взмыванию при выдерживании.

Высокое выравнивание. Если в начале выравнивания летчик заметил, что оно закончено выше одного метра, необходимо уменьшить темп выгибания ручки управления на себя с таким расчетом, чтобы выравнивание было закончено на высоте 0,5-1 м, а затем по мере приближения самолета к земле выбирать ручку управления на себя с таким расчетом, чтобы приземление произошло на два основных колеса.

Если при высоком выравнивании самолет не снижается (велика скорость), необходимо плавным движением ручки управления от себя снизить самолет до заданной высоты и продолжать нормальную посадку на два основных колеса.

Взмывание. Если самолет продолжает удаляться от земли, необходимо плавным, соразмерным движением ручки управления от себя прекратить удаление от земли, дать самолету снизиться до высоты 0,5-1 м, после чего произвести нормальную посадку на два основных колеса.

1.1.15. Меры безопасности

При выполнении полетов по кругу необходимо:

- полеты выполнять при нижней границе облаков, на 300 м превышающей высоту полета по кругу;
- постоянно вести радио и визуальную осмотрительность;
- изменение высоты полета по кругу производить только с разрешения руководителя полетов;
- строго сохранять установленную дистанцию допереди летящего самолета.

При выполнении полетов с грунтовой ВПП необходимо:

- руление за впереди рулящим самолетом производить на дистанции, исключающей попадание пыли и частиц грунта в воздухозаборники двигателей;
- взлет и посадку производить на увеличенных временных интервалах после оседания пыли или ухода облака пыли за пределы ГВПП;
- на разбеге кратковременные отходы самолета от земли из-за неровностей грунта ручкой управления не парировать, избегать отрыва самолета на малой скорости и больших углах атаки;
- в целях исключения повреждения передней стойки шасси или предупреждения схода самолета с ВПП носовое колесо после посадки опускать только при нейтральном положении педалей;
- при уходе на второй круг не допускать уменьшения углов атаки менее 3° (отдачи ручки управления от себя), следить за ростом скорости.

1.2. ПОЛЕТЫ НА ПИЛОТАЖ

1.2.1. Меры безопасности:

- сохранять место в зоне;
- выдерживать последовательность и условия выполнения фигур пилотажа;
- при выполнении фигур пилотажа в облака не входить;
- не допускать превышения ограничений самолета по скорости (числу М полета), углам атаки и перегрузке;
- при выполнении задания на большой высоте контролировать работоспособность кислородного оборудования самолета;
- постоянно следить за остатком топлива и правильностью его выработки;
- в случае плохого самочувствия или появлении усталости выполнение задания в зоне прекратить, доложить руководителю полетов и следовать на аэродром посадки;

---вести визуальную и радио осмотрительность

1.2.2. Техника выполнения фигур простого и сложного пилотажа В И Р А Ж

Вираз может выполняться во всем диапазоне высот и скоростей полета в полетной и маневренной конфигурациях самолета с учетом ограничений по числу М и V_{мин.} доп. В учебных целях виражи выполняются в диапазоне скоростей 450-700 км/ч с креном от 30 до 70°. При первоначальном освоении самолета отрабатывать виражи на скоростях 450-600 км/ч.

Первоначально виражи отрабатывать на средних высотах, а в дальнейшем на малых и больших.

Перед выполнением виража необходимо осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание на сторону выполнения виража. Выбрав направление ввода и вывода (по наземным ориентирам, компасу или по КУР), установить заданную высоту и скорость, сбалансировать самолет, после чего координированным движением ручки управления и педали ввести самолет в вираз. По мере увеличения крена плавно создать перегрузку и увеличить обороты двигателей настолько, чтобы при достижении заданного крена число оборотов двигателей соответствовало необходимому для поддержания заданной скорости виража.

При выполнении ввода в вираз с креном более 60° для предотвращения потери высоты на вводе необходимо по мере увеличения крена взятием ручки управления на себя увеличить перегрузку. При этом в обязательном порядке необходимо контролировать по УАП величину угла атаки.

В процессе ввода в вираз координацию движений рулями контролировать по указателю скольжения на КПП и ДА-200 (отсутствие скольжения). Высоту сохранять по видимому положению переднего переплета неподвижной части фонаря кабины и головки прицела относительно линии естественного горизонта по показаниям шкалы тангажа указателя авиагоризонта на КПП показаниям ДА-200 и высотомера. Величину крена контролировать по положению неподвижной части фонаря кабины относительно линии горизонта и по положению силуэта самолета относительно шкалы кренов указателя авиагоризонта на КПП.

При плохой видимости естественного горизонта больше внимания уделять контролю ввода в вираз по указателю авиагоризонта на КПП, указателю скорости, высотомеру и вариометру на ДА-200 и УАП.

В процессе виража установленный режим поддерживать по авиагоризонту (сохранение заданного крена и угла тангажа), по видимому положению переднего переплета неподвижной части фонаря кабины и головки прицела относительно линии естественного горизонта и по вариометру (отсутствие набора высоты или снижения). Сохранение режима контролировать по высотомеру, указателю скорости и УАП

Значения перегрузки в зависимости от крена при выполнении правильного виража приведены в табл.-1.2

При выполнении виражей с кренами до 60° возникающие в процессе виража набор высоты или снижение устранять продольными движениями ручки управления (увеличением или ослаблением тянущих усилий на ней), т. е. приведением в соответствие перегрузки с величиной крена. При выполнении виражей с кренами более 60° устранить подобным способом возникшее снижение невозможно, так как при увеличении перегрузки составляющая подъемной силы в вертикальной плоскости, уравнивающая вес, растет очень незначительно и увеличение перегрузки или угла атаки даже до предельно допустимых значений не обеспечивает парирования возникшего снижения, а лишь приводит к снижению по крутой спирали с ростом поступательной и вертикальной скоростей. Не учет этого особенно опасен при выполнении виражей и разворотов на малых высотах. Поэтому при кренах более 60° режим по высоте необходимо поддерживать уменьшением величины крена без уменьшения перегрузки (не ослабляя тянущих усилий на ручке управления). После прекращения снижения необходимо, не допуская перевода самолета в набор высоты, увеличить крен до заданного и продолжать вираз с заданным режимом. При возникновении снижения с вертикальной скоростью более 15 м/с целесообразно убрать крен полностью, вывести самолет в горизонтальный полет и повторить ввод в вираз. При возникновении набора высоты необходимо, не ослабляя тянущих усилий на ручке управления, увеличить крен до прекращения набора высоты, а затем уменьшить крен до требуемого.

Вывод из виража начинать за 10-20° до подхода к направлению вывода (в зависимости от величины крена) и осуществлять его координированным отклонением ручки и педали. Для определения момента начала вывода из виража следует использовать ориентир, выбранный перед вводом, показания компаса или стрелки КУР. В процессе вывода из виража одновременно с уменьшением крена уменьшать обороты двигателей с таким расчетом, чтобы не допустить увеличения скорости полета после вывода. Для сохранения заданной высоты в процессе вывода из виража по мере уменьшения крена ручку управления самолетом необходимо отклонять по диагонали в сторону и несколько вперед. Вывод из виража контролировать по авиагоризонту на КПП, ДА-200, высотомеру и указателю скорости.

Кроме установившихся виражей на самолете могут выполняться форсированные виражи (развороты). Техника выполнения форсированного виража несколько отличается от техники выполнения установившегося виража, так как форсированный вираз выполняется с кренами и перегрузками, превышающими необходимые для выполнения установившегося виража, а, следовательно, с потерей скорости. В процессе ввода одновременно создаются крен и перегрузка большие, чем необходимы для установившегося виража (перегрузка создается не более максимально допустимой по ограничениям).

По мере уменьшения скорости необходимо контролировать по УАП увеличение угла атаки, и после достижения максимально допустимого его значения (установленного заданием) поддерживать этот угол атаки, т. е. по мере уменьшения скорости уменьшать крен и перегрузку.

После отработки виражей могут выполняться горизонтальные восьмерки. Техника их выполнения такая же, как и виражей, за исключением момента перевода (перекладывания) из виража одного направления в вираз другого направления. Перекладывание необходимо осуществлять в несколько повышенном темпе по сравнению с вводом в вираз и выводом из него. Для того чтобы удержать в процессе перекладывания постоянный угол тангажа по

Крен на вираже, град	30	45	60	65	70
Требуемая перегрузка	1,16	1.41	2	2,37	2,92

авиагоризонту, необходимо при выводе из крена прикладывать к ручке управления давящие усилия (отклонять ручку управления по диагонали от себя), а при вводе в крен другого направления для создания необходимой перегрузки соразмерно с увеличением крена создавать тянущие усилия (отклонять ручку управления по диагонали на себя). В процессе переключивания при выполнении восьмерок с кренами более 60° необходимо уменьшить, а затем увеличить обороты двигателей, чтобы не допустить существенного роста скорости. При выполнении восьмерок с кренами менее 60° обороты двигателей можно не изменять, так как за время переключивания скорость увеличивается незначительно и после ввода в вираж другого направления она восстанавливается до заданной.

Летчику следует помнить, что одной из особенностей самолета является наличие предупредительной тряски о выходе самолета на большие углы атаки вплоть до режима сваливания. При выполнении виражей необходимо систематически осуществлять контроль по УАП и не превышать ограничений по углам атаки. В процессе выполнения виражей на сбалансированном самолете на ручке управления ощущается небольшое тянущее усилие. Отличий в выполнении левого и правого виражей нет.

ПИКИРОВАНИЕ

Пикирование является основным элементом маневров при выполнении атак наземных целей. Кроме того, пикирование может применяться для атак не скоростных воздушных целей, быстрого увеличения скорости, догона противника или ухода от него в воздушном бою или при боевом маневрировании.

На самолете Су-25 рекомендуется выполнять пикирование с углами до 60° в полетной и маневренной конфигурации крыла как с убранными, так и с выпущенными тормозными щитками. Величина угла пикирования и скорость ввода зависят от высоты ввода и должны обеспечивать вывод из пикирования на заданной высоте с расчетной перегрузкой.

Пикирование состоит из трех этапов:

- ввод;
- прямолинейный участок;
- вывод.

Каждый из этих этапов характеризуется определенными величинами изменения скорости и потери высоты. Наиболее общей характеристикой пикирования, от которой зависят все остальные его параметры, является угол пикирования. Пикирование применительно к атаке наземной цели, как правило, выполняется при положении РУД на упоре МАЛЫЙ ГАЗ. Для выполнения атак наземной цели с пикирования летчик должен в первую очередь уметь осуществлять ввод в пикирование и вывод из него с минимальной потерей высоты.

Ввод в пикирование с горизонтального полета может выполняться с прямой, с разворота (с кренами менее 90°), по методу ввода в полупереворот (с разворота с крепим и больше 90°), методом выполнения двух полубочек (пикирование с курсом ввода).

Ввод в пикирование после набора высоты боевым разворотом, горкой или полупетлей производится одним из перечисленных способов или с использованием их отдельных элементов. Потеря высоты при вводе в пикирование с заданным углом зависит от скорости ввода, режима работы двигателей, величины средней перегрузки на участке ввода и способа ввода.

Наиболее простым является ввод в пикирование с прямой или с разворота. Однако при этом сила, искривляющая траекторию полета в вертикальной плоскости, незначительна (ввод производится с положительной перегрузкой меньше единицы), ввод растянут по времени и потеря высоты за ввод, особенно при больших углах пикирования, достигает значительной величины, а прямолинейный участок пикирования может оказаться недостаточным для точного прицеливания по цели.

Наиболее выгодным является ввод в пикирование по методу ввода в полупереворот (ввод в пикирование методом выполнения двух полубочек является частным случаем ввода в пикирование по методу ввода в полупереворот и применяется при атаках целей, расположенных впереди по курсу полета). При этом за счет создания крена на вводе более 90° летчик имеет возможность создать значительную положительную перегрузку (значительную силу, искривляющую траекторию в вертикальной плоскости) и выполнить ввод в пикирование с минимально возможной потерей высоты и за короткое время. Кроме того, при этом исключается возможность создания на вводе отрицательных перегрузок и зависания на привязных ремнях.

При вводе в пикирование с большими углами необходимо после увеличения крена до $120-180^\circ$ создавать угловое вращение вокруг поперечной оси с увеличением угла атаки до максимально допустимого по УАП. Это обеспечивает выполнение ввода в пикирование с оптимальной перегрузкой и минимальной потерей высоты.

Ввод в пикирование с переворота, как и ввод в пикирование с переворота на горке, в отдельных случаях может применяться для атак наземных целей. Отрабатывать ввод в пикирование по наземным целям этими способами рекомендуется только в процессе совершенствования.

В учебных целях пикирование отрабатывается с высот 4000-3000 м на скоростях ввода 400-500 км/ч первоначально с углами до 30° , а затем с углами более 30° . В дальнейшем отрабатывается пикирование с высот 1000-1500 м с углами $20-30^\circ$ применительно к атакам наземных целей на скоростях ввода 400-600 км/ч. При выполнении пикирования с углами $30-40^\circ$ и работе двигателей на оборотах малого газа скорость возрастает на 100-120 км/ч на каждые 1000 м потерянной высоты при скоростях ввода 300-400 км/ч.

Вывод из пикирования необходимо начинать при уменьшении высоты до установленной заданием. При выполнении пикирования применительно к атаке наземной цели вывод из него начинать на высоте, обеспечивающей выход самолета в горизонтальный полет на заданной (безопасной) высоте. Потеря высоты за вывод из пикирования в зависимости от угла пикирования, скорости начала вывода, и перегрузки на выводе определяется по номограмме, приведенной в Инструкции летчику самолета Су-25.

Для вывода из пикирования необходимо плавным взятием ручки управления на себя за 2-3 с создать требуемую перегрузку и в процессе вывода не допускать возникновения кренов. Обороты двигателей увеличивать до необходимых в процессе вывода самолета в горизонтальный полет. Энергичное взятие ручки управления на себя с

темпом менее 2 с недопустимо, так как при этом может произойти заброс перегрузки и летчик будет вынужден уменьшать ее в процессе вывода, что в конечном итоге приведет к увеличению потери высоты.

В процессе тренировочных полетов в зону необходимо отработать темп создания перегрузки на выводе из пикирования и величину усилий, прикладываемых при этом к ручке управления, с тем, чтобы приобрести устойчивые навыки и в дальнейшем при выполнении атак наземных целей не допускать заброса перегрузки в процессе вывода из пикирования на малой высоте

ГОРКА

Горка применяется для энергичного набора требуемой высоты перед выполнением атаки с пикирования или для других целей. Кроме того, горка и ее отдельные элементы могут применяться при ведении воздушного боя.

Горка может выполняться с углами набора до 70° как в полетной, так и в маневренной конфигурации крыла. Скорость ввода в горку не должна превышать максимально допустимую скорость горизонтального полета на высоте ввода. Выполнение горки возможно на максимальном режиме работы двигателей во всем диапазоне высот. При этом необходимо иметь в виду, что скорость ввода при выполнении горки с углами 65-70° должна быть не менее 600 км/ч.

Горка состоит из трех этапов:

- ввод;
- прямолинейный участок;
- вывод.

При первоначальном освоении пилотажа горку выполнять с углами до 45°, при этом ввод в горку рекомендуется выполнять с горизонтального полета. Для выполнения горки необходимо на высоте ввода установить требуемый режим работы двигателей и после набора заданной скорости выполнить ввод. Ввод в горку осуществлять с перегрузкой 4-5, создаваемой на второй секунде. Взятие ручки управления на себя осуществлять плавно, с тем, чтобы обеспечить плавное, но энергичное достижение заданного значения перегрузки. В процессе ввода в горку контролировать по УАП создание требуемой перегрузки, не допускать возникновения кренов по КПП и определять по шкале тангажа достижение заданного угла горки. После создания по КПП требуемого угла зафиксировать его плавным уменьшением тянущих усилий на ручку управления.

В процессе прямолинейного участка горки контролировать по КПП отсутствие кренов и сохранение заданного угла тангажа. Одновременно по указателю скорости контролировать темп падения скорости, по высотомеру - увеличение высоты.

Сохранение заданного режима прямолинейного участка горки контролировать также визуально по линии горизонта, просматриваемой справа и слева через остекление фонаря.

Вывод из горки начинать после уменьшения скорости до заданной или после набора заданной высоты. Скорость начала вывода из горки в любом случае должна быть не менее допустимой для конкретного угла горки и режима работы двигателей. Вывод из горки может производиться по прямой, разворотом (с креном до 90°), полупереворотом (с креном более 90°), выполнением двух полубочек и переворотом.

Вывод по прямой, как правило, может применяться при выполнении горки с углами до 20°. Для вывода этим способом из горки с большими углами тангажа скорость начала вывода должна быть значительно больше, чем при выводе другими способами. Это связано с ограниченными возможностями самолета, но выполнению полета с отрицательными или околонулевыми перегрузками, а также с неудобством пилотирования для летчика. Для вывода из горки этим способом необходимо по достижении скорости начала вывода плавным отклонением ручки управления от себя перевести самолет на криволинейную траекторию с положительной перегрузкой менее единицы. Перегрузку на выводе контролировать по указателю перегрузки и по физиологическому ощущению, не допуская околонулевых перегрузок. К процессу вывода контролировать по указателю скорости темп падения скорости, а по КПП-темпы уменьшения тангажа и отсутствие кренов.

Вывод разворотом (с креном до 90°) может применяться при выполнении горки с углами кабрирования до 45°. Для вывода этим способом необходимо по достижении скорости начала вывода (или высоты начала вывода) создать крен в нужную сторону и ввести самолет в разворот. При выполнении вывода ручку отклонять в сторону и от себя, при этом одновременно с разворотом уменьшается перегрузка до величины меньше единицы (ориентировочно до 0,5). За счет этого происходит уменьшение угла кабрирования при выводе. Вывод этим способом рекомендуется выполнять при первоначальном обучении, а также при выполнении горки по приборам под шторкой или в облаках, когда угол кабрирования не превышает 30°. При этом крен на выводе не должен превышать 60°.

Вывод полупереворотом (с кренами более 90°) может применяться при выполнении горки с углами кабрирования до 60°. Вывод этим способом обеспечивает значительно меньшую потерю скорости на выводе по сравнению с выводом методом разворота и более удобен для летчика. Этот способ вывода с последующим вводом в пикирование применяется при выполнении атаки наземной цели с пикирования после выполнения горки.

Для вывода из горки этим способом необходимо по достижении скорости начала вывода (или заданной высоты) создать по авиагоризонту в нужную сторону крен 120-150° и плавным взятием ручки управления на себя придать самолету вращение вокруг поперечной оси, не допуская превышения максимально допустимого угла атаки.

Энергичное (несоразмерное) взятие ручки управления на себя может привести к выходу на углы атаки более допустимых. Поэтому при выводе из горки необходимо отработать навыки контроля величины угла атаки, а в процессе тренировочных полетов, последовательно выполняя горку с постепенным увеличением угла атаки на выводе, ознакомиться с поведением самолета, темпом падения скорости и набором высоты в процессе вывода. Одновременно с выдерживанием угла атаки в процессе вывода контролировать по КПП величину крена и уменьшение угла кабрирования.

При уменьшении угла кабрирования до 10-5° ослаблением тянущих усилий с визуальным контролем по линии горизонта прекратить угловое вращение вокруг поперечной оси и вывести самолет из крена. За время вывода из крена угол кабрирования уменьшается до 2-3°. В том случае, если темп падения скорости больше расчетного и летчик определит, что к моменту выхода в горизонтальный полет скорость может уменьшиться менее 300 км/ч, необходимо несколько уменьшить по УАП угол атаки, а вывод из крена произвести после перехода самолета

на снижение и увеличения скорости до заданной. После вывода самолета из крена и набора необходимой скорости установить требуемый режим работы двигателей.

В том случае, если после выполнения горки предполагается выполнять пикирование в направлении заранее выбранного ориентира, момент начала вывода определять по углу визирования ориентира в вертикальной плоскости. Угол между плоскостью горизонта и линией визирования на ориентир должен быть примерно на 5° меньше заданного угла пикирования (при углах доворота на вводе $30\text{--}60^\circ$) или равен ему (при углах доворота $60\text{--}90^\circ$). Скорость при этом, как правило, должна быть больше минимальной скорости начала вывода для заданного угла. Определив момент начала вывода из горки, необходимо создать крен в сторону ориентира так, чтобы ориентир, переместившись по остеклению, проецировался через середину (верхнюю часть) подвижной части фонаря. При углах доворота $30\text{--}90^\circ$, крен будет в пределах $150\text{--}110^\circ$. Чем больше угол доворота и чем меньше заданный угол пикирования, тем меньше необходимый крен. После перемещения ориентира на середину подвижной части фонаря плавным взятием ручки управления на себя с контролем по УЛП создать необходимый угол атаки. При этом возникает угловое вращение самолета вокруг поперечной оси, и ориентир будет перемещаться посередине подвижной части фонаря в направлении переднего стекла (отражателя визирной головки). Таким пилотированием достигается совмещение плоскости вывода из горки и ввода и пикирование с траекторией прямолинейного участка пикирования. Поэтому летчику нет необходимости выдерживать определенный угол крена по КПП, а достаточно постоянно сохранять в поле зрения выбранный ориентир и изменениями крена в соответствующую сторону добиваться его перемещения посередине подвижной части фонаря. В процессе вывода из горки и ввода в пикирование необходимо периодически контролировать скорость полета, угол тангажа и величину крена по КПП. Следует учитывать, что верхняя часть каркаса подвижной части фонаря закрывает некоторую часть обзора через середину подвижной части фонаря, поэтому при перемещении ориентира через этот участок необходимо использовать для выдерживания заданной плоскости маневра видимые ориентиры, расположенные вблизи выбранного. После перемещения ориентира на середину переднего стекла фонаря (совмещения его с подвижной маркой, установленной в положение для стрельбы) плавным уменьшением тянущих усилий прекратить угловое вращение вокруг поперечной оси и вывести самолет из крена, удерживая ориентир на середине переднего стекла (в районе «центральной точки подвижной марки).

Вывод из горки полупереворотом отрабатывается при освоении сложного пилотажа на средних высотах, а в дальнейшем — на нижнем пределе средних высот и на малых высотах применительно к построению маневра для атаки наземных целей, т. е. с последующим вводом в пикирование.

Вывод методом двух полубочек может применяться при выполнении горки с углами до 70° . Наиболее целесообразно применять этот способ вывода при выполнении горки с углами более 45° , а также в случае необходимости выполнения пикирования с тем же курсом, что и ввод в горку.

При выполнении горки с углами тангажа более 45° в учебных целях вывод из нее методом двух полубочек целесообразно начинать на скорости 550 км/ч . Поворот самолета вокруг продольной оси на 180° осуществлять с контролем, но КПП. После поворота без запаздывания плавным взятием ручки управления на себя создать по УАП максимально допустимый угол атаки. В процессе вывода из горки контролировать темп уменьшения угла тангажа по КПП и скорости по указателю скорости, выдерживать по КПП самолет без кренов, а по УАП-максимально допустимый угол атаки. После уменьшения угла тангажа до $3\text{--}5^\circ$ ослаблением тянущих усилий на ручку управления прекратить вращение вокруг поперечной оси, выполнить вторую полубочку и установить требуемые обороты двигателей.

Значительный скос носовой части фюзеляжа несколько затрудняет летчику визуальное определение момента прекращения вращения вокруг поперечной оси перед выполнением второй полубочки для выхода в горизонтальный полет. Поэтому даже при хорошей видимости горизонта необходимо использовать информацию шкалы тангажа авиагоризонта.

Вывод из горки с углами тангажа более 45° методом двух полубочек рекомендуется отрабатывать перед выполнением полупетли. Перед началом освоения петли Нестерова рекомендуется отработать вывод из горки с последующим вводом в пикирование слитно, т. е. последовательным выполнением полубочки, перевода самолета через линию горизонта в угол пикирования (в перевернутом положении), а затем второй полубочки. Такие выводы из горки отрабатывать с постепенным увеличением углов тангажа на горке и углов пикирования перед выполнением второй полубочки, а также углов атаки по УАП в процессе вывода. При выполнении маневров с углами тангажа до 70° ознакомиться с необходимыми усилиями на ручке управления при создании и выдерживании требуемого угла атаки, с поведением самолета, с показаниями приборов и видимым положением горизонта на участке маневра, соответствующем верхней части петли Нестерова. Для вывода из горки этим способом необходимо по достижении скорости начала вывода (или заданной высоты) повернуть самолет на 180° вокруг продольной оси. Контроль за выполнением поворота вокруг продольной оси осуществлять по КПП. После поворота без запаздывания плавным взятием ручки управления на себя создать по УАП максимально допустимый угол атаки и подводить нос самолета к горизонту (в перевернутом положении), контролируя темп уменьшения скорости. Контроль за вращением самолета вокруг поперечной оси вести по КПП, а после уменьшения угла тангажа и по естественному горизонту (при вводе в пикирование—по наземным ориентирам). После прохода верхней точки маневра установить обороты двигателей на малый газ.

При достижении заданного угла пикирования (с контролем по КПП) ослаблением тянущих усилий на ручку управления прекратить вращение самолета вокруг поперечной оси и выполнить вторую полубочку для выхода в положение нормального пикирования. После этого выполнить вывод из пикирования или выполнить пикирование до заданной высоты, а затем вывести самолет из пикирования.

Набор высоты при выполнении горки зависит от скорости и высоты ввода, угла набора, режима работы двигателей и характера подвесок.

Вывод из горки переворотом может применяться для атаки наземной цели с направления, противоположного выходу на нее (в первой атаке), при ведении воздушного боя, а в учебных целях может отрабатываться для освоения пилотажных возможностей самолета.

Если переворот на горке выполняется для отработки техники пилотирования (без последующего пикирования на наземный объект), параметры выполнения горки должны обеспечить выход в верхнюю точку фигуры пилотажа (в положении вверх колесами) на высоте и скорости, обеспечивающих выполнение переворота. Если же после переворота на горке выполняется пикирование в направлении заранее выбранного наземного объекта, то точки ввода,

режим работы двигателей и параметры горки должны обеспечить выход в верхнюю точку фигуры на такой высоте и скорости и в такой точке относительно выбранного объекта, которые обеспечат после выполнения переворота требуемый угол пикирования, необходимое время для прицеливания на прямолинейном участке пикирования и вывод из пикирования на заданной высоте.

БОЕВОЙ РАЗВОРОТ

Боевой разворот применяется для набора высоты перед пикированием при атаке наземных целей, в воздушном бою, а также в тех случаях, когда необходимо развернуться на 180° с максимальным набором высоты или в минимальное время.

Боевой разворот может выполняться по типу восходящей спирали (для максимального набора высоты) и по типу первой половины косой петли (для разворота в минимальное время) в полетной и маневренной конфигурациях крыла. Скорость ввода в боевой разворот не должна превышать максимально допустимую скорость горизонтального полета на высоте ввода. Боевой разворот выполняется на максимальном режиме работы двигателей.

Боевой разворот по типу восходящей спирали может выполняться от предельно малых до средних высот. После достижения скорости ввода плавно перевести самолет в набор высоты по восходящей спирали с начальным креном $10-15^\circ$. При вводе плавно за 3-5 с создать перегрузку 3,5-4,5 и выдерживать ее до увеличения угла атаки по УАП до максимально допустимого. В процессе боевого разворота крен и тангаж постепенно возрастают. Во второй трети боевого разворота, удерживая по УАП максимально допустимый угол атаки, контролировать увеличение угла тангажа и крена (по КПП) и темп уменьшения скорости. По достижении крена $65-70^\circ$ и тангажа $45-60^\circ$ (в конце второй трети разворота) координированным отклонением ручки управления и педали прекратить дальнейшее увеличение крена и тангажа. Пространственное положение определять по видимому положению носовой части самолета относительно горизонта в сочетании с показаниями КПП. В последней трети разворота начать постепенно уменьшать крен и угол тангажа (при этом происходит некоторое уменьшение угла атаки). Для этого координировано отклонять ручку управления по диагонали от себя и педаль в сторону, противоположную развороту. Темп уменьшения крена и тангажа согласовывать с темпом уменьшения скорости с таким расчетом, чтобы вывести самолет из боевого разворота в горизонтальный полет на скорости не менее 300 км/ч. После вывода самолета в горизонтальный полет установить требуемые обороты двигателей.

Если боевой разворот выполняется применительно к построению маневра для атаки наземной цели с пикирования, то режим работы двигателей, скорость и перегрузка на вводе определяются методическим пособием по боевому применению в зависимости от требуемой высоты в верхней точке маневра и угла пикирования. При этом угол тангажа в процессе боевого разворота выдерживается несколько меньшим, чем при выполнении боевого разворота с максимальным набором высоты, с таким расчетом, чтобы в верхней точке маневра скорость была больше и обеспечивала энергичный ввод в пикирование при некотором отвлечении внимания от контроля за величиной угла атаки и скорости полета.

Боевой разворот по типу первой половины косой петли выполняется с высот 500-1500 м на тех же скоростях ввода, что и ввод в петлю Нестерова или полупетлю. После освоения боевого разворота с выводом в горизонтальный полет отрабатывается боевой разворот с последующим вводом в пикирование применительно к атаке наземной цели. Атака наземной цели с боевого разворота по типу первой половины косой петли может применяться при выполнении повторной атаки с направления, близкого к противоположному направлению первой атаки

Боевой разворот по типу первой половины косой петли выполняется в такой последовательности. После разгона скорости 650-700 км/ч на высоте 1000 м создать крен 15-45°, плавным взятием ручки управления на себя за 3-4 с создать перегрузку 4-5 и выдерживать ее до увеличения по УАП до максимально допустимого угла атаки, после чего удерживать этот угол атаки. Плоскость маневра выдерживать визуальным контролем по линии горизонта, по перемещению облаков и по величине отклонения стрелки указателя поворота на ДА-200. По КПП выдерживать плоскость маневра не представляется возможным, так как в процессе маневра он показывает увеличение крена от 15-45°, созданного перед вводом, до 165-135° к моменту разворота на 180°. В процессе дальнейшего разворота угол тангажа будет уменьшаться. Во второй части боевого разворота, когда по мере уменьшения угла тангажа при кренах больше 90° начинает просматриваться в переднем секторе линия горизонта, сохранение плоскости маневра облегчается.

Когда положительный угол тангажа уменьшится до 15-10°, необходимо ослаблением тянущих усилий, приложенных к ручке управления, прекратить (с контролем по КПП) угловое вращение самолета вокруг поперечной оси и вывести самолет из крена в сторону меньшего угла поворота (при левом боевом развороте - вправо, при правом - влево).

В случае если после боевого разворота надо выполнить пикирование в направлении заранее выбранного ориентира, необходимо при подходе к верхней точке маневра обнаружить ориентир и изменением крена добиться его перемещения на середину подвижной части фонаря. Верхнюю точку маневра проходить, не изменяя темпа углового вращения самолета вокруг поперечной оси, изменениями крена добиваясь перемещения ориентира посередине подвижной части фонаря в направлении переднего стекла. После перевода самолета на снижение установить обороты двигателей на малый газ. К моменту прихода ориентира на середину переднего стекла фонаря кабины (совмещения его с подвижной маркой) ослаблением тянущих усилий на ручку управления прекратить вращение самолета вокруг поперечной оси. После этого поворотом самолета вокруг продольной оси, удерживая ориентир на середине переднего стекла фонаря кабины (в районе центральной точки подвижной марки), вывести самолет в положение нормального пикирования.

При первоначальном освоении отрабатывать боевой разворот по типу восходящей спирали на максимальном режиме работы двигателей. Ввод осуществлять с высот 1000-500 м на скорости 600-700 км/ч с перегрузкой 3,5-4,5, создаваемой на 3-5 с,

При отработке в зоне боевого разворота с последующим пикированием в направлении выбранного ориентира вывод из пикирования должен быть закончен на установленной высоте.

Боевой разворот с вводом на малых высотах отрабатывать после освоения техники его выполнения вводом на средних высотах. При выполнении в зоне боевого "разворота с малых, высот с последующим пикированием с углами до 20-25° допускается законченный вывод из пикирования на высоте не менее 500 м.

ПЕРЕВОРОТ

Переворот может применяться для выполнения атаки наземной цели со средних (больших) высот с пикирования с курсом, обратным курсу ввода, при ведении воздушного боя, а также для перехвата воздушной цели, летящей на меньшей высоте со встречным курсом. Кроме того, отработка переворота является одним из неизменных условий освоения пилотажных возможностей самолета. Переворот может выполняться с высот не менее 3000 м в полетной или маневренной конфигурации крыла как с убранными, так и с выпущенными тормозными щитками при работе двигателей на режиме малого газа.

В учебных целях переворот выполнять с высот 3000-4000 м на скоростях ввода 400-450 км/ч с убранными тормозными щитками при работе двигателей на оборотах малого газа. Установив заданные высоту и скорость, запомнить курс ввода (курсовой угол маяка РСБН) или наметить ориентир для контроля направления вывода. После этого создать по авиагоризонту угол кабрирования 10-15° и установить обороты двигателей на МАЛЫЙ ГАЗ. Отклонением ручки и педали в сторону выполнения переворота повернуть самолет за 3-4 с вокруг продольной оси в положение вверх колесами. Поворот самолета и отсутствие кренов в положении вверх колесами контролировать по КПП и по линии естественного горизонта.

После поворота, не фиксируя самолет в этом положении, плавным взятием ручки управления на себя с контролем по УАП создать самолету угловое вращение вокруг поперечной оси. Для этого необходимо плавным взятием ручки управления на себя создать по УАП за 2-3 с максимально допустимый угол атаки и удерживать его в процессе нисходящей части переворота до увеличения перегрузки 4,5-3,5. Замедленное создание требуемого угла атаки по УАП, приводит к росту скорости и увеличению потери высоты за переворот. Энергичное взятие ручки на себя может привести к увеличению угла атаки более максимально-допустимого и вынудит летчика отпускать ручку управления, чтобы уменьшить угол атаки до требуемой величины, что также приведет к росту скорости и увеличению потери высоты. Отсутствие кренов контролировать по КПП, а после прохода положения отвесного пикирования - и по перемещению наземных ориентиров.

При подходе к положению отвесного пикирования темп вращения вокруг поперечной оси выдерживать по углу атаки. Для этого по мере увеличения скорости удерживать максимально допустимый угол атаки на всем оставшемся участке нисходящей части переворота.

Во второй, половине нисходящей части переворота за счет скоса носовой части фюзеляжа угол просмотра местности вниз в плоскости маневра значительно превышает углы просмотра на других типах самолетов. Если натренированность летчика в выполнении переворотов недостаточна или он не усвоил, что при нормальном выполнении переворота из-за большого обзора под себя земля видна на меньших дальностях, у него может создаться впечатление запаздывания с выводом. При стремлении ускорить вывод взятием ручки управления на себя угол атаки может значительно превысить допустимый. В процессе вывода летчик должен помнить эту особенность обзора и выдерживать расчетный угол атаки, периодически контролируя его величину по УАП. После выхода в горизонтальный полет прекратить угловое вращение вокруг поперечной оси, установить требуемый режим работы двигателей.

В дальнейшем при комплексном выполнении фигур пилотажа увеличение оборотов двигателей производить на нисходящей части переворота с таким расчетом, чтобы к моменту уменьшения угла пикирования до нуля скорость увеличилась до необходимой для ввода в очередную фигуру.

ПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА

Петля Нестерова может выполняться как при атаках наземных целей, так и при ведении воздушного боя. Отработка петли Нестерова является необходимым условием освоения пилотажных возможностей самолета.

Петля Нестерова может выполняться в полетной или маневренной конфигурации крыла, при работе двигателей только на максимальном режиме.

В полетной конфигурации ввод в петлю Нестерова необходимо выполнять с перегрузкой 4-5, создаваемой на 3-4 с, которую удерживать до увеличения угла атаки по УАП, равного 14-15°. После прохода верхней точки петли, когда начнется рост скорости, увеличить угол атаки до максимально допустимого, выдерживая этот угол атаки до нарастания перегрузки до 4-5. Завершающую часть петли закончить с постоянной перегрузкой. При проходе верхней точки фигуры скорость должна быть не менее 300 км/ч, угол атаки — не более максимально допустимого. Набор высоты до верхней точки петли Нестерова в зависимости от высоты и скорости ввода составляет 1500-2000 м.

При первоначальном освоении ввод в петлю Нестерова выполнять с высоты 1000 м на скорости 650-700 км/ч. Установив направление и высоту ввода, увеличить обороты двигателей до максимальных. В процессе разгона скорости контролировать темп ее роста. Усилия, прикладываемые к ручке для создания перегрузки, должны нарастать постепенно, т. е. темп движения ручки управления на себя должен быть вначале замедленным, а по мере увеличения перегрузки и углового вращения самолета вокруг поперечной оси — плавно увеличиваться. Этим обеспечивается движение самолета по оптимальной траектории и исключается создание перегрузки более допустимой с последующим ее уменьшением (пилообразный характер перегрузки на вводе приводит к потере скорости в верхней точке фигуры). В процессе ввода контролировать по КПП отсутствие кренов, а по УАП — создание и выдерживание перегрузки 4-5. После ввода по УАП контролировать темп увеличения угла атаки. В случае если летчик прекратит увеличение угла атаки (ослабит перегрузку), восходящая часть фигуры пилотажа будет растянутой и выход в верхнюю точку маневра, как правило, произойдет на скорости меньше 300 км/ч. Эта ошибка может произойти из-за того, что летчик не отработал навыки в правильном распределении внимания и недостаточно контролирует создаваемый угол атаки по УАП.

После увеличения угла атаки до 14-15° оптимальная перегрузка обеспечивается при выдерживании постоянного значения этого угла атаки по УАП. На этом этапе внимание распределять между УАП (выдерживания угла атаки), КПП (отсутствие кренов и величина угла кабрирования) и указателем скорости (величина скорости и темп ее падения). По мере уменьшения скорости перегрузка постепенно уменьшается.

К моменту выхода в верхнюю точку маневра скорость должна быть не менее 300 км/ч. Практически минимальная скорость на фигуре бывает примерно за 30-20° до верхней точки фигуры; с углов менее 20° до верхней точки за счет высокой тяговооруженности самолета начинается ее рост.

При подходе к верхней точке фигуры пилотажа проконтролировать отсутствие кренов по линии естественного горизонта, а в верхней точке — скорость и высоту полета (при высоте менее 2500 м фигуру закончить полупетлей). После прохода верхней точки убедиться в нарастании скорости до 400 км/ч и увеличить по УАП угол атаки до максимально допустимого. Установить обороты двигателей на МАЛЫЙ ГАЗ.

После ухода из поля зрения линии естественного горизонта необходимо вновь переключить внимание на УАП, КПП. Сохраняя угол атаки, максимально допустимый по УАП, и контролируя отсутствие кренов (по КПП), контролировать величину и темп роста перегрузки. После увеличения (по мере роста скорости) перегрузки до 4-5 необходимо переключиться на ее выдерживание по УАП, одновременно удерживая самолет по КПП от возникновения кренов. После прохода положения отвесного пикирования, когда хорошо просматриваются наземные ориентиры и их перемещение, нельзя допускать переключения внимания на выдерживание режима только по ним с потерей из поля зрения УАП. В таких случаях летчик, как правило, непроизвольно стремится помочь самолету выйти из пикирования, что приводит к росту перегрузки больше допустимой.

При уменьшении угла пикирования до 15-10° (по шкале тангажа) ослаблением тянущих усилий на ручку управления начать замедление углового вращения самолета вокруг поперечной оси и при угле тангажа +2° прекратить его совсем. После этого по вариометру уточнить режим горизонтального полета, проверить высоту и скорость, установить требуемый режим работы двигателей. Затем по стрелке максимальной положительной перегрузки оценить, как выдерживался режим петли Нестерова по перегрузке.

Перед первыми полетами на выполнение петли Нестерова на самолете Су-25 целесообразно отработать выполнение комплекса горка — пикирование с углами 45°. При этом поэтапно отрабатываются навыки в распределении и переключении внимания, в приложении требуемых усилий к ручке управления для создания с нужным темпом углов атаки или перегрузок, в пилотировании самолета при положении вверх колесами.

ПОЛУПЕТЛЯ

Полупетля, как и петля Нестерова, может применяться при атаках наземных целей и при ведении воздушного боя. Отработка полупетли также необходима для освоения пилотажных возможностей самолета.

Полупетлю разрешается выполнять при работе двигателей на максимальном режиме в полетной или маневренной конфигурации крыла.

При первоначальном освоении ввод в полупетлю выполняется с высоты 1000 м на скорости 650-700 км/ч. Техника выполнения ввода, восходящей части полупетли и переключения внимания при этом такая же, как и при выполнении восходящей части петли Нестерова.

При подходе к верхней точке полупетли ослабления тянущих усилий на ручку управления начать замедление углового вращения самолета вокруг поперечной оси с одновременным контролем характера изменения скорости (темпа ее уменьшения и последующего увеличения). Одновременно по КПП контролировать отсутствие кренов и

уменьшение угла кабрирования. При уменьшении угла кабрирования до $5-10^\circ$ прекратить угловое вращение самолета вокруг поперечной оси и выполнить за 3-4 с поворот самолета вокруг продольной оси на 180° . Поворот осуществлять координированным отклонением ручки и педали в сторону разворота. Для сохранения направления вывода ручку управления отклонять по диагонали в сторону и вперед, а по КПП контролировать, чтобы угол тангажа к концу поворота был в пределах от 4 до 2° . После окончания поворота установить требуемый режим работы двигателей, проконтролировать высоту и скорость, уточнить режим горизонтального полета.

В случае если после выполнения полупетли предусмотрено пикирование в направлении заранее выбранного (перед вводом) ориентира, необходимо при подходе к верхней точке полупетли отыскать его и при необходимости созданием небольшого крена добиться такого положения самолета, чтобы ориентир наблюдался через середину подвижной части фонаря. Угловое вращение самолета вокруг поперечной оси при подходе к верхней точке несколько уменьшить по сравнению с режимом прохода верхней точки при выполнении петли Нестерова. В процессе ввода в пикирование установить обороты двигателей в положение МАЛЫЙ ГАЗ. После прохода ориентира на середину переднего стекла фонаря (совмещения его с подвижной маркой) прекратить угловое вращение самолета вокруг поперечной оси и, удерживая ориентир примерно на середине переднего стекла (в районе центральной точки подвижной марки), выполнить поворот самолета вокруг продольной оси до положения нормального пикирования. Вывод из пикирования выполнить на заданной высоте. Техника выполнения вывода из пикирования такая же, как и при выполнении обычного пикирования.

ПОЛУПЕРЕВОРОТ

Полупереворот и его отдельные элементы могут применяться при ведении воздушного боя и при атаках наземных целей (при вводе в пикирование по методу ввода в полупереворот и при вводе в пикирование после выполнения горки). Полупереворот представляет собой переворот, выполняемый в плоскости, наклонной к горизонту под углом $30-60^\circ$. В процессе обучения полупереворот целесообразно отрабатывать перед освоением косой петли (полупереворот представляет собой нисходящую часть косой петли), а также в процессе подготовки к ведению воздушного боя.

Полупереворот разрешается выполнять в полетной или маневренной конфигурации крыла при работе двигателей на малом газе.

При первоначальном освоении ввод в полупереворот выполняется с высот $3000-4000$ м на скорости $400-450$ км/ч. Полупереворот выполняется с наклоном плоскости маневра к горизонту под углом $30-60^\circ$ при работе двигателей на оборотах малого газа.

Перед выполнением полупереворота, установив заданные высоту и скорость, наметить вспомогательный ориентир для сохранения плоскости маневра. Ориентир необходимо выбрать под углом $60-70^\circ$ от продольной оси самолета и под таким углом в вертикальной плоскости, под каким будет наклонена плоскость маневра к горизонту. Ввод выполнить созданием крена в сторону полупереворота до прихода выбранного ориентира на середину подвижной части фонаря (крен при этом в зависимости от величины угла наклона плоскости маневра к горизонту будет в пределах $120-150^\circ$) с последующим созданием углового вращения самолета вокруг поперечной оси. Для этого после создания крена, не фиксируя угла тангажа самолета, плавным взятием ручки управления на себя создать по УАП максимально допустимый угол атаки и установить обороты двигателей в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

После начала углового вращения вокруг поперечной оси при необходимости небольшими изменениями крена добиться, чтобы выбранный ориентир перемещался посередине подвижной части фонаря к переднему стеклу, одновременно контролировать характер изменения показаний КПП. В процессе выполнения полупереворота крен, определяемый по КПП, постепенно уменьшается (к моменту разворота на 90° он уменьшается до 90° , а в момент вывода он будет равен углу наклона плоскости маневра к горизонту). Угол пикирования вначале увеличивается и к моменту разворота на 90° достигает величины угла наклона плоскости маневра к горизонту, а затем начинает уменьшаться и к моменту вывода достигает значения 2° (по шкале тангажа).

После того как выбранный (для сохранения плоскости фигуры) ориентир к концу первой половины полупереворота переместится на переднее стекло и закроется носовой частью фюзеляжа, сохранять плоскость маневра по перемещению наземных ориентиров, наблюдаемых через переднее стекло. В процессе нисходящей части фигуры по мере роста скорости (особенно во второй ее части) контролировать темп увеличения перегрузки. После увеличения перегрузки до 4-5 выдерживать ее до завершения фигуры ослаблением тянущих усилий на ручку управления (созданную перегрузку удерживать по мере роста скорости плавным отпусканьем ручки).

К моменту уменьшения угла пикирования до нуля ослаблением тянущих усилий (отпусканьем ручки) прекратить угловое вращение самолета вокруг поперечной оси (за это время угол тангажа увеличится до 2°), вывести самолет из крена и установить требуемый режим работы двигателей.

В дальнейшем после освоения техники выполнения полупереворота и запоминания показаний КПП вспомогательный ориентир можно не выбирать, а выдерживать плоскость маневра по перемещению наземных ориентиров в переднем стекле и по показаниям КПП. По мере освоения полупереворота в процессе дальнейшего совершенствования следует увеличивать угол наклона плоскости маневра к горизонту, скорость ввода и обороты двигателей в процессе маневра, а высоту ввода уменьшать. Однако во всех случаях высота Законченного вывода из полупереворота, выполняемого в учебных целях в зоне, должна быть не менее 1000 м.

КОСАЯ ПЕТЛЯ

Косая петля применяется при ведении воздушного боя, а в учебных целях отрабатывается для наиболее полного освоения пилотажных возможностей самолета. Косая петля может выполняться с углом наклона плоскости маневра к горизонту в пределах $75-45^\circ$. По технике выполнения косая петля является наиболее сложной фигурой пилотажа. К ее выполнению необходимо приступить только после отработки переворота, петли Нестерова, полупетли, боевого разворота по типу первой половины косой петли и полупереворота. Косую петлю разрешается выполнять в полетной или маневренной конфигурации крыла. При первоначальном освоении ввод в косую петлю выполняется с высоты 1000 м на скорости $650-700$ км/ч при работе двигателей на максимальном режиме. Косую петлю рекомендуется выполнять с наклоном плоскости маневра к горизонту под углом $70-75^\circ$.

Основная сложность выполнения косой петли заключается в том, что у летчика отсутствует приборная индикация величины крена самолета относительно плоскости маневра, так как показания КПП при выполнении косой петли все время изменяются по крену и тангажу. Запомнить все сочетания углов крена и тангажа для различных точек

траектории в зависимости от величины угла наклона плоскости маневра к линии горизонта не представляется возможным. Поэтому летчику необходимо четко представлять себе характер изменения углов крена и тангажа в процессе выполнения фигуры и запоминать показания КПП через каждую четверть фигуры, а в процессе выполнения косой петли сохранять плоскость маневра по перемещению (уходу под носовую часть самолета) различных объектов (облаков, линии горизонта, наземных объектов) и только через каждую четверть фигуры уточнять крен самолета по КПП.

Перед выполнением косой петли, выбрав направление ввода и установив заданную высоту, увеличить обороты двигателей до максимальных. После увеличения скорости до 650-700 км/ч создать самолету требуемый крен и, не фиксируя это положение (во избежание чрезмерного роста скорости), взятием ручки на себя придать самолету вращение вокруг поперечной оси. Для выполнения косой петли с наклоном плоскости маневра относительно горизонта 60° необходимо создать первоначальный крен $24-25^\circ$. Темп взятия ручки управления на себя должен обеспечить создание перегрузки 4-5 на 3-4 с. Поправка в крен на вводе (первоначальный крен $24-25^\circ$, а не 30°) берется для того, чтобы компенсировать влияние силы земного притяжения и выдерживать заданную плоскость маневра. Величина поправки при выполнении фигуры постепенно увеличивается, достигая максимального значения в верхней части фигуры, а затем на нисходящей части уменьшается до исходной к моменту вывода из косой петли.

После создания углового вращения самолета вокруг поперечной оси сохранять заданную плоскость маневра, ориентируясь по уходу под носовую часть самолета линии горизонта, облаков, и удерживать в центре шарик указателя скольжения. Одновременно контролировать выдерживание перегрузки 4-5 и темп роста угла атаки по УАП. В процессе выполнения первой четверти фигуры происходит увеличение угла тангажа по КПП до величины, равной наклону плоскости маневра относительно горизонта (в описываемом случае до 60°), а угол крена увеличивается примерно до 80° (поправка в крен в этот момент должна быть уже увеличена и составлять примерно 10°). Разворот на 90° можно дополнительно контролировать по изменению курса полета (система ИКВ точно показывает курс при больших углах крена и тангажа).

Во второй четверти фигуры продолжать выдерживать плоскость маневра по перемещению облаков, а в конце второй четверти — и по линии горизонта. При увеличении угла атаки по УАП до максимально допустимого переключиться на выдерживание темпа углового вращения по величине угла атаки. При подходе к верхней точке фигуры контролировать темп изменения скорости, а в верхней точке проконтролировать и оценить набранную высоту. В процессе выполнения второй четверти фигуры угол тангажа по КПП уменьшается до нуля, а крен увеличивается до $135-138^\circ$ (в верхней точке фигуры поправка в крен для сохранения плоскости маневра достигает максимальной величины и для описываемого примера составляет $15-12^\circ$).

После прохода верхней точки фигуры необходимо установить обороты двигателей в положение МАЛЫЙ ГАЗ, выдерживая максимально допустимый угол атаки, и сохранять плоскость маневра по перемещению наземных ориентиров.

Плоскость маневра выдерживать по перемещению наземных ориентиров с контролем уменьшения крена и увеличения угла тангажа по КПП. По мере роста скорости, выдерживая угол атаки по УАП, контролировать рост перегрузки. В процессе выполнения третьей четверти фигуры угол пикирования, по КПП увеличивается до 60° , а крен уменьшается до $80-85^\circ$. Разворот самолета на 270° дополнительно проконтролировать, но курсу полета. После увеличения перегрузки до 4-5 для выдерживания темпа углового вращения вокруг поперечной оси переключить внимание на указатель перегрузки.

В четвертой четверти фигуры продолжать выдерживать плоскость маневра по перемещению наземных ориентиров в переднем стекле, контролировать темп нарастания скорости и уменьшения высоты и уделять повышенное внимание сохранению перегрузки. Для ее сохранения необходимо по мере нарастания скорости ослаблять тянущие усилия на ручку управления (отпускать ее вперед) с контролем по УАП. В процессе выполнения четвертой четверти фигуры угол пикирования уменьшается от 60° до нуля, а крен — до 25° . К моменту выхода самолета в горизонтальный полет ослаблением тянущих усилий на ручку управления прекратить вращение самолета вокруг поперечной оси, вывести самолет из крена и установить требуемый режим работы двигателей.

Перед выполнением косой петли в комплексе с другими фигурами сложного пилотажа отработать выполнение последней четверти фигуры с меньшими перегрузками, с тем, чтобы вывод заканчивался на высоте ввода. Принцип выдерживания перегрузки при этом такой же, как и при выполнении последней четверти петли Нестерова, выполняемой в комплексе с другими фигурами.

Б О Ч К А

Бочка может применяться в процессе ведения воздушного боя для срыва прицельной стрельбы из пушки и прицельного пуска неуправляемых ракет истребителем противника.

Отдельные элементы бочки являются составными частями фигур пилотажа. Разрешается выполнять быстрые и замедленные горизонтальные восходящие и нисходящие управляемые бочки, как в полетной, так и в маневренной конфигурации крыла на скорости не менее 450 км/ч. При первоначальном освоении бочку рекомендуется выполнять в горизонтальном полете и в режиме набора высоты, а отдельные элементы этой фигуры (повороты самолета вокруг продольной оси на $45-180^\circ$ как составные элементы других фигур пилотажа) — в горизонтальном полете, при наборе высоты и снижении на тех высотах и скоростях полета, на которых предусмотрено их выполнение.

При первоначальном освоении быстрые управляемые бочки рекомендуется выполнять на высотах 2000-3000 м на скорости 450 км/ч. Установив заданные высоту и скорость, необходимо создать самолету угол кабрирования $15-20^\circ$ и плавным координированным отклонением ручки управления и педали в сторону выполнения бочки придать самолету вращение вокруг продольной оси. Когда самолет достигнет крена $45-50^\circ$, необходимо, не замедляя вращения, слегка отдалить ручку управления от себя для предотвращения опускания носа в положении вверх колесами. За $70-60^\circ$ до выхода в горизонтальный полет следует увеличить давление на педаль в сторону вращения и взятием ручки управления на себя удерживать самолет от выхода из бочки со снижением.

При уменьшении крена до $15-10^\circ$ отклонением рулей в сторону, противоположную вращению, начать замедлять вращение самолета, а после выхода в горизонтальный полет установить рули в нейтральное положение. Быстрая управляемая бочка выполняется за 6-8 с.

Бочка, выполняемая для срыва прицеливания истребителя противника в воздушном бою, выполняется более энергично и ручка управления одновременно с отклонением в сторону берется несколько на себя. В результате этого самолет движется по винтообразной траектории относительно продолжения траектории полета перед вводом в бочку

со значительно большими отклонениями от нее. Вывод из бочки заканчивается на снижении с углом 20-25° или при оставшемся крене 60-120° прекращается вращение самолета вокруг продольной оси и фигура заканчивается энергичным разворотом в обратном направлении (боевым разворотом или полупереворотом).

Отработку бочки для срыва прицеливания целесообразно проводить в процессе подготовки к ведению воздушного боя. Для оценки эффективности маневра полет на его отработку производить в составе пары. При выполнении бочки первым летчиком второй самолет пары должен следовать в колонне на дистанции 500—300 м. Ведомый летчик, наблюдая за первым самолетом, может оценить эффективность маневра. Бочка, выполненная со значительной нормальной перегрузкой, сопровождается интенсивным и значительным уменьшением скорости, поэтому при ее выполнении необходимо контролировать по УАП угол атаки и перегрузку.

СПИРАЛЬ

Спираль может выполняться кренами 45° при работе двигателей на режиме малого газа или на увеличенных оборотах в полетной или маневренной конфигурации крыла. Режим спирали зависит от решаемых задач и выбирается летчиком с учетом конкретной обстановки. В учебных целях рекомендуется отрабатывать спираль на скорости 400 км/ч с креном 45° и работе двигателей на режиме малого газа. Вертикальная скорость при этом составляет 25-20 м/с, а потеря высоты за виток спирали

около 1000-1500 м.

Ввод в спираль выполнять путем перевода самолета на снижение с последующим вводом в разворот. Сохранение заданной скорости в процессе выполнения спирали осуществлять изменением вертикальной скорости с контролем по КПП (изменением угла наклона продольной оси самолета относительно линии горизонта). Вывод самолета из спирали с креном до 30° производить уменьшением крена и угла снижения с одновременным увеличением оборотов двигателей. При выводе самолета из спирали с креном более 30° необходимо вначале вывести самолет из крена, а затем уменьшить угол снижения.

После выполнения задания в зоне летчик должен проверить точность показаний курса на НПП. Иногда после выполнения энергичного пилотажа с большими перегрузками ИКВ начинает выдавать курс с ошибкой, которую летчик в полете устранить не может. Убедившись в возникновении такой ошибки, летчик должен учитывать ее при выполнении полета на аэродром и при заходе на посадку.

1.2.3. Полет с одним работающим двигателем

В целях обеспечения безопасности полета при отказе одного двигателя необходима регулярная тренировка в пилотировании самолета с одним задресселированным (выключенным) двигателем. Обучение пилотированию с одним задресселированным (выключенным) двигателем выполняется на учебно-боевом самолете с инструктором, имеющим тренировку в полетах с одним работающим двигателем. При полетах на учебно-боевом и боевом самолетах летчик отрабатывает навыки, необходимые для действий в случае отказа одного из двигателей в полете. Пилотирование самолета с задресселированным двигателем до оборотов малого газа существенно не отличается от пилотирования при действительном отказе двигателя.

В полете с одним задресселированным (выключенным) двигателем отрабатываются:

- быстрота и четкость действий летчика при дросселировании (выключении) одного из двигателей;
- горизонтальный полет на высоте до 7000 м в диапазоне скоростей 400-600 км/ч;
- развороты на заданный курс и виражи с креном до 45° в сторону работающего двигателя и до 30° - в сторону задресселированного (выключенного);
- набор высоты и снижение;
- заход на посадку и посадка.

Отказ двигателя определяется по следующим признакам:

- уменьшаются обороты и температура входящих газов отказавшего двигателя;
- появляется кренящий, а затем разворачивающий моменты в сторону отказавшего двигателя;
- появляется скольжение, при котором указатели скольжения КПП и ДА-200 уходят в сторону работающего двигателя на величину до двух диаметров шарика;
- скорость и высота полета уменьшаются. В полете, обнаружив отказ одного из двигателей, летчик должен действовать в следующей последовательности:

— движением педали в сторону работающего двигателя парировать разворачивающий момент, удерживать указатель скольжения КПП в центре, ручкой управления самолета убрать крен;

- увеличить обороты работающего двигателя;
- в безопасном месте сбросить подвески на не взрыв;
- снять нагрузку с педалей триммером руля поворота, а с элеронов—триммером элеронов;
- поставить РУД отказавшего двигателя в положение СТОП;
- проконтролировать наличие топлива по показаниям индекса Г шкалы топливомера;
- доложить руководителю полетов об отказе двигателя и взять курс на свой или запасный аэродром.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. При отказе правого двигателя выключить систему кондиционирования.

2. При отказе левого двигателя переключатель МРК установить в положение 2 ГС.

На скорости 350-500 км/ч обороты авто ротации составляют 8-12% соответственно. Это обеспечивает рабочее давление в той гидросистеме, насос которой установлен на отказавшем двигателе.

При обучении летчика пилотированию с одним работающим двигателем двигатель дросселировать на высоте не менее 200 м и скорости 400 км/ч. Если заданием предусмотрено выключение двигателя, то его выполнять на высоте не менее 3000 м и скорости 400 км/ч.

Горизонтальный полет выполняется без крена с небольшим скольжением в сторону отказавшего двигателя. При освобожденном управлении (нагрузки с педалей и ручки управления не сняты) на $V_{пр.}=500$ км/ч угловая скорость крена составляет 4—5 °/с.

В полете кренение самолета легко парируется элеронами. Положение самолета контролировать по проекции линии естественного горизонта на переднюю часть фонаря кабины, КПП, НПП, по указателю скорости, вариометру и высотомеру. Контроль за скоростью, высотой, курсом полета и показаниями приборов работающего двигателя должен быть более частым, чем при полете с двумя работающими двигателями.

Для набора высоты следует увеличить обороты работающего двигателя до максимальных и перевести самолет в набор высоты, не допуская падения скорости менее 350 км/ч. При увеличении оборотов разворачивающий момент от работающего двигателя увеличивается, и летчик должен своевременно парировать его рулем поворота, чтобы сохранить направление полета. Вертикальные скорости набора для самолета без подвесок с остатком топлива 1500-2000 кг при максимальном режиме работы двигателя на $V_{пр.}=350$ км/ч приведены в табл. 1.4.

Ввод самолета в разворот и вывод из него осуществлять плавными координированными движениями ручкой управления и педалями. Максимально допустимый крен на отказавший двигатель 30°, а на работающий 45°. В процессе

Высота полета, м	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000
Вертикальная скорость набора высоты, м/с	21-23	18-19	14-15	11-12	8-9	6-7	3-4

разворотов шарик указателя скольжения на КПП удерживать в центре. При отклонениях шарика, если крен меньше или больше заданного, необходимо ручкой управления самолета установить заданный крен. При заданном крене для возвращения шарика в центр следует отклонить педаль, в сторону которой отклонился шарик.

Заход на посадку выполнять двумя разворотами на 180° на высоте, установленной для полета по кругу, и скорости 400 км/ч. Перед выполнением захода на посадку установить триммера в нейтральное положение. Выпуск шасси и механизацию крыла производить после выхода на посадочный курс на удалении 12-16 км. Время выпуска шасси (при авторотирующем правом двигателе) увеличивается до 35-40 с, время выпуска механизации крыла и перестановки стабилизатора (при авторотирующем левом двигателе) - до 10-12 с. После выпуска шасси и механизации крыла установить обороты работающему двигателю 85-87% и снижаться с таким расчетом, чтобы ДПРМ пройти на высоте 220-250 м и скорости 320-330 км/ч, а БПРМ — на высоте 50-70 м и скорости 270-290 км/ч. К точке выравнивания подходить на скорости больше установленной для данной посадочной массы на 20 км/ч. После выравнивания и прохода начала ВПП плавно убирать РУД работающего двигателя на МАЛЫЙ ГАЗ, поставить педали в нейтральное положение и выполнить посадку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При отказе правого двигателя не будет работать система основного торможения, поэтому торможение осуществлять аварийно.

Уход на второй круг выполнять до высоты 30 м. После принятия решения об уходе на второй круг плавно за 4-5 с увеличить обороты работающего двигателя до максимальных. Разворачивающий и кренящий моменты компенсировать полным отклонением педали и увеличением крена до 6-8° в сторону работающего двигателя. Поставить кран шасси на уборку. На скорости 280 км/ч перевести самолет в горизонтальный полет и на скорости 300 км/ч — в набор высоты с вертикальной скоростью 2-3 м/с. На высоте 100 м и скорости не менее 300 км/ч убирать механизацию крыла в два этапа. Установить скорость в наборе высоты 400 км/ч, набрать высоту круга для последующего захода на посадку.

Наиболее характерными способами полета с одним отказавшим двигателем являются:

— установившийся прямолинейный полет без крена с небольшим скольжением в сторону отказавшего двигателя. Такой способ полета наиболее удобен, особенно в сложных метеорологических условиях. Недостатком данного способа является потребность больших отклонений руля направления для обеспечения путевой балансировки самолета, а также наличие скольжения, которое приводит к дополнительному лобовому сопротивлению;

— установившийся прямолинейный полет с креном в сторону работающего двигателя, но без скольжения. Этот способ пилотирования обеспечивает минимальное лобовое сопротивление, так как отсутствует скольжение самолета. Для балансировки самолета требуется меньшее отклонение руля направления и элеронов. Наиболее приемлем указанный способ при полете в простых метеорологических условиях с ограниченным запасом топлива или при недостаточной тяге работающего двигателя;

— установившийся прямолинейный полет с креном и скольжением в сторону работающего двигателя. Данный способ целесообразно применять при малом располагаемом моменте от руля направления (при подтягивании во время захода на посадку, при уходе на второй круг).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Обучение и тренировку в выполнении посадки с одним работающим двигателем выполнять при боковой составляющей ветра не более 7 м/с.

1.2.4. Особенности пилотирования самолета на малых и предельно малых высотах

Полеты на малых и предельно малых высотах выполняются штурмовиками в целях скрытности действий, достижения тактической внезапности и уменьшения эффективности средств поражения ПВО противника в боевых условиях.

Полеты на малых и особенно на предельно малых высотах имеют по сравнению с полетами на средних высотах следующие отличия:

— затруднено ведение визуальной ориентировки из-за того, что перспективное наблюдение наземных ориентиров с этих высот приводит к искажению их видимых форм и размеров, и из-за быстрого углового перемещения летчик не располагает достаточным временем для их опознавания;

— затрудняется, а на предельно малых высотах исключается использование полетной карты летчиком для сличения ее с местностью;

— резко уменьшается дальность действия радиотехнических средств и на высотах 50-100 м составляет: для РСБН—20- 25 км, а для радиокompаса с приводной радиостанцией—100-110 км. Радиолокационное наблюдение и опознавание самолета с помощью наземных радиотехнических средств при полете на высоте ниже 100 м не обеспечивается с момента вылета;

— повышенный расход топлива;

— влияние турбулентности воздушной атмосферы (болтанка) усложняет технику пилотирования.

При полете над сильно пересеченной местностью дальность видимости ориентиров, находящихся в низинах, резко сокращается или вообще ориентиров не видно, так как они закрываются складками местности. Большое влияние

на опознавание ориентиров оказывает угловая скорость их перемещения, которая зависит от курсового угла ориентира, дальности до него, высоты и скорости полета.

В прямолинейном горизонтальном полете благоприятные условия для наблюдения ориентиров будут на высотах 300-500 м. когда они перемещаются на расстояние 300-1000 м от линии пути самолета. Для лучшего наблюдения ориентиров в развороте необходимо взгляд направлять во внутреннюю сторону разворота под углом 10-40° к продольной оси самолета.

При полетах на малых и предельно малых высотах и больших скоростях могут создаваться условия, когда определение своего местонахождения будет возможно только в момент пролета крупных или легко опознаваемых ориентиров. Такими ориентирами могут быть линейные или площадные ориентиры (их отдельные элементы), а также точки пересечения характерных линейных ориентиров. Для ведения ориентировки могут использоваться искусственные высотные сооружения, характерные складки местности и другие ориентиры, хорошо видимые с малых и предельно малых высот. Перед выполнением полетов на малых и предельно малых высотах необходима особенно тщательная подготовка летного состава на земле.

Для обеспечения безопасности полета летчик в процессе предварительной подготовки должен изучить и твердо знать все превышения (принижения) местности относительно своего аэродрома и высоту искусственных сооружений в районе предстоящих полетов, а также особенности устойчивости и управляемости самолета и погрешности высотомера и радиовысотомера.

Безопасность от столкновения с наземными препятствиями, особенно при полетах на предельно малых высотах, достигается, прежде всего, постоянным визуальным определением заданной истинной высоты полета, так как высотомер не учитывает изменения рельефа местности, а радиовысотомер указывает высоту полета над местностью только в момент пролета.

При полетах на малых и предельно малых высотах необходимо в горизонтальном полете сбалансировать самолет триммером так, чтобы на ручке управления ощущалось небольшое давящее усилие (самолет сбалансирован на небольшое кабрирование).

Полеты в зону выполнять на скорости 500 км/ч по схеме, установленной для данного аэродрома. Заняв зону, доложить руководителю полетов и получить разрешение на выполнение полетного задания.

Перед выполнением задания установить на шкале радиовысотомера индекс опасной высоты согласно полетному заданию. После установки опасной высоты на радиовысотомере снизиться на заданную высоту. В прямолинейном горизонтальном полете установить заданную скорость, сбалансировать самолет и приступить к выполнению задания.

При выполнении разворотов на 180° на малой высоте не допускать крена более 60° и визуально следить за высотой полета с периодическим контролем по высотомеру (с учетом поправки на превышение или принижение местности). При выполнении разворотов на 180° на предельно малых высотах не допускать крена более 45° и визуально следить за высотой полета.

Разгон самолета до заданной скорости для выполнения горки или боевого разворота производить в горизонтальном полете на высоте ввода в фигуру. Если ввод в вертикальные фигуры производится с высоты 50 м, то выход на эту высоту производить со снижением с вертикальной скоростью 5-3 м/с. В процессе снижения визуально оценивать высоту полета, так как высотомер имеет погрешности и не учитывает превышения (принижения) местности, а радиовысотомер дает правильные показания при прямолинейном горизонтальном полете только над пролетаемой местностью.

При вводе в пикирование на заданной высоте и скорости в процессе ввода уменьшить обороты двигателей до малого газа. После ввода в пикирование проконтролировать, но КПП величину угла пикирования и перевести взгляд на выбранный ориентир. В процессе пикирования постоянно визуально оценивать оставшееся расстояние до земли, с тем, чтобы вывести самолет с перегрузкой 4 на высоте, указанной и полетном задании.

При выполнении фигур пилотажа летчик обязан постоянно оценивать истинную высоту полета, не допуская снижения на высоту менее заданной. Если в процессе выполнения задания летчик услышал звуковой сигнал от радиовысотомера, необходимо взятием ручки управления на себя перевести самолет в набор высоты.

1.2.5. Меры безопасности

При выполнении полетов на малых и предельно малых высотах необходимо:

- определение и выдерживание высоты при полете на предельно малой высоте производить визуально с контролем по радио и барометрическому высотомерам;
- выполнение горизонтальных фигур и ввод в восходящие фигуры производить на высоте, установленной полетным заданием;
- на пикировании не допускать углов более заданных и заканчивать вывод на высоте не менее заданной полетным заданием;
- перед полетом установить сигнализацию опасной высоты радиовысотомера на 50 м меньше заданной минимальной высоты полета;
- постоянно вести визуальную осматрительность в целях исключения столкновения самолета с птицами;
- при наличии сильной турбулентности воздуха, болтанки выполнение полетного задания прекратить, доложить руководителю полетов и действовать по его указанию.

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПО ПРИБОРАМ

2.3. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПО ПРИБОРАМ В ОБЛАКАХ

2.3.1. Горизонтальный полет

Для выдерживания режима горизонтального полета по приборам в облаках необходимо установить обороты двигателей, соответствующие заданным скорости и высоте полета. Установить стрелку вариометра прибора ДА-200 на нуль, запомнить угол тангажа по КПП, курс полета по НПП и произвести отсчет времени.

В процессе выдерживания режима горизонтального полета переключение внимания производить в соответствии с рекомендациями, изложенными ранее, при этом периодически переключать внимание на приборы контроля работы двигателей и систем.

КПП и вариометр прибора ДА-200 являются основными приборами для выдерживания режима полета (пилотирования). При наличии болтанки показания вариометра будут неустойчивыми, т. е. его стрелка может колебаться в обе стороны относительно нулевого положения, хотя положение продольной оси самолета при этом будет неизменным. В этом случае не следует резко реагировать на ее отклонение (не «гоняться» за стрелкой), а больше внимания уделять показаниям КПП и высотомера. Отклонения от установленного режима горизонтального полета устраняются следующим образом: если летчик заметил, что угол тангажа по КПП увеличился или уменьшился, необходимо коротким движением ручки управления от себя в первом случае и на себя во втором случае изменить угол тангажа, а при подходе его к заданному значению обратным движением ручки управления прекратить его изменение, одновременно контролируя перевод самолета в горизонтальный полет по вариометру.

Если по КПП летчик обнаружил крен, необходимо плавным движением ручки управления в сторону, обратную крену, устранить его, после чего определить величину отклонения от заданного курса и созданием обратного крена вывести самолет на заданный курс. Крен уменьшать при подходе заданного значения курса по подвижной шкале НПП к верхнему неподвижному индексу $\pm 3-5^\circ$.

При одновременном возникновении небольших по величине отклонений от заданного режима полета по тангажу и по крену их исправление также производится одновременными плавными, а координированными движениями ручки управления и педалей. Однако если было допущено снижение самолета с большим креном (более 30°), то вначале следует устранить крен, а затем перевести самолет в горизонтальный полет.

2.3.2. Набор высоты и снижение

Установившийся режим набора высоты или снижения характеризуется постоянством вертикальной и поступательной скорости и направлением полета.

В учебных целях набор высоты выполняется на скорости 500 км/ч при работе двигателей на оборотах 85-90%, а снижение — на скорости 450 км/ч при работе двигателей на малом газе.

Для выполнения набора высоты или снижения необходимо движением ручки управления на себя (или от себя) изменить угол тангажа до показаний на вариометре заданной вертикальной скорости набора или снижения. Угол тангажа изменять плавно, увеличивая одновременно или уменьшая обороты двигателей с таким расчетом, чтобы поступательная скорость оставалась постоянной.

Режим набора высоты или снижения устанавливается и выдерживается по приборам КПП и ДА-200. При этом по КПП выдерживается угол тангажа в соответствии с заданной вертикальной скоростью и контролируется отсутствие или наличие кренов, а по прибору ДА-200 — устанавливается вертикальная скорость и дополнительно контролируется отсутствие или наличие углового вращения (крена). Выдерживая определенный угол тангажа, летчик, определяя тенденцию изменения поступательной скорости и для выдерживания ее заданного значения увеличивает или уменьшает соответственно обороты двигателей. Крены устраняются плавными и короткими отклонениями ручки управления. Отклонение стрелки вариометра прибора ДА-200 от заданного значения необходимо парировать короткими двойными движениями ручки управления. Кроме того, параметры полета необходимо периодически контролировать по выдерживанию постоянных значений заданной скорости и курса полета. При изменении поступательной скорости восстанавливать режим набора или снижения с заданной вертикальной скоростью изменением оборотов двигателей. Сохранять направление полета путем до ворот на заданный курс.

На высотомер в процессе набора высоты и на снижении взгляд переводить периодически для оценки значения текущей высоты. По мере приближения к высоте вывода показания высотомера следует контролировать чаще. Вывод самолета в режим горизонтального полета нужно начинать за 50-100 м до заданной высоты путем плавного изменения угла тангажа с одновременным изменением оборотов двигателей до необходимых с темпом, обеспечивающим сохранение постоянной скорости. Частота контроля высоты к моменту начала вывода самолета из снижения должна достигать частоты контроля показаний в полете КПП и вариометра. После уменьшения вертикальной скорости до нуля выдерживать угол тангажа по КПП, соответствующий режиму горизонтального полета.

2.3.3. Виражи и развороты

Наиболее сложными элементами при выполнении виражей и разворотов являются ввод и вывод, так как они представляют собой переходные режимы. Сложность их выполнения возрастает по мере увеличения крена, с которым выполняется вираж (разворот).

Для выполнения виража (разворота) необходимо сбалансировать самолет на заданных высоте и скорости полета, запомнить по КПП угол тангажа и курс ввода. Координированным движением рулей произвести ввод самолета в вираж с одновременным увеличением оборотов двигателей до необходимых для сохранения заданной скорости. Темп ввода и величину крена необходимо контролировать по КПП, а отсутствие снижения или набора высоты — по вариометру прибора ДА-200. Для создания углового вращения, соответствующего величине крена, необходимо по мере создания крена отклонять ручку управления на себя с таким расчетом, чтобы удержать в начальный момент тот угол тангажа на КПП, который был установлен перед вводом.

Сохраняя в процессе ввода в вираж установленный перед вводом угол тангажа, летчик не только создает угловое вращение, соответствующее величине крена, но и грубо сохраняет высоту полета, не допуская резкого изменения вертикальной скорости. После ввода запомнить по КПП угол тангажа, соответствующий нулевому положению стрелки вариометра прибора ДА-200, и удерживать его, периодически проверяя, нет ли снижения или набора высоты по прибору ДА-200.

Контроль режима осуществлять по показаниям высотомера, указателя скорости и по оборотам двигателей, а также по изменению текущего курса на приборе НПП. Дополнительно крен контролировать по стрелке указателя

поворота на приборе ДА-200. Отклонения стрелки вариометра от нуля вверх или вниз исправлять движением ручки управления соответственно от себя или на себя, сохраняя угол тангажа по КПП. Изменение скорости необходимо устранять соответствующим изменением оборотов двигателей. Для определения величины оставшегося угла доворота в целях вывода самолета в заданном направлении необходимо периодически переключать внимание на прибор НПП. По мере приближения к направлению вывода из разворота или виража частота переключения внимания на НПП должна увеличиваться. Вывод самолета из виража в зависимости от величины крена начинать за 10-15° до выхода на заданное направление. В процессе вывода плавно уменьшить крен и тянущие усилия на ручке управления, контролируя по КПП изменения крена и угла тангажа (соответствующего горизонтальному полету), и удерживать стрелку вариометра по прибору ДА-200 на нуле, не допуская набора высоты или снижения. Одновременно с уменьшением крена контролировать значение курса, чтобы вывод закончить в выбранном направлении. В процессе вывода уменьшить обороты двигателей до величины, соответствующей режиму горизонтального полета с заданной скоростью.

Перед вводом в разворот с набором высоты или со снижением необходимо установить заданную скорость. Устанавливая необходимые обороты двигателей, одновременно перевести самолет в набор высоты или на снижение с заданным углом тангажа по КПП и контролировать этот угол по величине вертикальной скорости на вариометре. Одновременно самолету создается заданный крен. Порядок распределения и переключения внимания на приборы пилотирования, контроля режима полета и работы двигателей остаются такие же, как и при выполнении разворотов в режиме горизонтального полета, за исключением того, что больше внимания уделяется прибору ДА-200 для выдерживания вертикальной скорости и высотомеру — для точного вывода самолета на заданную высоту.

Частота переноса взгляда на приборы контроля режима зависит от этапа выполнения разворота. Скорость необходимо контролировать периодически в течение всего времени выполнения разворота. Высоту и курс для оценки потерянной (набранной) высоты и оставшегося угла разворота контролировать реже. При подходе к заданной высоте или направлению вывода самолета из разворота частота контроля высоты и курса увеличивается.

Вывод самолета из спирали необходимо начинать за 50-100 м до установленной высоты или за 8-10° до заданного курса и выполнять его с некоторым опережением уменьшения крена при выходе из нисходящей спирали и координированным отклонением рулей из восходящей спирали. Одновременно с выводом самолета в горизонтальный полет уменьшить или увеличить обороты двигателей до величины, обеспечивающей в горизонтальном полете скорость, на которой выполнялась спираль.

2.3.4. Вывод самолета из сложного положения

Сложное положение самолета характеризуется только двумя параметрами: креном и углом тангажа. Третий параметр - курс самолета — для вывода из сложного положения значения не имеет.

Положение самолета по крену характеризуется направлением крена (левый или правый) и величиной (меньше 90°—нормальное положение самолета, больше 90°—перевернутое положение).

Положение самолета по тангажу также характеризуется по направлению (пикирование и кабрирование) и величине (меньше 90°—нормальное положение самолета, больше 90° — перевернутое положение самолета).

Таким образом, если не принимать в расчет направление крена (левый или правый), то все многообразие возможных положений самолета в пространстве может быть сведено к четырем основным случаям:

- нормальное пикирование;
- перевернутое пикирование;
- нормальное кабрирование;
- перевернутое кабрирование.

Действия летчика по выводу самолета из сложного положения должны в общем случае сводиться к выполнению двух последовательных действий.

Первое действие - вывести самолет из крена (привести силуэт самолета на КПП в положение «ножками вниз»).

Второе действие - привести самолет к горизонту (установить на КПП угол тангажа, соответствующий режиму горизонтального полета на данной высоте). При этом в зависимости от угла тангажа (набор-снижение) одновременно устанавливаются соответствующие обороты двигателей.

В случае непреднамеренного попадания в сложное положение при выполнении полета по приборам на боевом самолете летчик оценивает высоту полета, характер положения самолета в пространстве и в соответствии с этим принимает решение на вывод самолета в горизонтальный полет или катапультирование.

Приняв решение на вывод, необходимо определить, находится ли самолет в угле пикирования или кабрирования. Это не требует считывания показаний шкалы углов тангажа, для этого достаточно лишь определить, на темной или светлой части шкалы углов тангажа находится силуэт самолета на КПП: если силуэт находится на темной части шкалы, значит, самолет пикирует, если на светлой — кабрирует.

При выходе самолета в нормальном или перевернутом пикировании с любым креном необходимо поворотом вокруг продольной оси вывести самолет в положение нормального пикирования без крена (привести силуэт самолета на КПП в положение «ножками вниз»). Поворот выполнять в сторону наименьшего угла поворота до положения нулевого крена, одновременно уменьшить обороты двигателей до малого газа. После этого взятием ручки управления на себя вывести самолет в горизонтальный полет. В процессе вывода контролировать высоту полета и темп ее уменьшения, а также темп роста скорости.

При нахождении самолета в нормальном или перевернутом кабрировании с любым креном в первую очередь необходимо увеличить обороты двигателей до максимальных и определить величину угла тангажа. Так как с увеличением угла кабрирования потеря скорости в процессе вывода самолета в горизонтальный полет возрастает, то для обеспечения выхода в горизонтальный полет на скорости не менее минимально допустимой действия летчика в зависимости от угла кабрирования будут различными.

В случае, когда угол кабрирования не превышает 30-35°, а крен не больше 120°, вывод из сложного положения выполнять сваливанием на крыло. Для этого необходимо соответственно увеличить или уменьшить крен до 80-90° и выполнить разворот с этим креном. После уменьшения в процессе разворота угла тангажа до 35° вывести самолет из крена.

В случае, когда угол кабрирования более 40°, или же при меньших углах кабрирования величина крена более 120°, необходимо поворотом вокруг продольной оси перевести самолет в положение перевернутого кабрирования. Поворот выполнять в сторону наименьшего угла поворота до положения вверх колесами. После этого взятием ручки

управления на себя вывести самолет из угла кабрирования в горизонтальный перевернутый полет, а затем поворотом самолета вокруг продольной оси на 180° вывести самолет в горизонтальный полет.

Приведение самолета к горизонту из «большого угла кабрирования в перевернутом положении обеспечивает создание в процессе вывода максимально допустимого угла атаки по УАП, благодаря чему вывод самолета в горизонтальный полет достигается без потери скорости ниже минимально допустимой.

В процессе вывода самолета из сложного положения с большим углом кабрирования необходимо контролировать скорость полета и темп ее уменьшения, с тем чтобы не допустить скорости менее минимально допустимой и не создать угол атаки более максимально допустимого.

После вывода самолета из сложного положения прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и возвращаться на аэродром.

При попадании летчика в сложное положение в результате неожиданного входа в облака при маневрировании в наклонной плоскости (в зоне или на полигоне), когда летчик с самого начала четко представляет пространственное положение самолета, он должен полностью переключиться на пилотирование по приборам и осуществить вывод самолета в горизонтальный полет в соответствии с методикой вывода самолета из сложного положения при больших углах тангажа.

2.3.5. Меры безопасности

При пилотировании самолета по приборам в облаках необходимо:

- в процессе всего полета вести непрерывную радио и визуальную осмотрительность, точно сохранять свое место в зоне, используя радиотехнические средства;
- пилотировать самолет только по приборам, при возникновении иллюзий оценить создавшееся положение, сосредоточить все внимание на показаниях приборов и, пилотируя по ним, выйти из облаков;
- полеты выполнять с включенным обогревом ПВД и стекол.

2.4. ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА КН-23-1

2.4.1. Заход на посадку с прямой

После запуска двигателей и проверки аппаратуры РСБН установить переключатель РСБН-АРК в положение АРК и кремальерой установить стрелку курсозадатчика НПП на курс посадки. Проверить, что на щитке управления РСБН утоплены и горят кнопки-лампки АЭР (вылета) и РО.

После взлета убрать шасси, механизацию крыла в два этапа; переключатель РСБН—АРК установить в положение РСБН и при незначительном боковом выносе радиомаяка РСБН (до 300-400 м) относительно оси ВПП выдерживать азимут, равный курсу взлета. По достижении скорости 500 км/ч установить обороты двигателей 85-90% и продолжать набор высоты на этой скорости (на КПП угол тангажа будет $10-12^\circ$). Скорость 500 км/ч выдерживать до разворота на посадочный курс.

При полете в сложных метеорологических условиях перед входом в облака проверить соответствие показаний пилотажно-навигационных приборов фактическому положению самолета и переключиться на пилотирование по приборам.

После набора высоты на 300 м меньше высоты заданного эшелона перевести самолет в горизонтальный полет и следовать до расчетной дальности (по ППД) от радиомаяка РСБН. Для выдерживания скорости 500 км/ч установить обороты двигателей 70-73%.

На расчетной дальности (по команде РБЗ) начать разворот на радиомаяк РСБН с креном 30° . В первой половине разворота набрать высоту заданного эшелона. Вывод из разворота закончить при курсовом угле радиомаяка РСБН, равном 0° . Выход на радиомаяк РСБН выполнять активным способом. Контроль выхода на радиомаяк РСБН вести по уменьшению дальности на ППД.

В случае если маршрут полета для отработки захода на посадку с прямой имеет форму восьмерки в плане и курс выхода на маяк РСБН близок к курсу полета от него в ТНРР, то доворот на расчетный курс выполнять после уменьшения по ППД дальности до нуля.

Пуск секундомера может выполняться в момент пролета над радиомаяком РСБН или после выхода самолета из зоны неустойчивых показаний аппаратуры РСБН по азимуту (после разворота стрелки КУР на 180° или близкой к нему). Момент пуска секундомера зависит от того, какая точка принята для начала отсчета времени от радиомаяка РСБН в ТНРР.

Если маршрут для отработки захода на посадку с прямой имеет 8 образную форму или же выход на радиомаяк РСБН выполняется с курсом, требующим значительного доворота для выхода на расчетный азимут (например, при выходе на радиомаяк РСБН из зоны или с маршрута), наклонная дальность начала разворота до радиомаяка РСБН по ППД будет соответствовать значению, указанному в табл. 2.1.

Если угол доворота на курс полета в ТНРР значительный, то при этом радиомаяк РСБН остается с внешней стороны разворота, исключается необходимость дополнительного маневрирования над ним и выход на линию расчетного азимута для полета в ТНРР осуществляется в кратчайшее время.

В связи с тем, что самолет не проходит непосредственно над радиомаяком РСБН, изменение азимута (при углах разворота более $25-30^\circ$) происходит плавно и летчик в процессе разворота имеет возможность контролировать его изменение. Выход на линию расчетного азимута ТНРР происходит на различных удалениях от радиомаяка РСБН (в зависимости от угла доворота). Полному после окончания разворота и пуска секундомера необходимо по ППД оценить

расстояние до радиомаяка РСБН и с учетом этого уточнить оставшееся время полета в ТНРР. В связи с тем, что летчик непрерывно получает дальность до радиомаяка РСБН, время полета в ТНРР имеет вспомогательное значение.

Полет в ТНРР выполнить по расчетному азимуту, равному штилевому истинному курсу полета в ТНРР. Для выполнения полета по заданному азимуту необходимо, чтобы обратный конец стрелки КУР был совмещен с делением шкалы текущего курса ППП, равным значению заданного азимута.

Штилевой истинный курс полета от радиомаяка РСБН в ТНРР и равный ему азимут определяются прибавлением (вычитанием)

Таблица 2.1

Высота полета, м	Наклонная дальность до РСБН, км, при угле разворота, град					
	15	30	45	60	75	90
1800	1,9	2	2,4	2,9	3,5	4,3
2100	2,2	2,4	2,8	3,3	3,9	4,8
2400	2,5	2,7	3	3,5	4,2	5,1
2700	2,8	3	3,3	3,8	4,5	5,4
3000	3	3,3	3,6	4	4,8	5,7
3300	3,4	3,6	3,9	4,4	5	6,0
3600	3,7	3,9	4,2	4,6	5,3	6,2
3900	4	4,2	4,5	4,9	5,6	6,5
4200	4,3	4,4	4,7	5,2	5,9	6,8
4500	4,6	4,7	5	5,5	6,2	7,1
4800	4,9	5	5,3	5,8	6,5	7,5
5100	5,2	5,3	5,7	6,1	6,8	7,8

курсу, обратному посадочному, расчетного угла отворота для заданной высоты захода (рис. 2.2).

В случае если после разворота на расчетный курс обратный конец стрелки КУР не совпадает с расчетным азимутом, необходимо маневром самолета выйти на линию расчетного азимута. Для этого выполнить доворот в сторону, противоположную направлению отклонения обратного конца стрелки КУР от расчетного азимута, т. е., если азимут меньше расчетного, доворот выполнить вправо, а если больше, то влево. Поворот выполнять на угол, равный одному-двум углам рассогласования между расчетным и фактическим азимутом. После доворота в прямолинейном полете контролировать приближение обратного конца стрелки КУР к расчетному азимуту. По мере приближения обратного конца стрелки КУР к делению шкалы текущего курса, равному расчетному азимуту, угол отворота следует постепенно уменьшать, контролируя поведение обратного конца стрелки КУР.

После выхода на расчетный азимут развернуться на курс полета, равный расчетному азимуту.

При наличии ветра летчик к моменту совмещения обратного конца стрелки КУР с делением шкалы текущего курса, равным расчетному азимуту, уменьшает угол отворота до значения, близкого к углу сноса (обратный конец стрелки КУР, совмещенный с делением шкалы текущего курса, равным расчетному азимуту, отклонен от индекса отсчета текущего курса на величину этого угла). После этого, контролируя тенденцию отклонения обратного конца стрелки КУР от деления шкалы текущего курса, равного расчетному азимуту (т. е. отклонения на 1-2°), летчик аналогично выполняет незначительные отвороты в противоположном направлении для совмещения его с делением шкалы текущего курса, равным расчетному азимуту, а после совмещения убирает первоначальный отворот не полностью. Этим достигается подбор угла сноса.

Основными достоинствами активного полета по расчетному азимуту от радиомаяка РСБН являются автономность), т.ч. не нуждается в помощи РСП и/КП при выходе и полете по линии расчетного азимута), высокая точность полета по незапрограммированной траектории, независимость от скорости и направления ветра и точности выдачи текущего курса ИКВ.

При значительном угле сноса (более 2-3°) необходимо изменить в наветренную сторону на 1-3° расчетный азимут полета в ТНРР, с тем, чтобы компенсировать снос самолета в процессе выполнения расчетного разворота.

Благодаря тому, что точность выдачи азимута аппаратурой РСБН высока и стрелка КУР при этом не совершает колебательных движений, летчик имеет возможность без затруднений выдерживать направление полета по заданному азимуту с высокой точностью.

Момент выхода в ТНРР определять по ППД и по истечении времени полета от радиомаяка РСБН.

При выходе в ТНРР на щитке управления РСБН нажать кнопку-лампу ВОЗВРАТ, включить выключатель ПОСАДКА, проконтролировать разворот стрелки курсозадатчика НПП в направлении первой программной точки и с разрешения РБЗ начать разворот на посадочный курс с креном 30°. Первую половину разворота выполнить с уменьшением высоты полета на 300 м.

В процессе разворота на посадочный курс при входе в зону работы курсового маяка на НПП закроется бленкер К и аппаратура РСБН перейдет в режим «Посадка», после чего стрелка курсозадатчика установится на истинный курс посадки. В процессе разворота установить обороты двигателей 60-63%, уменьшить скорость до 450 км/ч.

Выход на посадочный курс контролировать по темпу совмещения стрелки КУР со стрелкой курсозадатчика НПП и приближению их по мере разворота на посадочный курс к индексу отсчета текущего курса.

При необходимости изменением крена во второй половине разворота согласовывать темп совмещения стрелок НПП с темпом их приближения к индексу отсчета текущего курса, но, не превышая крен 45°.

В последней четверти разворота контролировать перемещение курсовой планки положения НПП к центральному кружку шкалы (выход на курсовую линию КРМ). При точном выполнении захода планка положения курсовой линии НПП должна начать перемещаться от упора, противоположного направлению разворота, к центральному кружку шкалы за 36-37° до окончания разворота на посадочный курс.

Если за 30° до окончания разворота на посадочный курс планка положения курсовой линии НПП не начала двигаться к центральному кружку шкалы, необходимо уменьшить крен или вывести самолет из разворота.

Если планка положения курсовой линии НПП начала перемещаться к центральному кружку шкалы раньше, чем за 40-45° до окончания разворота, необходимо увеличить крен до 45° и продолжать разворот. К моменту разворота на посадочный курс определить, на сколько делений шкалы переместилась планка положения курсовой линии НПП через центральный кружок. При ее перемещении через центральный кружок шкалы дальше второй точки необходимо повернуть на 10-15° в сторону курсовой линии КРМ, вывести самолет из разворота и следовать с этим курсом до начала совмещения курсовой планки положения с центральным кружком, после чего повернуть самолет на посадочный курс.

После вывода самолета из разворота на 30-секундной площадке уменьшить скорость до 400 км/ч, выпустить шасси и механизацию крыла в маневренное положение, установить переключатель РСБН — АРК в положение АРК и скорость 360 км/ч.

На расчетной дальности по ППД на скорости 350 км/ч перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 10 м/с, установить обороты двигателей 50-55%.

В процессе полета на посадочном курсе до визуального обнаружения ВПП удерживать самолет на курсовой линии КРМ по показаниям курсовой планки НПП.

Контроль снижения по расчетной траектории до высоты 600 м производить сравнением фактической высоты с расчетной в зависимости от удаления. При необходимости траекторию снижения уточнять изменением вертикальной скорости.

На дальности 21 км проконтролировать включение в работу глиссадной планки положения по закрытию бленкера Г и отклонению глиссадной планки положения вниз от центрального кружка на НПП.

По достижении высоты 600 м на дальности 12 км выпустить механизацию крыла во взлетно-посадочное положение и продолжать снижение, руководствуясь показаниями глиссадной планки положения с вертикальной скоростью 3-5 м/с, установить обороты двигателей 60-65%. Плавно уменьшить поступательную скорость, чтобы к моменту прохода ДПРМ она составляла 320-300 км/ч.

По мере приближения к ВПП равносигнальные зоны ГРМ и КРМ сужаются и для удержания самолета на курсовой линии и глиссаде действия рулями должны быть более плавными и небольшими. Для выдерживания режима при возвращении самолета после отклонений на курсовую линию или глиссаду летчик должен выполнять довороты или изменения вертикальной скорости снижения с некоторым упреждением, не дожидаясь прихода соответствующей планки положения на середину центрального кружка шкалы, т. е. обеспечить плавное «вписывание» в равносигнальную зону. Несоблюдение этого правила может привести к раскачке самолета относительно равносигнальной зоны и к срыву захода.

Контроль выдерживания режима снижения осуществлять по планкам положения курсовой линии и глиссады на НПП (удерживать курсовую и глиссадную планки в центре кружка) и сравнением дальности по ППД с высотой полета (высота полета в метрах при снижении по глиссаде ориентировочно равна половине дальности по ППД в километрах, умноженной на сто, например, при дальности 9 км высота полета должна быть 450 м), а также по сохранению КУР, равного нулю (стрелки на НПП должны быть совмещены под индексом текущего курса, а при наличии сноса — отклонены от индекса отсчета текущего курса на величину угла сноса).

Проход ДПРМ выполнить на высоте 200 м и приборной скорости 320-300 км/ч. После прохода ДПРМ продолжать снижение по курсовой линии и глиссаде с плавным уменьшением скорости до 280-260 км/ч к моменту прохода БПРМ. На высоте 50-60 м визуально уточнить заход и произвести посадку.

2.4.2. Заход на посадку в режиме «Возврат»

Режим «Возврат» аппаратуры РСБН обеспечивает программный заход на посадку на один из запрограммированных аэродромов при наличии радио коррекции от радиомаяка РСБН этого аэродрома.

Этот режим удобен для летчика, так как позволяет выполнить заход на посадку по запрограммированной траектории в минимальное время и по кратчайшему пути, при этом увеличивается время на выполнение основного задания и обеспечивается заход на посадку с минимальным расходом топлива, что особенно важно при выполнении боевых задач.

Техника выполнения захода на посадку в режим «Возврат» отличается простотой, летчик выдерживает направление и траекторию снижения, задаваемого аппаратурой РСБН.

Для выполнения захода на посадку в режиме «Возврат» летчик должен на щитке управления РСБН нажать (проверить включение) кнопку-лампу того аэродрома, на который необходимо выполнить заход, после чего нажать кнопку-лампу ВОЗВРАТ и проверить ее загорание, а также проверить положение переключателя ф +180, которым определяется выбор посадочного курса аэродрома посадки. Переключатель РСБН-АРК установить в положение РСБН. Кроме того, необходимо проверить правильность установки на высотомере атмосферного давления аэродрома посадки, после чего развернуться на курс полета, заданный стрелкой курсозадатчика.

Если самолет находится на удалении более 250 км от аэродрома, стрелка курсозадатчика будет показывать ортодромический курс полета на радиомаяк РСБН. При нахождении самолета в зоне действия радиомаяка РСБН (лампа КОРР. горит) стрелка КУР показывает азимут радиомаяка РСБН, указатель ППД — наклонную дальность до него. При нахождении самолета вне зоны действия радиомаяка РСБН стрелка КУР занимает неопределенное положение, а ППД выдает дальность до радиомаяка РСБН, рассчитанную в счетном блоке.

С дальности менее 250 км при нахождении самолета в зоне действия радиомаяка РСБН и при наличии радио коррекции (на ЩУ РСБН горит лампа КОРР.) происходит переключение аппаратуры РСБН в режим «Возврат радиыйный». При этом на НПП вместо ортодромического курса отрабатывается истинный курс, а стрелка курсозадатчика начнет показывать курс полета в одну из расчетных точек схемы захода. Стрелка КУР продолжает показывать пеленг радиомаяка РСБН, а ППД — прямую дальность до него.

При выполнении полета для захода на посадку необходимо, выдерживать курс, задаваемый стрелкой курсозадатчика на НПП. Полет в режиме «Возврат» выполнять на скорости 500 км/ч до разворота на посадочный курс.

По расстоянию от самолета до соответствующей программной точки формируется программная траектория в вертикальной плоскости. Она представляет собой ломаную линию, состоящую из трех прямолинейных участков траектории полета: на крейсерской высоте 10,5 км, траектории снижения с углом наклона 6° и траектории полета на высоте предпосадочного маневра (630 ± 30) м. Сравнением расчетной и текущей высот полета самолета до соответствующей программной точки для текущей дальности в аппаратуре РСБН определяется и выдается на индикацию летчику (отклонением планки положения глиссады на КПП) положение соответствующего участка расчетной траектории относительно самолета.

При выполнении захода на посадку на высоте менее крейсерской и удалении более 100-140 км планка положения глиссады на КПП находится на верхнем упоре шкалы, а при приближении к траектории снижения начнет перемещаться по шкале сверху вниз. При совмещении планки с центральным кружком шкалы, необходимо перевести самолет на снижение, удерживая ее совмещенной с центральным кружком шкалы.

С высоты 1000 м необходимо усилить контроль за высотой по барометрическому высотомеру.

Перевод самолета со снижения в горизонтальный полет необходимо выполнить с таким расчетом, чтобы выйти на высоту (630 ± 30) м, ориентируясь в первую очередь по барометрическому высотомеру, с контролем по радиовысотомеру и показаниям планки положения глиссады на НПП. Индекс сигнализируемой высоты радиовысотомера при выполнении захода в сложных метеорологических условиях и ночью целесообразно установить на высоту 500 м. Снижение на высоту (630 ± 30) м заканчивается на расстоянии 8 км от второй или третьей программной точки или на расстоянии 16 км от первой программной точки (в зависимости от того, на какую из точек выдается заданный курс). Условная линия, проведенная через точки, в которых вычислительным устройством аппаратуры РСБН формируется траектория полета на высоте (630 ± 30) м, называется кардиоидой.

Кардиоида образована полуокружностями вокруг трех расчетных точек, которые запрограммированы в аппаратуре РСБН и используются для вывода самолета на посадочный курс. Первая расчетная точка находится в створе оси ВПП на удалении 21 км от ее середины. Вторая и третья точки находятся на линии, перпендикулярной к створу оси ВПП и проведенной через первую точку. Вторая точка находится справа, а третья — слева от первой (по заходу) на удалении 8 км от нее. Пространство в районе аэродрома условно разделено на четыре сектора, называемые квадрантами. Нумерация квадрантов ведется против часовой стрелки, начиная с левого дальнего от ВПП (по заходу). Образующие кардиоиду полуокружности относительно второй и третьей точек проходят в квадрантах III и IV и имеют радиусы 8 км, полуокружность относительно первой точки проходит в квадрантах I и II и имеет радиус 16 км.

В соответствии с программой, заложенной в аппаратуру РСБН, внутри кардиоиды имеются два условных коридора, образованных линиями, проходящими параллельно оси ВПП на удалении 5,5 км и 1,5 км справа и слева от нее. Аппаратура РСБН определяет моменты пересечения самолетом этих линий (входа в $\pm 5,5$ - и $\pm 1,5$ -километровый коридоры). Положение перечисленных условных точек и линий заложено в счетно-решающую часть аппаратуры РСБН и сравнивается с положением самолета относительно их. В результате на стрелку курсозадатчика поступают сигналы, в соответствии с которыми она отклоняется и выдает необходимые команды на выдерживание курса полета для выхода по расчетной траектории на посадочный курс.

В зависимости от того, в каком квадранте находится самолет, заходящий на посадку в режиме «Возврат», аппаратура РСБН отрабатывает и выдает на стрелку курсозадатчика НПП курс полета в одну из трех точек.

Если выход в район аэродрома осуществляется с курсом, отличающимся от курса посадки не более чем на 90° (полет происходит в первом или во втором квадранте), стрелка курсозадатчика задает курс полета на первую точку. При входе в $\pm 5,5$ -километровый коридор в аппаратуре РСБН происходит переключение программы, и стрелка курсозадатчика начнет показывать на так называемую бегущую точку. Эта точка перемещается по линии створа оси ВПП на 2,5 км впереди проекции самолета на эту линию. Выдерживая курс на «бегущую точку», задаваемый стрелкой курсозадатчика, летчик будет осуществлять полет по траектории, напоминающей кривую погони при выполнении атаки по воздушной цели. При этом необходимо иметь в виду следующую особенность. Если курс полета будет отличаться от посадочного менее чем на $60^\circ 30'$ то после входа в $\pm 5,5$ -километровый коридор и переключения в аппаратуре программы стрелка курсозадатчика сделает скачок не в сторону доворота на посадочный курс, а в сторону курсовой линии. Выполняя команду стрелки курсозадатчика, летчик будет разворачивать самолет в сторону курсовой линии до тех пор, пока угол между посадочным курсом и курсом полета не увеличится до $60^\circ 30'$. После этого стрелка курсозадатчика начнет выдавать команду на выполнение доворота в другую сторону. Иными словами, при выходе на первую точку с курсом, близким к посадочному, аппаратура выдает летчику команду на исполнение змейки, что обеспечивает более быстрый вход в 1,5-километровый коридор. Если курс полета отличается от посадочного на величину от $60^\circ 30'$ до 90° , то при переключении программы стрелка курсозадатчика сделает скачок в сторону разворота на посадочный курс (без команды на выполнение змейки). При отклонении курса полета от посадочного примерно на 65° момент переключения программы по поведению стрелки курсозадатчика летчик может не заметить, а о нормальной работе аппаратуры может судить по плавному отклонению стрелки курсозадатчика в сторону посадочного курса. Разворот необходимо выполнять на скорости 500 км/ч с уменьшением ее к концу разворота (выхода на посадочный курс) до 450 км/ч. Крен на развороте должен быть таким, чтобы в процессе разворота стрелка курсозадатчика была совмещена с индексом отсчета текущего курса, но не превышать 30° . После входа в $\pm 1,5$ -километровый коридор в аппаратуре происходит очередное переключение программы и включается режим «Посадка». При этом на НПП закроются бленкеры К и Г, планка положения курсовой линии отклонится в сторону, противоположную развороту (сигнализирует, что самолет еще не вышел на курсовую линию), планка положения глиссады отклонится до упора вверх (сигнализирует, что глиссада находится еще значительно выше), стрелка курсозадатчика устанавливается на посадочный курс. В момент включения режима «Посадка» счетчик дальности ППД переключается на индикацию дальности до ретранслятора дальномера, находящегося около начала ВПП (около ГРМ). Включение режима «Посадка» определяется по срабатыванию бленкеров курса и глиссады прибора НПП и погасанию лампы КОПП. на щитке управления РСБН (по истечении 1-1,5 мин). Если после входа в $\pm 1,5$ -

километровый коридор режим «Посадка» не включился, включить его вручную (на ЩУ РСБН включить выключатель ПОСАДКА).

Если выход в район аэродрома осуществляется с курсом, отличающимся от курса посадки более чем на 90° (полет происходит в третьем или четвертом квадранте), работа автоматики аппаратуры РСБН несколько иная. При полете в третьем квадранте стрелка курсозадатчика задает курс полета на вторую расчетную точку, при полете в четвертом квадранте — на третью расчетную точку. Эта особенность обусловлена необходимостью обеспечить выполнение программно заданного разворота на посадочный курс на угол более 90° .

При выполнении захода из третьего и четвертого квадрантов участок горизонтального полета на высоте (630 ± 30) м значительно короче, чем при заходе из первого и второго квадрантов. После того как при полете на вторую и третью точки дальность до них уменьшится до величины менее 4 км, происходит автоматическое переключение программы. При этом стрелка курсозадатчика скачком поворачивается и начинает задавать курс на первую точку. Величина скачка зависит от величины угла, на который отличается курс полета от посадочного курса; чем больше этот угол, тем больше величина скачка стрелки курсозадатчика. Если курс полета отличается от посадочного на 180° , величина скачка стрелки будет в пределах $62\text{—}70^\circ$, а при разнице в курсах около 90° (при полете по линии, близкой к линии створа расчетных точек) скачок стрелки практически незаметен. По сигналу (скачку) стрелки курсозадатчика необходимо ввести самолет в разворот с креном 30° . В процессе разворота угол между стрелкой курсозадатчика и индексом отсчета текущего курса будет уменьшаться, и если угол, на который развернулась стрелка курсозадатчика в момент скачка, был невелик, то в процессе разворота стрелка быстро совместится с индексом отсчета текущего курса. После этого необходимо вывести самолет из крена и выполнить прямолинейный полет до очередного переключения программы, которое произойдет при входе в $\pm 5,5$ -километровый коридор. Стрелка курсозадатчика при этом снова скачком развернется в направлении «бегущей точки». После этого необходимо снова ввести самолет в разворот (продолжать разворот), подбирая крен таким образом, чтобы стрелка курсозадатчика не отставала от индекса отсчета текущего курса, но, не допуская крен более 30° . После входа в $\pm 1,5$ -километровый коридор произойдет переключение аппаратуры в режим «Посадка» (при этом показания НПП будут аналогичны показаниям при выполнении захода из первого или второго квадранта).

После включения режима «Посадка» необходимо оценить темп приближения стрелки КУР к стрелке курсозадатчика, установившейся на посадочный курс, и при необходимости изменением крена добиться их совмещения к моменту выхода на посадочный курс. Одновременно по приближению курсовой планки положения к центральному кружку шкалы НПП оценивать точность выхода на курсовую линию КРМ. Выход на посадочный курс происходит на удалении 22-17 км от ВПП (после выполнения змейки при заходе из первого или второго квадранта выход на посадочный курс происходит на большем удалении от ВПП).

После выхода на посадочный курс уменьшить скорость до 400 км/ч, выпустить шасси, механизацию крыла в маневренное положение, установить переключатель РСБН — АРК в положение АРК и скорость 350 км/ч. На дальности 12-13 км от ВПП выпустить механизацию крыла во взлетно-посадочное положение.

В процессе горизонтального полета на посадочном курсе по горизонтальной планке положения НПП контролировать выход на глиссаду ГРМ. При подходе горизонтальной планки положения к центральному кружку шкалы НПП плавно перевести самолет на снижение по глиссаде с вертикальной скоростью 3-5 м/с. При снижении по глиссаде плавно уменьшить скорость с таким расчетом, чтобы к моменту прохода ДПРМ она составляла 320-300 км/ч. После прохода ДПРМ продолжать выдерживать режим снижения по планкам положения НПП и плавно уменьшать скорость до 280-260 км/ч к моменту прохода БПРМ.

На высоте 50—60 м визуально уточнить заход и произвести посадку.

2.4.3. Заход на посадку в режиме «Повторный заход»

Основное назначение режима «Повторный заход» состоит в том, чтобы обеспечить в сложных метеорологических условиях повторный заход на посадку по кратчайшей и наиболее удобной запрограммированной траектории, если посадка с ходу по каким-либо причинам не выполнена.

Режим «Повторный заход» является вторым из запрограммированных в аппаратуре РСБН методом захода на посадку. Он обеспечивает заход на посадку двумя разворотами на 180° на один из запрограммированных аэродромов при наличии радиокоррекции от радиомаяка РСБН этого аэродрома. По существу, он является вариантом режима «Возврат», при котором выход во вторую или третью точку по программной траектории выполняется с курсом, обратным посадочному. При этом независимо от того, справа или слева от створа оси ВПП находится самолет, с момента включения режима стрелка курсозадатчика выдает направление разворота и выводит самолет на программную траекторию в зависимости от положения переключателя на ЩУ РСБН ПОВТ., ЗАХ. ЛЕВ.—ПРАВ.

Техника выполнения захода на посадку в режиме «Повторный заход» сложности не представляет, так как режим полета в боковом и продольном каналах управления летчик выдерживает по командам, выдаваемым аппаратурой РСБН.

Для выполнения захода на посадку в режиме «Повторный заход» после ухода на второй круг необходимо убрать шасси механизацию крыла в два этапа. После увеличения скорости до 500 км/ч установить обороты двигателей 85-90% и, сохраняя скорость 500 км/ч, набрать высоту (630 ± 30) м. В наборе высоты переключатель АРК—РСБН установить в положение РСБН (если он находится в положении АРК), отключить на ЩУ РСБН выключатель ПОСАДКА (если он был включен), установить переключатель ПОВТ. ЗАХ. ЛЕВ.—ПРАВ. в положение, соответствующее кругу полетов на аэродроме, и на высоте не менее 200 м нажать кнопку ПОВТОР. ЗАХОД. Вычислительная часть аппаратуры РСБН (при нахождении в зоне действия ПРМГ) переключится в режим «Возврат», а стрелка курсозадатчика с посадочного курса развернется в направлении второй и третьей расчетных точек (в зависимости от того, слева или справа от оси ВПП находится самолет), запрограммированных для режима «Возврат». После загорания лампы КОРР. на ЩУ РСБН произвести повторное нажатие кнопки ПОВТОР. ЗАХОД и по загоранию лампы ПОВТОР. ЗАХОД убедиться во включении режима. При этом включается режим «Повторный заход», стрелка курсозадатчика с направления на вторую или третью расчетную точку развернется в направлении «бегущей точки», указывая направление первого разворота в соответствии с положением переключателя ПОВТ. ЗАХ. ЛЕВ. — ПРАВ. а на ППД отработается дальность до радиомаяка РСБН.

Если самолет до первого нажатия кнопки ПОВТОР. ЗАХОД вышел из зоны действия маяков ПРМГ, и аппаратура самостоятельно переключилась из режима «Посадка» в режим «Возврат» (стрелка курсозадатчика

развернулась в направлении второй или третьей точки и загорелась лампа КОРР.), для включения режима «Повторный заход» достаточно одного нажатия кнопки ПОВТОР. ЗАХОД.

Разворот на курс, задаваемый стрелкой курсозадатчика, начинать на дальности 4-6 км (по ППД) после прохода над ВПП на скорости 500 км/ч с креном 30°.

После разворота на курс, задаваемый стрелкой курсозадатчика, летчик выполняет полет по линии, отстоящей от створа ВПП на 8 км, и параллельно ей (при наличии бокового ветра-по линии, близкой к ней).

Ввиду того, что линия, по которой выполняется полет, проходит через вторую или третью расчетную точку, заход в режиме «Повторный заход» можно считать вариантом режима «Возврат», при котором выход в расчетную точку по программной траектории осуществляется с курсом, обратным посадочному.

Когда самолет приблизится на расстояние менее 4 км до соответствующей (второй или третьей) расчетной точки, режим «Повторный заход» отключается (лампа ПОВТОР. ЗАХОД гаснет) и стрелка курсозадатчика в соответствии с программой захода разворачивается в направлении первой расчетной точки. По этой команде летчику на скорости 500 км/ч ввести самолет в разворот с креном 30° для выхода на посадочный курс.

Порядок выполнения разворота и дальнейшие действия на посадочном курсе аналогичны действиям при выполнении захода на посадку в режиме «Возврат» из третьего и четвертого квадрантов.

2.4.4. Заход на посадку на незапрограммированный аэродром

В ряде случаев летчику может потребоваться выполнить выход и заход на посадку на аэродром, оборудованный системой РСБН, но не запрограммированный в аппаратуре РСБН.

Для выхода на незапрограммированный аэродром необходимо на ЩУ РСБН нажать кнопки-лампы СБРОС и ВОЗВРАТ, переключателями НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА установить частотно-кодовые каналы радиомаяка РСБН и ПРМГ (переключатели действуют только после нажатия кнопки-ламп СБРОС). При нажатии кнопки-ламп СБРОС в аппаратуре РСБН отключаются счетно-решающие блоки, обеспечивающие числение данных в режимах «Возврат» и «Навигация» (ППМ1, ППМ2, ППМ3 и РО). Аппаратура РСБН после загорания лампы КОРР. выдает азимут РСБН и прямую дальность до него. Стрелка курсозадатчика при этом теряет подвижность. Летчик может кремальерой установить стрелку курсозадатчика на требуемое деление шкалы курсов. После установки в требуемые положения переключателей НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА необходимо проверить загорание лампы КОРР. и прослушать позывные радиомаяка РСБН аэродрома посадки и выполнить полет на радиомаяк РСБН с учетом ДМ.

При нахождении самолета вне зоны действия радиомаяка РСБН аэродрома посадки необходимо использовать АРК или запросить на КП курс полета на аэродром посадки. Если этого сделать невозможно, зная примерно местонахождение самолета, определить курс полета на аэродром с учетом ДМ, и установить его кремальерой ЗК на НПП. Совместить доворотом самолета стрелку ЗК на НПП с неподвижным треугольным индексом и выполнить полет до входа в зону действия радиомаяка РСБН аэродрома посадки.

После входа в зону или при нахождении в зоне действия радиомаяка РСБН аэродрома посадки (горит лампа КОРР.) необходимо переключатель РСБН—АРК установить в положение РСБН. Выход на радиомаяк РСБН выполнить с курсом, уточненным на величину угла сходимости меридианов. Если угол схождения меридианов превышает 2—3°, действия летчика должны быть такими же, как и при заходе на запрограммированный аэродром. Установить связь с руководителем полетов и получить от него условия захода и посадки, после чего установить на указателе высоты полученное значение барометрического давления. На дальности 100-120 км начать снижение с расчетом выхода на радиомаяк РСБН на заданной высоте.

Заход на посадку на незапрограммированный аэродром может выполняться с прямой, с расчетного рубежа и двумя разворотами на 180°.

2.4.5. Заход на посадку с прямой

Самостоятельный заход на посадку на незапрограммированный аэродром в сложных метеорологических условиях с использованием РСБН может быть выполнен только с прямой.

Для выполнения захода необходимо на щитке управления РСБН нажать кнопки-ламп СБРОС и ВОЗВРАТ и переключателями каналов НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА установить частотно-кодовые каналы радиомаяка РСБН и ПРМГ аэродрома посадки. Переключатель РСБН—АРК установить в положение РСБН. Установить скорость полета 500 км/ч.

Выход на радиомаяк РСБН выполнить с курсовым углом маяка, уточненным на величину угла сходимости меридианов. Момент пролета радиомаяка РСБН определяется поворотом стрелки КУР на 180° и изменением направления отсчета на ППД (в момент прохода на ППД индицируется дальность, равная высоте полета). После пролета радиомаяка РСБН ввести самолет в разворот с креном 30° для выхода на линию расчетного азимута от радиомаяка РСБН в ТНРР.

Полет в ТНРР выполнить по расчетному азимуту с курсом, учитывающим угол сходимости меридианов. Контроль выхода в ТНРР по показаниям ППД и истечению расчетного времени полета.

После выхода в ТНРР установить переключатель АРК—РСБН в положение АРК, включить выключатель ПОСАДКА на ЩУ РСБН и кремальерой установить курсозадатчик на посадочный курс с учетом угла сходимости меридианов. Выполнить разворот на посадочный курс с уменьшением высоты полета в первой половине на 300 м и скорости к концу разворота до 450 км/ч. В конце первой половины разворота (после входа в рабочую зону ПРМГ) убедиться в переключении аппаратуры РСБН в режим «Посадка». При этом на НПП закрывается бленкер К и курсовая планка положения отклонится до упора в сторону, противоположную направлению разворота.

Вторую половину разворота выполнять с контролем совмещения стрелки КУР со стрелкой курсозадатчика по мере разворота на посадочный курс. За 90° до разворота на посадочный курс угол между стрелками будет 6-8°, за 45° - около 2°, а к моменту разворота на КУР = 0° стрелки должны совместиться. Если величина угла в этих точках будет отличаться от указанной, то изменением крена уточнить выход на посадочный курс. В последней четверти разворота контролировать выход на курсовую линию КРМ по приближению курсовой планки положения на НПП к центральному кружку шкалы.

После окончания разворота на посадочный курс на 30-секундной площадке уменьшить скорость до 400 км/ч, выпустить шасси и механизацию крыла в маневренное положение и установить скорость 350 км/ч.

Дальнейшие действия летчика на посадочном курсе аналогичны действиям при заходе на посадку с прямой на запрограммированный аэродром.

2.4.6. Заход на посадку с расчетного рубежа

Заход на посадку на незапрограммированный аэродром может быть выполнен с расчетного рубежа. Этот режим удобен для летчика, так как позволяет выполнить заход на посадку в минимальное время и по кратчайшему пути, как в простых, так и в сложных метеорологических условиях.

Для выполнения захода на посадку с расчетного рубежа необходимо установить связь с КП аэродрома посадки, сообщить свою высоту и с курсом, заданным КП, следовать на рубеж начала снижения. На ЩУ РСБН нажать кнопки-лампы СБРОС и ВОЗВРАТ, переключателями НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА установить частотно-кодовые каналы радиомаяка РСБН и ПРМГ аэродрома посадки, переключатель РСБН — АРК установить в положение РСБН. Проверить загорание лампы КОРР. и прослушать позывные радиомаяка РСБН аэродрома посадки.

При подходе к рубежу начала снижения получить от руководителя полетов условия захода и посадки, установить на указателе высоты полученное значение барометрического давления.

При выходе на расчетный рубеж начала снижения по команде КП повернуть самолет на заданный курс и перевести его на снижение с установленным режимом. Направление снижения и вертикальная скорость даются с таким расчетом, чтобы самолет вышел в точку начала разворота на посадочный курс на высоте 2000 м (установленной для данного аэродрома). При полетах с учебной целью снижение производится на скорости 500 км/ч с вертикальной скоростью 30 м/с.

В процессе снижения по командам КП своевременно вносить поправки в курс следования и вертикальную скорость снижения в целях точного выхода в ТНПП.

Разворот на посадочный курс выполнить по команде КП, предварительно установив стрелку курсозадатчика на посадочный курс с учетом сходимости меридианов, включить выключатель ПОСАДКА на ЩУ РСБН, установить переключатель РСБН — АРК в положение АРК.

Вывод из разворота выполнить на курс, обратный посадочному, а при наличии бокового ветра обязательно ввести поправку в курс на угол сноса (доворот в наветренную сторону).

На траверзе ДПРС пустить секундомер и продолжать полет на скорости 500 км/ч.

На дальности 20 км по ППД с контролем по времени полета от траверза ДПРС включить выключатель ПОСАДКА на ЩУ РСБН и начать выполнение второго разворота на 180°. Разворот выполнять в горизонтальном полете с креном 30° на скорости 500 км/ч с уменьшением к концу разворота до 450 км/ч.

В процессе разворота проверить включение режима «Посадка» (на НПП закроются бленкеры К и Г, планка положения глиссады отклонится вверх до упора, а курсовая планка положения отклонится до упора в направлении, противоположном направлению разворота). Вторую половину разворота выполнять с контролем совмещения стрелки КУР со стрелкой курсозадатчика по мере разворота на посадочный курс. За 90° до разворота на посадочный курс угол между стрелками на НПП должен быть около 12°, а за 45° — около 4°. В последней четверти разворота точность выхода на курсовую линию КРМ дополнительно контролировать по приближению курсовой планки положения на НПП к центральному кружку шкалы.

После окончания разворота уменьшить скорость до 400 км/ч, выпустить шасси и механизацию крыла в маневренное положение и установить скорость 350 км/ч. На дальности 12-13 км выпустить механизацию крыла во взлетно-посадочное положение и после совмещения планки положения глиссады с центральным кружком шкалы НПП перевести самолет на снижение по глиссаде. Дальнейшее снижение и посадку выполнить в том же порядке, как и при заходе с прямой, с учетом ошибок, вызвавших уход на повторный заход.

Дальнейшие действия летчика по выходу на посадочный курс и на посадочном курсе такие же, как и при заходе на посадку с прямой

2.4.7. Заход на посадку двумя разворотами на 180°

В отдельных случаях при заходе на посадку с прямой на незапрограммированный аэродром летчик может по каким-либо причинам не произвести посадку с ходу и будет вынужден уйти на второй круг. Заход на посадку в этом случае целесообразно выполнять двумя разворотами на 180° (используя информацию аппаратуры РСБН при наличии РСБН на аэродроме посадки). Частичное использование аппаратуры РСБН вызвано тем, что на незапрограммированный аэродром заход в режиме «Возврат» и в его частном случае в режиме «Повторный заход» невозможен, а заходить на посадку только по данным АРК без использования имеющихся возможностей аппаратуры РСБН нецелесообразно.

После ухода на второй круг необходимо убрать шасси, механизацию крыла в два этапа и установить скорость 500 км/ч. Отключить на ЩУ РСБН выключатель ПОСАДКА. Убедиться, что переключатель РСБН — АРК находится в положении АРК, а стрелка курсозадатчика установлена на посадочный курс (при пролете над ВПП уточнить правильность установки курсозадатчика на значение посадочного курса с учетом угла сходимости меридианов). После набора заданной высоты (600 м) на удалении 4-6 км от радиомаяка РСБН выполнить разворот с креном 30° на курс, обратный посадочному. При необходимости разворот может быть начат раньше после набора высоты 200 м, но скорость в процессе разворота должна быть равной 500 км/ч, с тем, чтобы обеспечить нормальную ширину маршрута и выполнение второго разворота на 180° с креном 30°.

2.4.8. Меры безопасности

При заходе на посадку необходимо:

- в процессе всего полета вести непрерывно радио и визуальную осмотрительность;
- на посадочном курсе не допускать потери высоты менее 200 м до выхода на ДПРМ, правильно распределять внимание при выполнении доворотов для исправления отклонений по направлению. Сигнализатор опасной высоты радиовысотомера установить на высоту 200 м;
- до прохода ДПРМ (выхода под облака) пилотировать самолет только по приборам;
- полеты выполнять с включенным обогревом ПВД и стекол;
- при попадании в зону обледенения доложить РП (КП) и изменить высоту и скорость полета;
- при наличии обледенения после выпуска механизации в ВПК возможно появление тряски, которая пропадает с уменьшением скорости менее 300 км/ч.

2.6. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПО ДУБЛИРУЮЩИМ ПРИБОРАМ

При выполнении полетов по приборам в сложных метеорологических условиях не исключены случаи отказов приборов в воздухе, а также отдельных элементов наземных систем посадки, что требует от летчика умения пилотировать самолет по дублирующим приборам и резервным системам.

Умение летного состава своевременно определять отказ приборов в полете и пилотировать самолет по дублирующим приборам составляет неотъемлемую часть его профессиональной подготовки.

Во всех случаях, когда в полете произошел отказ одного или нескольких приборов, летчику необходимо немедленно перейти к пилотированию самолета по дублирующим приборам, спокойно оценить обстановку, доложить руководителю полетов и действовать в зависимости от создавшейся обстановки, с учетом указаний руководителя полетов.

2.6.1. Выполнение полета с отказавшей ИКВ

При отказе системы ИКВ, что определяется по загоранию на световом табло лампы ИКВ, при этом КПП (крен и тангаж) и курс на НПП с ИКВ автоматически переключаются на резервную гировертикаль АГД и МК АВАР подвижная шкала курса НПП беспорядочно двигается или колеблется с определенной амплитудой вокруг одного положения при прямолинейном полете. При изменении направления полета шкала курсов не разворачивается или движется беспорядочно. При отказе ИКВ необходимо:

— установить выключатель МК АВАР. на правом борту в верхнее положение, переключатель ИКВ - АГД - в положение АГД;

— прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки по командам руководителя полетов;

— пилотировать самолет по КПП от резервной гировертикали АГД.

Направление полета контролировать по РСБН при наличии радиокоррекции или по АРК.

До входа в зону действия наземных радиомаяков РСБН или АРК пользоваться магнитным курсом.

Если работа КПП не восстановилась, необходимо перейти к пилотированию самолета по дублирующим приборам. При этом выдерживание режима полета осуществлять по прибору ДА-200, а его контроль — по НПП, высотомеру, указателю скорости и по естественному горизонту (в простых метеорологических условиях и за облаками).

КПП является основным прибором, по которому осуществляется выдерживание режима при полете по приборам. Отказ его в полете в значительной степени затрудняет летчику определение пространственного положения самолета, однако грамотное использование дублира авиагоризонта (ДА-200) в сочетании с другими пилотажно-навигационными приборами позволяет благополучно завершить полет.

Выдерживание заданного режима полета в продольном отношении при отказе КПП осуществляется по стрелке вариометра прибора ДА-200. Поскольку, как указывалось выше, даже при работающем КПП точное выдерживание угла набора (снижения) или горизонтального полета осуществляется по вариометру, то пилотирование самолета в продольном отношении при отказавшем КПП для натренированного летчика особых трудностей не представляет.

О наличии и величине крена при отказавшем КПП можно судить по величине отклонения стрелки указателя поворота прибора ДА-200, а также по скорости изменения курса на НПП. Однако следует иметь в виду, что величина отклонения стрелки указателя поворота зависит не от величины крена самолета, а от значения угловой скорости вращения самолета относительно вертикальной оси.

Шкала указателя поворота имеет по три деления слева и справа, соответствующих величинам крена 15, 30 и 45° при полете на истинной скорости 500 км/ч. На других скоростях отклонения стрелки будут соответствовать другим значениям углов крена (табл. 2.2).

Деление шкалы, на котором стоит стрелка указателя поворота	Величина фактического крена, град. при истинной скорости, км/ч		
	400	500	600
Первое	18	15	13
Второе	36	30	26
Третье	51	45	40

Величину отклонения стрелки указателя поворота прибора ДА-200, соответствующую величине крена 15, 30 и 45° на скоростях основных режимов полета по приборам и при заходе на посадку, летчик должен запомнить в тренировочных полетах по приборам.

Порядок распределения и переключения внимания на приборы в случае отказа КПП при выдерживании установившихся режимов полета в основном

остается таким же, как и при его исправной работе. Только в этом случае основным прибором, по которому выдерживается режим, является дублир авиагоризонта — прибор ДА-200..

Некоторая особенность пилотирования самолета по ДА-200 заключается в том, что поскольку указатель поворота показывает не крен, а угловую скорость вращения самолета, то летчик может реагировать на отклонение заданного режима полета только тогда, когда появится разворот, т. е. с некоторым запаздыванием.

Это обстоятельство будет приводить к более быстрому накоплению ошибок, поэтому для более точного выдерживания режима необходимо своевременно реагировать на отклонения указателя поворота.

Восстановление режима полета в поперечном отношении или его изменение производить короткими двойными движениями ручки управления, так как в связи с указанными особенностями указателя поворота точное дозирование отклонений ручки управления для создания необходимого крена не обеспечивается.

Если возникает необходимость изменить направление полета, то на развороте не следует допускать больших углов крена, так как это затрудняет осуществление точного выхода на заданный курс и исправление ошибок.

При отказе КПП в сложных метеорологических условиях полет, и маневр для выхода на посадочный курс целесообразно по возможности выполнять вне облаков (за облаками или между слоями облаков), ибо выполнение выхода на посадочный курс по дублирующим приборам в облаках представляет определенную трудность. Имеющиеся ошибки в заходе следует исправлять до входа в облака. Вход в облака выполнять с установившимся режимом снижения.

Порядок действий и режим снижения при заходе на посадку остаются такими же, как и при исправном КПП. В процессе пробливания облаков вниз наибольшую сложность представляет выдерживание направления снижения. Этому элементу летчик должен уделять больше внимания и при этом четко выполнять команды руководителя посадки самолетов системы РСР по исправлению ошибок в направлении захода.

Если при отказе ИКВ работа НПП в режиме МК АВАР. не восстановилась (отказала курсовая часть НПП), выход на аэродром и заход на посадку необходимо выполнять, используя РСБН или АРК и контролируя направление

полета запросом радиопеленга. В процессе выхода на аэродром и захода на посадку выполнять команды, подаваемые с пунктов управления. Для выхода на аэродром по командам с пунктов управления летчик должен уметь выполнять развороты на заданные углы без использования НПП. Для этого необходимо знать, на какой угол разворачивается самолет за единицу времени при выполнении разворота с заданными параметрами (скорость и крен),

Время в секундах, потребное для выполнения разворотов на угол 10, 90 и 180° при различных истинных скоростях полета и кренах, приведено в табл. 2.3.

Наибольшую сложность при неработающем НПП представляет заход на посадку в сложных метеорологических условиях, когда летчик не имеет возможности построить маневр визуально.

Заход на посадку по командам расчета РСР может быть выполнен с расчетного рубежа или с прямой, а без использования РСР—только с прямой.

Выход на аэродром посадки выполнять полетом на приводную радиостанцию (ДПРС) или радиомаяк РСБН на высоте, установленной руководителем полетов на скорости 500 км/ч.

После пролета ДПРС (радиомаяка РСБН), что определяется по развороту стрелки на 180° и изменению отсчета радиопеленга (по уменьшению дальности на ППД до нуля), развернуться на курс в ТНРР и выполнять горизонтальный полет с этим курсом в течение расчетного времени (на расчетную дальность по ППД).

Истинная скорость, км/ч	Крен, град	Время разворота, с, на угол		
		10°	90°	180°
400	15	7,3	66	132
	30	3,4	30,5	61
	45	2	18	35,5
500	15	9	83	166
	30	4,3	38,5	77
	45	2,5	22	44,5
600	15	11	100	199,5
	30	5	46	92,5
	45	3	27	53,5
700	15	13	116	232,5
	30	6	54	108
	45	3,4	31	62

Величина угла разворота после пролета ДПРС (радиомаяка РСБН), на который необходимо развернуть самолет, определяется по разнице между курсом полета в ТНРР и радиопеленгом, полученным при подходе к ДПРС (радиомаяку РСБН). Разворот на нужный угол (на курс в ТНРР) выполнить по отсчету времени исходя из истинной скорости полета и величины крена на развороте.

Полет в ТНРР по направлению контролировать запросом радиопеленга и при необходимости вносить соответствующие поправки в курс.

Выход в ТНРР определить по истечении расчетного времени полета

от ДПРС (радиомаяка РСБН) и по ППД. При выходе в ТНРР на щитке управления РСБН нажать кнопку-лампу ВОЗ-ВРАТ, включить выключатель ПОСАДКА и начать разворот на посадочный курс с креном 30° до КУР = 0° с потерей высоты 300 м в первой половине разворота.

В процессе разворота на посадочный курс при входе в зону работы курсового маяка на НПП закроется бленкер К и аппаратура РСБН перейдет в режим «Посадка». В процессе разворота установить обороты двигателей 60-63%, уменьшить скорость до 450 км/ч. Выход на посадочный курс выполнить совмещением курсовой планки НПП с центральным кружком шкалы.

После выхода на посадочный курс на 30-секундной площадке уменьшить скорость до 400 км/ч, выпустить шасси, механизацию крыла в маневренное положение и установить скорость 350 км/ч.

На расчетной дальности по ППД установить обороты двигателей 50-55% и перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 10 м/с.

Остальные действия летчика аналогичны действиям при заходе на посадку с прямой при работающем НПП. Направление снижения на посадочном курсе контролировать запросом радиопеленга. Довороты при исправлении ошибок на посадочном курсе выполнять с креном до 30° на высоте до 1000 м и с креном до 15° - ниже 1000 м.

2.6.2. Выполнение полета с отказавшим радиоконпасом при неработающей РСБН (в случае отсутствия на аэродроме радиомаяка РСБН)

При отказе радиоконпаса или наземных приводных радиостанций при отсутствии на аэродроме РСБН выход на аэродром и заход на посадку может выполняться по радиопеленгатору и по командам с наземных пунктов управления (КП, РСР).

Рассмотрим наиболее сложную для летчика ситуацию, когда в сложных метеорологических условиях выход на аэродром и заход на посадку выполняется только с использованием радиопеленгатора.

Летчик, обнаружив отказ АРК, должен доложить руководителю полетов и произвести выход на аэродром посадки, пилотируя самолет по данным курсовой системы ИКВ и используя радиопеленгатор.

После пролета радиопеленгатора, что определяется по команде оператора радиопеленгатора «Вам пролет» и по изменению пеленга на обратный, выполнить разворот на курс в ТНРР и продолжать горизонтальный полет с этим курсом в течение расчетного времени.

Полет в ТНРР по направлению контролировать запросом радиопеленгатора и при необходимости вносить соответствующие поправки в курс полета. Полет выполнять на высоте данной руководителем полетов на скорости 500 км/ч.

По истечении расчетного времени выполнить разворот на посадочный курс по данным курсовой системы ИКВ с потерей высоты 300 м в первой половине разворота и уменьшением скорости до 450 км/ч.

На 30-секундной площадке уменьшить скорость до 400 км/ч, выпустить шасси, механизацию крыла в маневренное положение, установить скорость 350 км/ч и перевести самолет на снижение, которое производить на тех же режимах, что и при заходе на посадку с использованием АРК.

Направление снижения на посадочном курсе контролировать запросом радиопеленга. Если полученный пеленг отличается от посадочного курса на величину $\pm 10^\circ$ и менее, необходимо повернуть самолет на угол, равный величине ошибки, т. е. установить по указателю курса направление полета, равное полученному пеленгу, и продолжать снижение с новым курсом.

Если полученный радиопеленг отличается от посадочного курса на величину более $\pm 10^\circ$, то повернуть самолет на угол, равный по величине удвоенной ошибке, в сторону пеленгатора. С новым курсом продолжать полет до тех пор, пока разница между значением очередного пеленга и посадочным курсом будет менее 5° . После этого выполнить доворот на курс посадки, запросом радиопеленга уточнить направление и при необходимости вновь внести поправку в курс полета.

Остальные действия летчика аналогичны действиям при заходе на посадку с прямой с использованием АРК.

Примечание. АРП выдает летчику магнитный пеленг самолета («Прибой»), поэтому для выхода на него необходимо учитывать условное магнитное склонение (ΔM) $OK = \text{«Прибой»} + \Delta M$.

2.6.3. Выполнение полета с отказавшей системой ПВД

Отказ основного ПВД-18-3М в полете определяется по несоответствию показаний указателей скорости и числа М полета режиму работы двигателей, показаний вариометра и высотомера показаниям КПП и фактическому положению самолета в пространстве.

При отказе магистрали полного давления выходят из строя (дают неправильные показания) указатели скорости и числа М (КУС-1200 и МС-1К).

При отказе третьей статической магистрали выходят из строя (дают неправильные показания) указатели высоты, скорости, числа М (УВ-75-15, КУС-1200, МС-1К) и прибор ДА-200.

Выход из строя указателей скорости и числа М (магистрали полного давления) летчик обнаруживает по неправильным показаниям этих приборов:

- в горизонтальном полете скорость будет неизменна независимо от изменения режима работы двигателей;
- в наборе высоты скорость по указателю будет увеличиваться, на снижении - уменьшаться.

При возникновении сомнений в правильности показаний указателей скорости и числа М необходимо изменить режим полета или режим работы двигателей, после чего сопоставить их с показаниями других приборов. Если при этом показания КПП, указателя высоты и вариометра соответствуют новому режиму полета, а в показаниях указателей скорости и числа М обнаружены вышеперечисленные признаки их отказов, то это свидетельствует об отказе магистрали полного давления.

Обнаружив отказ указателей скорости и числа М, немедленно установить режим работы двигателей и угол тангажа по КПП, соответствующие заданному режиму полета, и принять меры к восстановлению работоспособности магистрали полного давления, руководствуясь рекомендациями Инструкции летчику.

Если принятыми мерами восстановить работоспособность указателей скорости и числа М не удалось, выполнение задания прекратить и следовать на аэродром посадки.

Выдерживание установленных скоростей в режимах горизонтального полета, набора высоты, снижения и на разворотах осуществлять путем сохранения соответствующих данному режиму полета углов тангажа по КПП и оборотов двигателей. Контроль заданного режима по скорости осуществлять по показаниям указателя углов атаки, а также высотомера и вариометра.

При выполнении захода на посадку с отказавшим указателем скорости наиболее сложным этапом полета является снижение на предпосадочной прямой. Сложность заключается в том, что по мере приближения самолета к земле постепенно уменьшается вертикальная скорость снижения, а, следовательно, изменяются и показания шкалы тангажа КПП. Соответственно этим изменениям для сохранения постоянной поступательной скорости полета требуется увеличивать обороты двигателей, а затем перед посадкой, сохраняя постоянную вертикальную скорость снижения, уменьшать поступательную скорость полета, что в значительной степени увеличивает объем работы летчика и усложняет пилотирование.

Для выдерживания заданной скорости на различных режимах полета (особенно при заходе на посадку) летчику следует твердо знать значения углов атаки по УАП, углов тангажа по КПП и соответствующие режиму полета обороты двигателей. Значения углов атаки по УАП и оборотов двигателей в горизонтальном полете для различных высот, скоростей и весов 11-14 т приведены в табл. 2.4.

Таблица 2.4

Высота полета, м	500		600	
	обороты двигателей, %	углы атаки, град	обороты двигателей, %	углы атаки, град
1000	72	3—5	76	1—3
3000	73	4—6	80	2—4
5000	76	4—6	87	2—4

Выход из строя приборов из-за отказа системы статического давления обнаруживается летчиком по характеру показаний этих приборов:

- в горизонтальном полете отказ указателя скорости не проявляется;
- в наборе высоты показания указателя скорости будут занижены (при длительном наборе высоты скорость может уменьшиться до нуля), показания высотомера не

изменяются, а показания вариометра уменьшаются до нуля;

- на снижении показания указателя скорости будут завышены, показания высотомера не изменяются, а показания вариометра изменяются до нуля.

Обнаружив неправильные показания приборов, необходимо

убедиться в их отказе, для чего изменить режим полета (угол тангажа) и проверить изменения показаний приборов. Если при этом показания КПП соответствуют измененному режиму полета, а в показаниях указателей скорости, высоты и вариометра подтвердились вышеперечисленные признаки их отказов, то это свидетельствует об отказе системы статического давления ПВД.

В этом случае необходимо установить режим работы двигателей и угол тангажа по КПП, соответствующие заданному режиму полета, и принять меры к восстановлению работоспособности системы ПВД, руководствуясь рекомендациями Инструкции летчику.

Выход из строя анероидно-мембранных приборов в значительной степени затрудняет выдерживание режима полета, однако знание летчиком соотношений между скоростью полета и оборотами двигателей, а также углами атаки и углами тангажа по КПП, соответствующих основным режимам полета, обеспечивает возможность благополучно завершить полет в любых метеорологических условиях.

Приближенные значения оборотов двигателей, углов тангажа по КПП и углов атаки по УАП на различных режимах полета на высотах до 3000 м будут следующими:

- в наборе высоты на $V = 500\text{—}550$ км/ч с $U_y = 15\text{--}17$ м/с угол тангажа по КПП — $10\text{--}12^\circ$, угол атаки по УАП — $3\text{--}4^\circ$, обороты двигателей—85-90%;
- снижение на посадочном курсе с выпущенными шасси и механизацией крыла в маневренное положение на $V = 350$ км/ч с $U_y = 10$ м/с, угол тангажа по КПП— $2\text{--}3^\circ$, угол атаки по УАП — $8\text{--}9^\circ$, обороты двигателей—50-55%;
- снижение на посадочном курсе с выпущенными шасси и механизацией крыла во взлетно-посадочное положение на $V = 320\text{--}350$ км/ч с $U_y = 3\text{--}5$ м/с, угол тангажа по КПП — $2\text{--}3^\circ$, угол атаки по УАП— $4\text{--}5^\circ$, обороты двигателей—65-68%.

При выходе из строя указателей скорости высоты и вариометра заданный режим полета по скорости сохранять выдерживанием угла тангажа по КПП и оборотов двигателей, соответствующих этому режиму, контроль осуществлять по указателю углов атаки. Заданный режим полета по высоте сохранять выдерживанием угла тангажа по КПП с контролем по указателю угла атаки и по командам наземных пунктов управления (КП, РСП). На высоте полета менее 1500 м режим полета по высоте выдерживать по радиовысотомеру.

На самолете с отказавшими анероидно-мембранными приборами заход на посадку в сложных метеорологических условиях целесообразно выполнять с прямой, при этом маневр для выхода на посадочный курс следует по возможности строить вне облаков (за облаками или между слоями облаков).

После входа в зону действия курсоглиссадных маяков использовать аппаратуру РСБН в режиме «Посадка».

Выход на посадочный курс выполнить в горизонтальном полете с постоянной скоростью (при неизменных оборотах). На посадочном курсе установить обороты двигателей МГ и при угле атаки $7\text{--}8^\circ$ выпустить шасси и механизацию крыла в маневренное положение. На установленной дальности перевести самолет на снижение.

Значения углов атаки по УАП и оборотов двигателей на посадочном курсе в зависимости от скорости и механизации крыла показаны в табл. 2.5 (для захода на посадку с прямой на $H = 3000$ м).

Таблица 2.5

	α° по УАП	Обороты дв. %
$V=400$ км/ч перед выпуском шасси и механизации крыла в маневренную конфигурацию	6-7	МГ
$V=350$ км/ч, шасси выпущено, механизация крыла в маневренной конфигурации на снижении	8-9	63-65
$V=310$ км/ч, шасси выпущено, механизация крыла во взлетно-посадочной конфигурации на снижении	5-7	67
$V=260$ км/ч	10-11	60-62

Режим снижения выдерживать по КПП и планкам положения НПП. Направление снижения контролировать по НПП, высоту по радиовысотомеру (с высоты менее 1500 м).

При заходе на посадку с отказавшими анероидно-мембранными приборами летчик должен четко выполнять команды группы руководства полетами по исправлению направления захода и сохранению установленной глиссады снижения. Особенно внимательно следует выдерживать и контролировать режим полета с высоты 500 м, когда необходимо гасить скорость. Темп уменьшения поступательной скорости регулировать, устанавливая соответствующие заданной скорости обороты двигателей. Контроль угла атаки осуществлять по УАП, показания которого с уменьшением скорости постепенно увеличиваются и на высоте выравнивания достигают $10\text{--}11^\circ$.

При преждевременном увеличении угла атаки необходимо восстановить его значение увеличением оборотов двигателей. И наоборот, если углы атаки меньше рекомендуемых, нужно уменьшить обороты двигателей на 3-5%.

В процессе выравнивания не спешить с дросселированием двигателей, чтобы не допустить преждевременной потери скорости и грубой посадки.

Необходимо знать, что при выпуске механизации крыла в маневренное, а затем во взлетно-посадочное положение, углы атаки самолета уменьшаются и их уменьшение происходит скачкообразно.

2.6.4. Меры безопасности

При пилотировании самолета по дублирующим приборам необходимо:

- при выполнении задания в облаках ввод самолета в сложное положение выполнять запрещается;
- в случае затруднения у летчика в пилотировании самолета при выводе его из сложного положения инструктору своевременно» брать управление на себя, не допускать выхода самолета за ограничения по скорости, перегрузке и углу атаки;
- пилотирование производить таким образом, чтобы исключить попадание самолета в облака с отключенными пилотажно-навигационными приборами;
- в процессе всего полета вести непрерывную радио и визуальную осмотрительность;
- на посадочном курсе не допускать потери высоты менее 200 м до выхода на ДПРМ, особенно при выполнении доворотов для уточнения захода по направлению;
- в сложных метеорологических условиях задание выполнять с включенным обогревом ПВД и стекол.

Часть 3

ГРУППОВЫЕ ПОЛЕТЫ

3.1. ГРУППОВЫЕ ПОЛЕТЫ В СОСТАВЕ ПАРЫ

При первоначальном обучении групповой слетанности на средних и малых высотах рекомендуется выполнять полеты в боевом порядке «пеленг самолетов», где дальность между самолетами 75 м, угол визирования 30° , принижение 5-10 м (превышение при полетах на малой высоте). В дальнейшем при отработке маневрирования и

боевого применения рекомендуется выдерживать в паре боевой порядок «пеленг самолетов» дальность 150-200 м, угол визирования 30°, принижение 20—25 м (превышение 5—10 м), а затем «фронт самолетов»

дальность 75-100 м, угол визирования 75- 80°, принижение (превышение) 10-15м.

Указанные боевые порядки обеспечивают ведомому устойчивое наблюдение за самолетом ведущего, исключают возможность попадания в спутную струю от впереди летящего самолета и позволяют своевременно исправлять допущенные ошибки. Выдерживание места в боевом порядке ведомым достигается плавным изменением оборотов двигателей, кратковременным выпуском тормозных щитков - для сохранения заданной дистанции, созданием и уборкой кренов - для сохранения заданного угла визирования, отклонением ручки управления в продольном отношении - для сохранения заданного принижения (превышения).

Выполнение группового полета на самолете Су-25 не имеет принципиальных отличий от выполнения его на других типах самолетов. Однако в отличие от других типов самолетов при выполнении группового полета на самолете Су-25 необходимо учитывать ряд особенностей:

- достаточно высокую тяговооруженность;

- большое время приемистости в диапазоне оборотов двигателей от малого газа до оборотов 80%;

- возможность появления разницы в оборотах правого и левого двигателей (асимметрии тяги) при управлении двигателями с помощью двух РУД.

В то же время самолет имеет улучшенные условия обзора из кабины летчика, что облегчает выдерживание ведомым боевого порядка при выполнении энергичных маневров.

3.1.1. Взлет по одному и пристраивание

В начале обучения групповым полетам, а также в усложненных условиях (узкая или скользкая ВПП и т. п.) взлет группы выполняется по одному.

Расстановка самолетов на ВПП при взлете по одному должна быть такой же, как и при взлете парой. Самолеты устанавливаются в пеленг в зависимости от направления ветра на заданных интервале и дистанции и летчики выполняют действия, необходимые для подготовки к взлету, после чего ведомый докладывает ведущему по радио о готовности к взлету.

При взлете по одному действия ведущего и ведомого не отличаются от взлета одиночного самолета.

Ведущий, получив доклад от ведомого и убедившись, что самолет ведомого находится на ВПП на установленных интервале и дистанции, запрашивает разрешение на взлет. Получив разрешение на взлет, ведущий производит взлет, выдерживая направление по своей стороне ВПП. Ведомый летчик с началом разбега самолета ведущего пускает секундомер и по истечении заданного временного интервала или по команде руководителя полетов отпускает тормоза и начинает взлет. При первоначальном обучении групповой слетанности ведомому начинать взлет не ранее отрыва самолета ведущего.

После взлета ведущему до пристраивания самолета ведомого выполнять полет на скорости 500 км/ч. Пристраивание к ведущему производить на прямой при полете от второго к третьему развороту или после выхода из круга при полете в зону групповых полетов. После выхода на прямую пристраивание производится с разрешения ведущего.

Ведомый устанавливает режим работы двигателей, обеспечивающий превышение скорости на 100-150 км/ч, и продолжает сближение до дальности 500-300 м, имея принижение (превышение) и интервал относительно самолета ведущего. С дальности 500-300 м в зависимости от скорости сближения ведомый уменьшением оборотов двигателей и выпуском тормозных щитков уменьшает скорость сближения с таким расчетом, чтобы на дальности 150 м она была равна нулю. Заняв заданную дальность при угле визирования в пределах 40-45° и с принижением 20-25 м, ведомый координированным созданием крена до 5-10° устанавливает заданный угол визирования.

После занятия своего места в боевом порядке ведомый докладывает об этом ведущему и в дальнейшем выдерживает заданный боевой порядок. В процессе пристраивания ведущий, используя перископ и зеркала бокового обзора, следит за действиями ведомого и при необходимости по радио корректирует его действия при выполнении пристраивания.

3.1.2. Взлет в паре

После выруливания на ВПП, ведущий и ведомый выполняют такие же действия, как и при подготовке к взлету по одному. Взлет в паре производится в правом или левом пеленге (в зависимости от направления ветра) на дистанции 30-40 м и интервале 20-30 м. При взлете в паре с узкой ВПП интервал уточняется командиром (но не менее 10 м). Получив доклад от ведомого о готовности к взлету, ведущий запрашивает разрешение на взлет в паре. Получив разрешение на взлет, ведущий подает команду ведомому на увеличение оборотов. По этой команде ведущий и ведомый увеличивают обороты до 65-70%. Подав команду на начало взлета, ведущий отпускает тормоза и с началом движения самолета переводит РУД с темпом 2-3 с в положение МАКСИМАЛ. После страгивания самолета ведущего ведомый также растормаживает колеса и увеличивает обороты до максимальных с темпом, обеспечивающим сохранение заданной дистанции до самолета ведущего.

Направление взлета и заданный интервал выдерживаются с помощью МРК, а после поднятия переднего колеса — рулем направления. Подъем переднего колеса ведомый выполняет по самолету ведущего, контролируя начало подъема по указателю скорости, а величину подъема — по положению находящейся в поле зрения передней части фонаря кабины относительно горизонта.

Отделение самолетов от ВПП происходит независимо друг от друга по достижении скорости отрыва. Уборку шасси ведущему производить несколько выше, чем обычно, на высоте 20-25 м для обеспечения безопасной высоты уборки шасси ведомому. После отрыва на высоте 10-15м ведомый самостоятельно убирает шасси, а при достижении установленной скорости — механизацию крыла в два этапа. При уборке шасси и механизации крыла ведомый не должен терять из поля зрения самолет ведущего.

Если на разбеге или после отрыва ведомый обгоняет ведущего, он обязан доложить ему об этом и, не изменяя положения РУД, продолжать взлет самостоятельно, сохраняя направление.

Ведущий, получив доклад, держит в поле зрения самолет ведомого и после набора высоты круга выходит вперед, предупредив об этом ведомого, после чего ведомый выполняет пристраивание установленным порядком.

При отставании в процессе взлета от ведущего ведомому проконтролировать работу двигателей и продолжать взлет самостоятельно не упуская из виду самолет ведущего. После взлета ведомый занимает заданные интервал и дистанцию в боевом порядке.

3.1.3. Перестроение и выдерживание места в боевом порядке

Под перестроением подразумевается изменение параметров боевого порядка (угла визирования и дальности) или изменение ведомым своего места относительно ведущего (переход из одного пеленга в другой). Перестроения при выполнении группового полета выполняются по команде или с разрешения ведущего. При выполнении полетов на боевое маневрирование и боевое применение перестроения могут производиться без непосредственной команды (разрешения) ведущего, однако их выполнение должно быть предусмотрено полетным заданием, а порядок действий отработан до полета.

Выполнение перестроений, связанных с изменением угла визирования и дальности, производится изменением режима работы двигателей и созданием кренов до $5-10^\circ$ для изменения интервала. Перестроение, связанное с изменением ведомым своего места относительно самолета ведущего (смена пеленга), производится в следующем порядке:

- ведущий по радио или эволюцией самолета подает команду на перестроение и продолжает полет по прямой на установившемся режиме;

- ведомый летчик уменьшением оборотов двигателей (кратковременным выпуском тормозных щитков) увеличивает дальность до 150-200 м и принижение до 20-25 м (при полете на малых высотах превышение 10-15 м), а затем, создав крен $15-20^\circ$, переходит на другую сторону. Переход закончить в момент достижения угла визирования 30° , при этом боковое движение самолета устраняется созданием/обратного крена $20-30^\circ$.

После окончания перестроения ведомому оценить величину параметров боевого порядка и при необходимости исправить ошибки по углу визирования и дальности.

В процессе перестроения ведомый не должен терять из виду самолет ведущего, проекция которого перемещается по неподвижной части остекления фонаря кабины. После перестроения установить заданный боевой порядок и доложить ведущему. Во всех случаях при перестроении не допускать попадания в спутную струю от самолета ведущего. Выдерживание указанных дальности и принижения (превышения) относительно самолета ведущего обеспечивает перестроение на безопасном расстоянии от спутной струи самолета ведущего.

При полете в разомкнутых боевых порядках перестроения выполняются без увеличения дальности до самолета ведущего.

Для выдерживания своего места в боевом порядке ведомый летчик должен уметь с достаточной точностью определять угол визирования и дальность до самолета ведущего и своевременно исправлять отклонения от заданных параметров.

Дальность определяется глазомерно по видимому размеру самолета ведущего и восприятию характерных элементов конструкции (стабилизатор, балочные держатели, руль направления, фонарь кабины, антенны, трубки ПВД, очертания сопел двигателей). Так, например, на дальности 200 м хорошо различимы руль направления, балочные держатели, на дальности 100 м - переплет фонаря кабины, трубка ПВД, сопло двигателя.

Заданный угол визирования определяется запоминанием положения линии визирования, проходящей через характерные элементы конструкции самолета.

Величина превышения (принижения) определяется по положению самолета ведущего относительно горизонта, а также по положению проекции самолета ведущего на остеклении фонаря кабины;

Полет по прямой может выполняться на постоянной и переменной скорости. При полете на постоянной скорости и заданной высоте ведущий не изменяет режима работы двигателей (или изменяет в небольших пределах для сохранения заданного режима полета). Ведомый, наблюдая за самолетом ведущего, выдерживает заданные угол визирования и дальность до самолета ведущего и при изменении незначительным увеличением (уменьшением) оборотов двигателей, кратковременным выпуском тормозных щитков и координированным созданием кренов до $5-10^\circ$ восстанавливает заданный боевой порядок. При этом точность выдерживания заданных параметров боевого порядка во многом зависит от того, как быстро ведомый замечает их изменение и насколько своевременно он реагирует на эти изменения.

При полете на переменных скоростях маневрирование скоростью ведущий производит за счет увеличения или уменьшения оборотов двигателей. Ведомый, заметив изменение дистанции, плавно перемещает РУД в сторону увеличения или уменьшения оборотов и при подходе к заданной дальности устанавливает режим работы двигателей с таким расчетом, чтобы к моменту восстановления дистанции до заданной уравнивать скорость полета своего самолета со скоростью самолета ведущего.

При значительном отставании от ведущего ведомому летчику для восстановления боевого порядка не следует поспешно и резко увеличивать обороты двигателей до положения МАКСИМАЛ, так как это приводит к чрезмерному увеличению скорости, как правило, к обгону ведущего. При энергичном сближении с самолетом ведущего необходимо выпустить тормозные щитки и уменьшить обороты двигателей.

Если ведомый начал обгонять ведущего, он должен немедленно доложить ему об этом, с одновременным увеличением интервала уменьшить обороты двигателей и выпустить тормозные щитки. После отставания от ведущего произвести пристраивание установленным порядком.

3.1.4. Пилотаж в составе пары

Техника выполнения фигур пилотажа в составе пары не отличается от техники их выполнения одиночно. Фигуры простого пилотажа отрабатываются в сомкнутом боевом порядке «пеленг самолетов» при дальности между самолетами 150-200 м, угле визирования $20-30^\circ$, принижении относительно самолета ведущего 15-20 м и на скоростях, рекомендованных для одиночного самолета.

Ведущий должен постоянно контролировать сохранение ведомым заданного боевого порядка, постоянно знать, с какой сторону он находится, и не допускать резкого создания крена в его сторону.

При первоначальном освоении пилотажа в составе пары ведущему оставлять для ведомого запас тяги двигателей, для чего ввод в восходящие фигуры производить на оборотах 90-95%, а на нисходящих участках фигур устанавливать обороты двигателей, несколько превышающие обороты полетного малого газа.

Ведомому следует избегать частого и необоснованного использования тормозных щитков, не допускать резких перемещений РУД при изменении заданной дистанции.

Развороты и виражи в составе пары.

Развороты (виражи) в составе пары выполняются как в сторону ведущего, так и в сторону ведомого. Перед выполнением разворота (виража) ведущий устанавливает заданные скорость и высоту, предупреждает ведомого о направлении разворота и плавно вводит самолет в разворот с одновременным увеличением оборотов двигателей для сохранения заданной скорости.

При выполнении разворотов (виражей) в сторону ведущего самолет ведомого может находиться на одной высоте с самолетом ведущего или с небольшим превышением (10-20 м) относительно высоты полета ведущего, или в плоскости размаха крыла самолета ведущего. Однако при выполнении полетов на боевое применение и боевое маневрирование, наиболее благоприятные условия для выдерживания заданного боевого порядка, особенно на вводе в пикирование, обеспечиваются в том случае, когда при выполнении энергичных разворотов (виражей) ведомый находится на одной высоте или с небольшим принижением относительно самолета ведущего. Поэтому целесообразно обучать ведомых выполнению разворотов (виражей) в сторону ведущего на одной высоте с самолетом ведущего. В процессе разворота заданные дальности и угол визирования сохраняются изменением оборотов двигателей, кратковременным выпуском тормозных щитков, уменьшением или увеличением крена. Вывод из разворота требует от ведомого повышенного внимания, так как запаздывание с началом вывода приводит к сокращению (увеличению) интервала и нарушению боевого порядка.

В случае потери из виду самолета при развороте в сторону ведущего или при выводе из него ведомый обязан доложить об этом ведущему, вывести самолет из разворота (виража) с набором высоты.

Для выполнения разворота (виража) в сторону ведомого ведущий подает команду и плавно вводит самолет в разворот. Ведомый создает крен по самолету ведущего и удерживает свой самолет в плоскости размаха крыла самолета ведущего на заданных дальности и угле визирования. Однако при полете в разомкнутых боевых порядках в этом случае возникает значительное принижение относительно высоты полета самолета ведущего, что небезопасно при полетах на малых высотах. В этих случаях рекомендуется одновременно с созданием крена занять принижение 15-20 м относительно самолета ведущего и в дальнейшем сохранять этот боевой порядок в процессе выполнения разворота (виража). Место в боевом порядке ведомый выдерживает изменением оборотов двигателей, кратковременными изменениями крена, а при разворотах с креном более 45° - увеличением или уменьшением углового вращения самолета.

Вывод из разворота, ведомый выполняет по самолету ведущего, уменьшая принижение до заданного с одновременным уменьшением крена. В случае потери из виду самолета на вводе в разворот или на вираже, будучи 2-м в паре, ведомый должен увеличить крен, угловое вращение, отойти во внутреннюю сторону со снижением (на средней высоте) и доложить ведущему высоту и курс. В зависимости от обстановки ведущий принимает решение произвести сбор или прекратить выполнение задания.

Пикирование в составе пары

Ввод в пикирование может быть выполнен с прямой или с разворота на тех же режимах, что и пикирование одиночного самолета. Ввод в пикирование с прямой по технике выполнения прост, но мало применим из-за необходимости создания перегрузки менее единицы, длительности ввода, большой потери высоты и сокращения прямолинейного участка пикирования. Поэтому ввод в пикирование с прямой применяется только для выполнения пикирования с углом не более 15° .

Перед вводом в пикирование ведущий подает команду ведомому и плавным отклонением ручки управления от себя, не допуская уменьшения перегрузки менее 0,5, создает заданный угол пикирования. В процесс ввода, ведущий плавно уменьшает обороты двигателей.

Ведомый выполняет ввод в пикирование одновременно с самолетом ведущего, сохраняя заданные угол визирования, дальность и принижение относительно самолета ведущего.

Ввод в пикирование с разворота, как правило, выполняется с разворотом на ведущего, только после освоения этого способа отрабатывается ввод в пикирование с разворотом на ведомого. При первоначальном обучении отрабатывается ввод в пикирование с разворота с креном до 60° . В дальнейшем (в процессе подготовки к выполнению ввода в пикирование после выполнения горки или боевого разворота) отрабатывается ввод в пикирование с кренами более 60° .

Для ввода в пикирование ведущий устанавливает заданный режим, осматривает нижнюю полусферу в направлении пикирования, подает команду ведомому, вводит самолет в разворот с креном $45-60^\circ$. В процессе разворота ведущий переводит самолет на снижение и при достижении заданного угла пикирования плавно выводит самолет из крена с одновременным уменьшением оборотов двигателей.

Ведомый перед вводом в пикирование создает принижение 5—10 м и сохраняет его в процессе ввода до выхода на прямолинейный участок пикирования. В процессе ввода ведомый создает крен по ведущему и одновременно с ним переводит самолет на снижение. После выхода на прямолинейный участок пикирования он выводит самолет из крена по самолету ведущего. На прямолинейном участке пикирования ведомый выдерживает свое место в боевом порядке изменением оборотов двигателей и при необходимости кратковременным выпуском тормозных щитков. Принижение относительно самолета ведущего на прямолинейном участке пикирования должно быть не более 3-5 м, так как большое принижение затрудняет наблюдение за ведущим при выполнении прицеливания, а в процессе вывода приводит к запаздыванию с началом вывода и выводу ниже самолета ведущего.

При потере ведущего на прямолинейном участке пикирования ведомый должен вывести самолет из пикирования, не изменяя направления полета, с одновременным докладом ведущему, а после вывода в горизонтальный полет доложить свою высоту полета.

Вывод из пикирования ведущий производит после потери заданной высоты или достижения заданной скорости с темпом, обеспечивающим ведомому сохранение своего места в боевом порядке.

Ведомый выводит самолет из пикирования одновременно с ведущим. В процессе вывода из пикирования ведущий и ведомый плавно увеличивают обороты двигателей и после перевода в горизонтальный полет или набор высоты устанавливают требуемый режим работы двигателей.

Горка в составе пары

Ввод в горку может выполняться на скорости от 650 км/ч до максимально допустимой. При первоначальном обучении групповой слетанности горка выполняется с углами тангажа до 30° на скорости ввода 650-750 км/ч.

Для выполнения горки ведущий выбирает направление ввода, разгоняет самолет до необходимой скорости и устанавливает высоту ввода. Разгон самолета до необходимой скорости ввода может выполняться в горизонтальном полете, с небольшим снижением и на пикировании. Ведущий, установив заданные высоту и скорость, подает команду ведомому и выполняет ввод в горку с перегрузкой 3-4, создаваемой на 2-3 с. Перед вводом в горку ведущий устанавливает обороты в пределах 90-95%, чтобы обеспечить ведомого запасом тяги для поддержания заданного боевого порядка. Угол горки ведущий поддерживает по КПП с контролем по естественному горизонту.

Ведомый по команде ведущего выполняет ввод в горку, сохраняя место в боевом порядке по самолету ведущего. Заданные угол визирования и дальность до самолета ведущего он поддерживает небольшим изменением оборотов двигателей и кратковременным созданием кренов в требуемую сторону. Нецелесообразно для поддержания заданной дальности на горке использовать тормозные щитки, так как это может привести к большому отставанию от самолета ведущего.

Вывод из горки может выполняться с разворотом как в сторону ведущего, так и в сторону ведомого. Величина крена в процессе вывода зависит от угла тангажа на горке и скорости начала вывода. При достижении скорости начала вывода (при первоначальном обучении скорость не менее 500 км/ч) ведущий предупреждает ведомого и плавно вводит самолет в разворот с постепенным уменьшением угла горки. После опускания носа самолета на горизонт, ведущий плавно выводит самолет из крена и уменьшает обороты двигателей.

Ведомый производит вывод по самолету ведущего, при этом, если вывод осуществляется в сторону ведущего, разворот выполняется на одной высоте с ведущим, а при выводе в сторону ведомого — в плоскости размаха крыла самолета ведущего.

При выполнении энергичных маневров вывод из горки может производиться с переменной места ведомым в процессе разворота. При этом в случае вывода из горки разворотом в сторону ведущего ведомый поддерживает свое место в боевом порядке в первой половине разворота изменением тяги двигателей, крена и перегрузки, с началом отставания от ведущего из-за недостатка тяги ведомый увеличивает принижение и переходит во внутреннюю сторону разворота. При выводе из горки разворотом в сторону ведомого в случае сокращения дальности до самолета ведущего ведомый также с принижением переходит во внешнюю сторону разворота.

При потере из виду самолета ведущего ведомый должен отойти от него в хорошо просматриваемую сторону с одновременным докладом по радио, а затем уменьшить угол горки. После вывода самолета в горизонтальный полет доложить ведущему высоту и курс полета. После доклада ведомого ведущий обязан указать высоту и место для сбора самолетов пары или принять решение на выход на аэродром по одному.

Боевой разворот

Боевой разворот в составе пары может выполняться по типу восходящей спирали или по типу первой половины косой петли. Боевой разворот в составе пары по типу первой половины косой петли по технике выполнения сложен и может выполняться после освоения летчиками сложного пилотажа и только в составе хорошо слетанных пар, освоивших выполнение горок с углами тангажа более 30° и боевых разворотов по типу восходящей спирали.

Ввод в боевой разворот выполняется на скорости от 650 км/ч до максимально допустимой на максимальном режиме работы двигателей. Боевой разворот применительно к атаке наземной цели с пикирования может выполняться и на пониженных режимах работы двигателей (обороты 90-95%) для обеспечения необходимых параметров пикирования и облегчения поддержания ведомым своего места в боевом порядке.

Для выполнения боевого разворота ведущий устанавливает заданные высоту и скорость полета, создает угол набора 15-20° и вводит самолет в разворот с начальным креном 15-20°. В процессе выполнения первой половины боевого разворота угол крена постепенно увеличивается до 60-70°, а угол тангажа — до 45-50°. Перегрузка на 2-3 с после ввода увеличивается до 3,5-4, а в дальнейшем постепенно уменьшается до 2-2,5 в последней трети боевого разворота. После разворота на 110-120°, сообразуясь с темпом падения скорости, крен и угол тангажа уменьшаются с таким расчетом, чтобы к моменту разворота на 180° вывести самолет в горизонтальный полет на скорости 400-450 км/ч. Уменьшение крена и тангажа производить отклонением ручки управления по диагонали от себя и в сторону, противоположную развороту.

Ведомый может выполнять боевой разворот по типу восходящей спирали как во внешнем, так и во внутреннем пеленге. Ведомый выполняет ввод в боевой разворот по самолету ведущего, при этом, будучи внешним, находится с ним на одной высоте или с небольшим принижением. При выполнении боевого разворота в сторону ведомого он удерживает свой самолет в плоскости размаха крыла самолета ведущего. Свое место в боевом порядке ведомый поддерживает изменением оборотов двигателей, крена и углового вращения. При необходимости для сохранения места в боевом порядке ведомый может переходить во внешнюю или внутреннюю сторону разворота с принижением относительно самолета ведущего.

Вывод из боевого разворота ведомый выполняет по самолету ведущего, при этом, будучи внешним ведомым, находится на одной высоте с ведущим или с небольшим принижением (5-10 м);

будучи внутренним ведомым, находится в плоскости размаха крыла самолета ведущего и по мере вывода из крена занимает заданное принижение.

Спираль

В составе пары может выполняться восходящая или нисходящая спираль с кренами 3-45° на скорости 500 км/ч. При выполнении восходящей спирали (используется для набора высоты) ведущий должен оставлять ведомому запас тяги двигателей для поддержания своего места в боевом порядке, а при выполнении нисходящей спирали ведущий не должен уменьшать обороты до малого газа. При необходимости более энергичной потери высоты нисходящая спираль может выполняться с выпущенными тормозными щитками. В этом случае для сохранения своего места в боевом порядке резерв тяги у ведомого должен быть несколько больше.

Ведущий перед вводом в спираль переводит самолет на снижение, устанавливает обороты двигателей на 5-10% выше оборотов малого газа, а затем плавно вводит самолет в разворот с заданным креном. Ведомый вводит в спираль по самолету ведущего. Как и при выполнении виража, в случае, когда спираль выполняется в сторону ведущего,

ведомый находится на одной высоте с ним, при выполнении спирали в сторону ведомого он выдерживает свой самолет в плоскости размаха крыла самолета ведущего.

Скорость на спирали ведущий выдерживает изменением угла снижения. Ведомый выдерживает заданный боевой порядок изменением оборотов двигателей, изменением крена, при необходимости кратковременным выпуском тормозных щитков.

При необходимости выполнения нисходящей спирали с выпущенными тормозными щитками выпускать их необходимо до ввода в спираль, а убирать после вывода по команде ведущего.

По достижении заданной высоты ведущий выводит самолет из разворота, а затем переводит в горизонтальный полет с одновременным увеличением оборотов двигателей.

3.1.5. Особенности групповых полетов на малых и предельно малых высотах

Основной особенностью выполнения групповых полетов на малых и предельно малых высотах является то, что ограничен маневр по высоте, а маневрирование вблизи земли производится с меньшими углами крена и тангажа из-за необходимости обеспечения для ведомых летчиков безопасных условий пилотирования.

Учитывая близость земли при выполнении групповых полетов на малых и предельно малых высотах, обязательным для ведомых является выдерживание превышения относительно самолета ведущего (впереди летящего самолета).

Ответственность за выдерживание установленной высоты полета несет ведущий. Ведомый летчик выдерживает заданные дистанцию и угол визирования с превышением 5-10 м относительно самолета ведущего. Все перестроения из одного пеленга в другой выполняются с превышением относительно самолета ведущего. При этом вначале увеличивается дистанция до 150-200 м за счет уменьшения оборотов двигателей или кратковременного выпуска тормозных щитков, а затем с небольшим увеличением превышения до 15-20 м (с таким расчетом, чтобы не допустить закрытия самолета ведущего) выполняется переход в другой пеленг. После перехода ведомый занимает заданный боевой порядок.

Маневрирование в составе группы производится в зависимости высоты полета с таким расчетом, чтобы обеспечить безопасность ведомым летчикам от столкновения с землей, при этом величины крена и тангажа по мере уменьшения истинной высоты полета уменьшаются.

При выполнении разворота (виража) в сторону ведущего ведомый находится с небольшим превышением (5-10 м) относительно самолета ведущего, при этом величина крена может не ограничиваться. При выполнении разворота в сторону ведомого на малой и предельно малой высоте ведомый выполняет переход во внешнюю сторону и продолжает разворот, будучи внешним ведомым. В этом случае при вводе на развороте ведомый создает крен с меньшим темпом, чем ведущий, после пересечения линии полета самолета ведущего он увеличивает крен до заданного и продолжает разворот, будучи внешним ведомым.

При выполнении разворотов на малых и предельно малых высотах недопустимо резкое создание крена, особенно в сторону ведомого. При выводе из нисходящих фигур пилотажа ведущий должен своевременно подавать команду на вывод из пикирования, так как запаздывание с выводом или резкий вывод приводит к снижению ведомого на недопустимо малую высоту.

При потере из виду самолета ведущего на малой и предельно малой высотах ведомый должен, будучи внешним, отойти от строя в хорошо просматриваемую свободную для маневра сторону с набором высоты, и доложить об этом ведущему. При потере из виду самолета ведущего, будучи внутренним ведомым, усилить осмотрительность и, не допуская потери высоты, отойти в сторону от строя.

При потере самолета ведущего на пикировании в горке действия ведомого такие же, как и при пилотировании да средней высоте.

3.1.6. Полет пары в сомкнутом строю

Основная сложность пилотирования в сомкнутом строю пары заключается в том, что сокращенные интервал и дистанция требуют от ведомого летчика повышенного внимания и более быстрого реагирования на их изменение при маневрировании. Поэтому при выполнении полета в сомкнутом строю недопустимо даже кратковременное отвлечение внимания от самолета ведущего, так как это может привести к опасному сближению.

Первоначальное обучение полетам в сомкнутом строю целесообразно проводить при дистанции 20-30 м и интервале 15-20 м с принижением 3-5 м. Обучение летного состава групповой слетанности в сомкнутом строю проводится непосредственно перед освоением посадки парой или отработкой пробивания облаков в составе пары. Групповую слетанность в сомкнутом строю отрабатывать вначале в простых метеословиях при полете по системе (с прямой или в режиме «Повторный заход»). Взлет производится в паре обычным порядком. После взлета, уборки шасси и механизации крыла ведомый занимает заданные интервал и дистанцию, при этом вначале устанавливается заданная дистанция до самолета ведущего, затем плавным кратковременным созданием крена до 3-5° занимается нужный интервал с принижением 3-5 м. В дальнейшем дистанция выдерживается небольшим, изменением оборотов двигателей, при необходимости кратковременным выпуском тормозных щитков, интервал - плавными и короткими отклонениями педалей без создания крена.

Ведущему в процессе всего полета не следует без необходимости изменять обороты двигателей и направление полета. Перед выполнением разворотов предупреждать ведомого по радио, ввод в развороты и вывод из них производить плавно, особенно в сторону ведомого. При необходимости изменения режима работы двигателей целесообразно информировать об этом ведомого по радио.

Перестроение из одного пеленга в другой ведомому выполнять по команде ведущего. После получения команды вначале увеличить вдвое дистанцию и занять принижение 10-15 м. Затем, не упуская ведущего из поля зрения, координированным созданием крена до 3-5° перейти в другой пеленг. После перехода на другую сторону ведомый занимает заданные дистанцию, интервал и принижение относительно самолета ведущего.

3.1.7. Выход на аэродром и роспуск на посадку

После выполнения задания ведущий перестраивает пару в пеленг, обратный кругу полетов, и с разрешения руководителя полетов выходит на аэродром. После входа в круг полетов и выхода на посадочный курс ведущий запрашивает разрешение у руководителя полетов на снижение для роспуска пары. Снижение выполняется на скорости 500 км/ч в направлении первого разворота с внешней стороны круга. Перед снижением прослушать радиообмен и осмотреть воздушное пространство: нет ли самолетов, входящих в круг, взлетающих и уходящих на второй круг.

Роспуск поочередным разворотом. Получив разрешение на роспуск при подходе к ВПП, ведущий подает команду ведомому и вводит самолет в разворот с креном 35-40°. Ведомый в момент начала разворота ведущего включает секундомер и по истечении половины временного интервала, установленного для посадки, выполняет разворот с таким же креном, как и ведущий.

После роспуска летчики самостоятельно строят маршрут полета по кругу и выполняют заход на посадку. Для выдерживания заданного временного интервала летчикам при роспуске, построении маршрута полета по кругу необходимо выдерживать одинаковые скорость и крен на разворотах, ведомому не терять из виду ведущего и не допускать сокращения дальности до него менее 2000 м.

В некоторых случаях предусматривается, что ведомый летчик будет производить посадку первым. В этом случае при заходе пары на роспуск, ведомый должен находиться в левом пеленге при левом круге полетов, при правом круге полетов — в правом пеленге. Подав команду на роспуск, ведущий убеждается, что ведомый начал разворот, и засекает время по секундомеру. По истечении половины временного интервала ведущий вводит самолет в разворот.

Роспуск одновременным разворотом. Вход в круг полетов, заход на роспуск пары выполняет аналогично, как при роспуске поочередным разворотом.

Получив разрешение на роспуск, ведущий подает команду на роспуск и вводит самолет в разворот с креном 50-60° в направлении третьего разворота. Ведомый вводит самолет в разворот одновременно с ведущим, но с креном, на 10-15° меньшим, чем у ведущего, и вследствие этого отстает от ведущего. Вывод из разворота ведомый производит, не повернувшись до направления вывода из разворота ведущего на 20-30°. После увеличения дальности до требуемой ведомый строит заход на посадку самостоятельно.

Безопасный временной интервал посадки обеспечивается выдерживанием заданной дальности до, самолета ведущего, которую ведомый устанавливает в процессе разворота после роспуска с меньшим креном, чем у ведущего, и при полете с расходящимися курсами.

При необходимости срочной посадки роспуск пары может выполняться перед входом в круг полетов или при полете по кругу (от второго к третьему развороту) маневром скоростью. После команды на роспуск ведущий выполняет полет на заданной ему увеличенной скорости, а ведомый — с уменьшением скорости. За счет разности скоростей устанавливается требуемая дистанция между самолетами пары.

В дальнейшем после выхода на аэродром заход на посадку может осуществляться с прямой, в режиме «Возврат» или «Повторный заход». В этих случаях роспуск пары выполняется соответственно при выполнении расчетного разворота, маневром скоростью или при выполнении второго разворота при заходе в режиме «Повторный заход».

3.1.8. Заход на посадку и посадка парой

Посадка парой является одним из наиболее сложных элементов группового полета.

Безопасность выполнения посадки парой обеспечивается на ВПП шириной не менее 45 м при боковой составляющей ветра не более 7 м/с.

После выполнения задания пара следует на аэродром в правом пеленге на дистанции 30-40 м и интервале 15-20 м с принижением 2-3 м относительно самолета ведущего. Это необходимо для того, чтобы в процессе полета к аэродрому ведомый летчик получил дополнительную тренировку в выдерживании дистанции и интервала, при которых он будет производить посадку.

При полете от второго к третьему развороту ведущий устанавливает скорость 400 км/ч и на траверзе ВПП подает команду ведомому на выпуск шасси. По этой команде ведомый выпускает шасси, а ведущий производит выпуск через 2-3 с от момента выпуска шасси ведомым, чтобы не произошло сокращения дистанции между самолетами.

После выпуска шасси ведомый летчик контролирует их выход и докладывает ведущему. После получения этого доклада ведущий подает команду на выпуск механизации крыла в положение МК.

Третий разворот выполняется с креном 45° на скорости не менее 350 км/ч при развороте на ведущего и на скорости не менее 370 км/ч при развороте на ведомого (при правом круге полетов) при КУР=250° (110°). Вывод из третьего разворота ведущий выполняет при КУР=335° (25°). На прямой от третьего к четвертому развороту по команде ведущего летчики выпускают механизацию крыла в положение ВПК и переводят самолеты на снижение с вертикальной скоростью 3-5 м/с с уменьшением скорости до 330-320 км/ч.

Четвертый разворот выполняется с дальнейшим снижением, с креном 30° на скорости не менее 320 км/ч. После вывода из четвертого разворота ведомому установить (уточнить) заданные дистанцию, интервал и принижение относительно самолета ведущего.

На глиссаде планирования ведущему выдерживать скорость на 10 км/ч больше, чем при планировании одиночного самолета в тех же условиях. Изменение оборотов двигателей для выдерживания заданной скорости производить плавно, особенно в сторону уменьшения. Ведущему пользоваться тормозными щитками на планировании запрещается. Ведомому для сохранения заданной дистанции использовать обороты двигателей и тормозные щитки.

На планировании после четвертого разворота ведущему уделять постоянное внимание выдерживанию заданной глиссады снижения и направлению снижения: самолет ведущего должен планировать на левую половину ВПП. На планировании ведомый выдерживает принижение 2-3 м, после прохода БПРМ уменьшает его до нуля.

Примечание. Ведомому необходимо иметь в виду, что после прохода ДПРМ у него создается ложное впечатление, что самолет снижается правее ВПП. После прохода БПРМ это явление исчезает.

С высоты 30-20 м летчики переносят взгляд на землю, при этом ведомый постоянно держит самолет ведущего в поле зрения. Ведущему в процессе выравнивания обороты двигателей убирать более плавно, чем обычно, с таким расчетом, чтобы приземление его самолета произошло в конце полосы точного приземления. Это обеспечивает посадку ведомого в середине полосы точного приземления.

Выравнивание, выдерживание и приземление ведомый производит самостоятельно, не теряя из поля зрения самолет ведущего. После приземления ведомый опускает нос и выдерживает направление пробега по самолету ведущего, ориентируясь также по ряду плит к краю ВПП. Торможение производится обычным порядком. В случае если ведомый начинает догонять на пробеге самолет ведущего, он должен немедленно выпустить тормозной парашют и доложить об этом ведущему.

Если ведущий принимает решение па выпуск тормозного парашюта, он должен подать команду ведомому. Получив команду «Парашют», ведомый выпускает его немедленно и докладывает о выпуске ведущему. Ведущий выпускает тормозной парашют только после доклада ведомого о выпуске парашюта.

Если при подходе к началу выравнивания ведомый не уверен в благополучном выполнении посадки или его самолет на планировании обогнал самолет ведущего, он должен, сохраняя угол снижения, увеличить интервал, плавно увеличить обороты двигателей до положения МАКСИМАЛ и уйти на второй круг, а затем доложить ведущему. Уход на второй круг обязателен для ведомого и в том случае, если после прохода БПРМ им было допущено увеличение дистанции или интервала вдвое от установленного значения, так как в этом случае может произойти приземление самолета ведомого за пределами ВПП.

Перед сруливанием с ВПП, ведомый должен обеспечить дистанцию не менее 100 м до самолета ведущего.

3.1.9. Меры безопасности

При групповых полетах в составе пары необходимо:

ведомому:

— постоянно сохранять свое место в боевом порядке, непрерывно следить за ведущим самолетом и не терять его из виду;

— четко выполнять все команды ведущего;

— если в процессе взлета ведомый отстал от ведущего, он продолжает взлет самостоятельно (имея в поле зрения самолет ведущего), а после уборки шасси и механизации с разрешения ведущего пристраивается к нему;

— в случае обгона самолета ведущего в процессе взлета доложить об этом ведущему и, не меняя режима работы двигателей, продолжать взлет и набор указанной высоты, строго выдерживая направление и выполняя команды ведущего;

— избегать попадания в спутный след от самолета ведущего, при непреднамеренном попадании в него на малых дистанциях увеличить положительную перегрузку (не превышая ограничений) или продолжать разворот в сторону создавшегося крена;

— при потере из виду самолета ведущего ведомый, доложив об этом ведущему, обязан:

в горизонтальном полете выдерживать режим полета, усилить осмотрительность, плавно отойти от строя во внешнюю сторону;

на развороте, будучи внешним ведомым, уменьшить крен и отойти во внешнюю сторону, а, будучи внутренним ведомым, увеличить крен и отойти во внутреннюю сторону;

на пикировании вывести самолет из пикирования не изменяя направления полета;

на горке плавно отойти от строя во внешнюю сторону, а затем уменьшить угол горки;

ведущему:

— в течение всего полета знать положение в боевом порядке ведомого и контролировать его действия;

— перед началом маневрирования оценить метеорологические условия;

— предупреждать о характере предстоящего маневра, не допускать резких изменений скорости, направления и высоты полета;

— маневр строить так, чтобы исключить ослепление ведомого лучами солнца и попадание в условия плохой видимости (облака);

— контролировать остаток топлива на своем самолете и самолете ведомого;

— при отказе радиосвязи задание прекратить, в дальнейшем применять установленные сигналы (команды), подаваемые эволюциями самолета.

3.2. ГРУППОВЫЕ ПОЛЕТЫ В СОСТАВЕ ЗВЕНА

После освоения летчиками групповой слетанности в составе пары отрабатываются полеты в составе звена. Отработка групповой слетанности в составе звена выполняется на боевых самолетах.

Полеты для отработки групповой слетанности выполняются в сомкнутых и разомкнутых боевых порядках. Параметры боевого порядка в паре и между парами могут быть различными и устанавливаются командиром при подготовке к полетам.

При первоначальном обучении групповой слетанности рекомендуется выполнять полетные задания в следующих боевых порядках:

— «пеленг самолетов» — дальность между самолетами в звене 75 м, угол визирования 30° с принижением (превышением) относительно впереди летящего самолета 5-10 м (рис. 3.1);

— «пеленг пар» - дальность между самолетами в парах 75 м, между парами 150 м, угол визирования 30° с принижением (превышением) относительно впереди летящего самолета 5-10 м (рис. 3.2);

— «клин самолетов» — дальность между самолетами в парах 75 м, дальность между парами 150 м, угол визирования 30°, принижение (превышение) 5-10м (рис. 3.3).

При дальнейшем обучении групповой слетанности и при выполнении полетов на боевое применение и боевое маневрирование применяются следующие боевые порядки:

— «пеленг самолетов»

дальность между самолетами 150-200 м, угол визирования 30°, принижение (превышение) относительно впереди летящего самолета 5-10 м;

— «пеленг пар» - дальность между самолетами в парах 150 м, дальность между парами 250-400 м, угол визирования 30°, принижение (превышение) относительно впереди летящего самолета 5-10 м;

— «колонна пар» - дальность между самолетами в парах 150 м, угол визирования 30°, дальность между парами 400-600 м, угол визирования 5-10°, принижение (превышение) относительно ведущего самолета в паре 5-10 м;

— «колонна самолетов» — дальность между самолетами 400 м, угол визирования 10-15°, принижение (превышение) относительно впереди летящего самолета 5-10 м;

— «фронт пар»- дальность между самолетами в парах 150м, угол визирования 30°, дальность между парами 300-400 м, угол визирования 75-80°, принижение (превышение) относительно впереди летящего самолета 5-10 м.

3.2.1. Взлет и построение боевого порядка

Взлет звена может производиться последовательно по одному и в составе пар с последующим пристраиванием. Способ взлета звена выбирается в зависимости от уровня подготовки летчиков, метеорологических условий (скорости и направления ветра, видимости, наличия и характера облачности), размеров ВПП и характера поставленной задачи.

Перед запуском двигателей командир звена устанавливает радиосвязь с летчиками звена. Запуск двигателей и выруливание производятся по команде командира звена. На рулении между самолетами выдерживается дистанция не менее 100 м, исключая попадание во входные сопла двигателей пыли и посторонних предметов, поднятых струей газов от двигателей впереди рулящего самолета.

После выруливания на ВПП самолеты устанавливаются на интервалах и дистанциях, необходимых для взлета парами, независимо от того, одиночно или парами будет выполняться взлет. Дистанция между парами должна быть не менее 100 м, в парах устанавливается интервал между самолетами 20-30 м, дистанция 30-40 м.

Пеленг самолетов в парах должен соответствовать направлению ветра (правый пеленг при боковом ветре справа и наоборот). При этом для исключения попадания во входные сопла двигателей самолетов ведомой пары пыли и мелких предметов самолеты на ВПП должны быть расставлены следующим образом: самолет ведущего первой пары устанавливается ближе к краю ВПП, ведомого первой пары — несколько правее (левее) центральной оси ВПП, самолет ведущего второй пары устанавливается между ними на заданной дистанции, самолет ведомого второй пары — ближе к краю ВПП.

Если ширина ВПП не позволяет установить самолеты парами на требуемых интервалах, они устанавливаются на предельно возможных интервалах. В этом случае дистанция между парами должна быть увеличена до 250-300 м.

Действия летчиков при выполнении взлета по одному или в составе пар аналогичны выполнению взлета пары самолетов.

Сбор звена при обучении групповой слетанности выполняется, как правило, при полете по кругу. Рассмотрим как более сложный сбор звена после взлета по одному.

Взлет звена как по одному, так и в составе пар производится на заранее установленном безопасном временном интервале (не менее 20 с для исключения влияния спутного следа от впереди взлетевшего самолета). После взлета по одному командир звена выполняет полет по прямой до получения доклада «Взлет произвел» от ведомого второй пары. Получив доклад, командир звена подает команду «Разворот» и выполняет разворот с креном 45° на приборной скорости 500 км/ч на курс, обратный посадочному с набором высоты, заданной руководителем полетов.

Ведомые после взлета, уборки шасси и механизации крыла набирают высоту на 100 м меньше высоты полета впереди летящего самолета и устанавливают приборную скорость 500 км/ч. По истечении расчетного времени каждый летчик выполняет разворот с креном 45°, сохраняя принижение 100 м до выхода на прямую и начала пристраивания. После выполнения разворота на прямой летчики занимают заданный боевой порядок и докладывают об этом ведущему.

В тех случаях, когда нет необходимости в выполнении круга для сбора группы, сбор звена может выполняться на догоне. В этом случае командир звена после взлета набирает заданную высоту сбора и устанавливает приборную скорость 500 км/ч. Ведомые после набора высоты на 100 м меньше высоты впереди летящего самолета увеличивают скорость на 100-150 км/ч больше скорости полета командира звена. В процессе догона по мере сокращения дальности до впереди летящего самолета летчики плавно уменьшают скорость полета и занимают заданный боевой порядок.

Полет по прямой

Общие принципы выполнения полета по прямой в составе звена в основном такие же, как и при полете в составе пары. Однако полет в составе звена имеет особенности, которые выражаются в том, что выдерживать заданные параметры боевого порядка, особенно для ведомого второй пары, несколько труднее, чем при полете парой, что требует более частого изменения оборотов двигателей и пользования тормозными щитками.

Учитывая эти особенности, командир звена при маневрировании должен обеспечивать ведомых запасом тяги двигателей, обороты двигателей изменять плавно, предупреждая об этом ведомых по радио.

Выпускать тормозные щитки без предупреждения ведомых командиру звена **запрещается**.

Перестроения

Для каждого конкретного полета на групповую слетанность командир звена должен подробно разобрать порядок выполнения перестроений и действия каждого летчика при этом.

Выполнение перестроений при полете в составе звена производится только с разрешения командира звена. При выполнении перестроений каждый летчик должен видеть все впереди летящие самолеты.

Перестроение из одного пеленга в другой производится в следующем порядке. Ведомые после получения команды ведущего уменьшением оборотов двигателей (кратковременным выпуском тормозных щитков) увеличивают дальность до 150 м до впереди летящего самолета и занимают принижение (превышение) 15-20 м.

Первым выполняет перестроение ведомый командира звена. Координированным разворотом он выполняет переход на другую сторону, не теряя из виду самолет ведущего. Переход заканчивается при достижении угла визирования 30°, после чего дальность сокращается до заданной. В такой же последовательности перестраиваются ведущий второй пары и его ведомый.

Перестроения из боевого порядка «клин самолетов», когда ведомая пара находится справа от командира звена, в боевой порядок правый «пеленг самолетов» выполняются следующим образом: после получения команды от командира звена ведущий второй пары увеличивает дальность до 150-200 м, а его ведомый сохраняет заданный боевой порядок в паре. После этого ведомый командира звена установленным порядком переходит на правую сторону и занимает свое место в боевом порядке. Затем ведущий второй пары занимает заданную дальность и угол визирования, а его ведомый в процессе всех эволюций выдерживает заданный боевой порядок.

При перестроении из боевого порядка «правый клин» в левый «пеленг самолетов» ведущий второй пары увеличивает дальность и принижение (превышение), а его ведомый сохраняет заданный боевой порядок. Затем вторая пара выполняет переход на левую сторону. После перехода на левую сторону ведомый второй пары, увеличив дальность и принижение до самолета ведущего, перестраивается в левый пеленг.

Перестроения в разомкнутых боевых порядках выполняются так же, как при полете в сомкнутых боевых порядках, но без увеличения дальности до впереди летящего самолета.

При перестроении следует избегать попадания в спутную струю от впереди летящих самолетов.

3.2.2. Пилотаж в составе звена

В составе звена выполняются фигуры простого пилотажа: виражи (развороты), пикирования, горки, боевые развороты, спирали. Фигуры простого пилотажа отрабатываются как в сомкнутых, так и в разомкнутых боевых порядках.

Командир звена при выполнении маневров в составе звена должен постоянно знать и контролировать положение самолетов в боевом порядке, не допускать резких изменений скорости и направления полета, оставлять для ведомых резерв тяги двигателей для сохранения установленного боевого порядка.

Развороты и виражи в составе звена

Развороты (виражи) выполняются как в сторону от ведомых, так и на ведомых. Перед выполнением разворота (виража) командир звена устанавливает заданные высоту и скорость, осматривает воздушное пространство, предупреждает ведомых о направлении разворота (виража) и плавно вводит самолет в разворот.

Ведомые вводят самолеты в разворот, ориентируясь по впереди летящему самолету, угол визирования и дальность ведомые поддерживают изменением оборотов двигателей, кратковременным использованием тормозных щитков, изменением крена и перегрузки.

При выполнении разворотов (виражей) в сомкнутом боевом порядке «пеленг самолетов» в сторону командира звена ведомые находятся на одной высоте с впереди летящим самолетом.

При выполнении разворотов (виражей) в сторону ведомых ведомые находятся в плоскости размаха крыла самолета командира звена. На разворотах (виражах) в сторону ведомых с креном более 45° выдерживание боевого порядка для ведомых затруднительно, поэтому целесообразно выполнять развороты (виражи) в сторону ведомых с кренами более 45° в боевом порядке «пеленг пар» или «колонна пар».

При выполнении разворотов (виражей) в боевом порядке «пеленг пар» ведомый командира звена и ведомый второй пары относительно своих ведущих поддерживают свое место, как при полете в паре. Ведущий второй пары при развороте в сторону командира звена находится на одной высоте с самолетом ведомого командира звена. При выполнении разворота (виража) на ведомых с креном до 45° ведущий второй пары находится в плоскости размаха крыла самолета командира звена с заданным углом визирования и дальностью, а при кренах более 45° выдерживает угол визирования $10-15^\circ$ относительно самолета ведомого командира звена.

Выполнение разворотов (виражей) в разомкнутом боевом порядке «колонна пар» с дальностью между парами 500-600 м в основном не отличается от выполнения их в составе пары. При этом ведомые в парах выдерживают заданный боевой порядок, а ведущий второй пары как при разворотах на командира звена, так и при разворотах на ведомых находится на одной высоте с самолетом командира звена.

Развороты (виражи) на малых и предельно малых высотах выполняются, как правило, в разомкнутом боевом порядке «пеленг пар» или «колонна пар» с такими превышениями относительно впереди летящего самолета и на таких дальностях, которые обеспечивают устойчивое наблюдение всех впереди летящих самолетов, сохранение заданного боевого порядка и исключают попадание в спутную струю от впереди летящих самолетов.

Пикирование

При первоначальном обучении летчиков рекомендуется выполнять пикирование с углами до 30° как в сомкнутых, так и в разомкнутых боевых порядках. При этом ввод в пикирование в сомкнутом боевом порядке выполнять с разворотом в сторону командира звена, в разомкнутых боевых порядках «пеленг пар» или «колонна пар» — с разворотом как в сторону командира звена, так и на ведомых.

Перед вводом в пикирование в сомкнутом боевом порядке командир звена устанавливает заданные высоту и скорость полета и осматривает воздушное пространство. После этого подает команду по радио и начинает разворот в сторону от ведомых с плавным переводом самолета на снижение. В процессе разворота командир звена увеличивает угол пикирования до заданного и уменьшает обороты двигателей до такой величины, которая обеспечивает ведомым сохранение заданной дальности за счет изменения оборотов двигателей.

Ведомые выполняют ввод в пикирование по впереди летящему самолету, сохраняя принижение 5-10 м в процессе ввода и 3-5 м на прямолинейном участке пикирования. При вводе в пикирование и на пикировании ведомые летчики должны видеть все впереди летящие самолеты. Заданные угол визирования и дальность на пикировании ведомые поддерживают изменением оборотов двигателей, при необходимости — кратковременным выпуском тормозных щитков и координированным созданием кренов до $5-10^\circ$.

Ввод в пикирование в разомкнутых боевых порядках звена «пеленг пар» или «колонна пар» с дальностью между парами в пределах 500-600 м может выполняться с разворотом как в сторону ют ведомых так и на ведомых. При этом техника выполнения ввода и пикирования аналогична выполнению в составе пары.

При длительном пикировании во избежание нарастания скорости могут использоваться тормозные щитки, которые выпускаются по команде командира звена перед вводом в пикирование или в процессе пикирования. Командир звена после подачи команды выпускает тормозные щитки через 2-3 с. За это время ведомые поочередно выпускают тормозные щитки, начиная с ведомого второй пары. Уборка тормозных щитков производится поочередно по команде командира звена, при этом первым убирает тормозные щитки командир звена.

Вывод из пикирования выполняется после потери заданной высоты или достижения заданной скорости, но не ниже безопасной высоты начала вывода. Командиру звена вывод из пикирования начинать с учетом возможного запаздывания с началом вывода ведомых, чтобы не допустить вывода ведомыми ниже безопасной высоты.

Ведомые выполняют вывод из пикирования по впереди летящему самолету с таким расчетом, чтобы закончить вывод на одной высоте с самолетом ведущего пары.

После вывода из пикирования командир звена должен пройти некоторое время по прямой, чтобы дать возможность ведомым установить заданный боевой порядок.

Горка

Горка выполняется в сомкнутых и разомкнутых боевых порядках звена. При первоначальном обучении горки выполняются с углами до 30° . Вывод из горки в сомкнутом боевом порядке «пеленг самолетов» выполнять с разворотом в сторону командира звена, в разомкнутых боевых порядках «пеленг пар» или «колонна пар» — разворотом как в сторону командира звена, так и на ведомых.

Ввод в горку выполнять на скоростях от 700 км/ч до максимально допустимой по ограничениям самолета при оборотах двигателей на самолете командира звена 90%. Заданная скорость для ввода в горку достигается разгоном самолетов в горизонтальном полете или на снижении с углом 10-15°.

При достижении заданной скорости командир звена подает команду и переводит самолет в набор высоты с увеличением угла тангажа до заданного, а затем выдерживает его по КПП с контролем по естественному горизонту.

При вводе в горку в разомкнутых боевых порядках «пеленг пар» или «колонна пар» при дальности между парами 400-600 м ведущий второй пары для сохранения заданного боевого порядка звена выполняет ввод в горку несколько позже пары командира звена.

Ведомые переводят самолет в набор высоты по впереди летящему самолету, выдерживая заданные дальность, угол визирования и принижение 5-10 м относительно плоскости размаха впереди летящего самолета. Заданные параметры боевого порядка ведомые выдерживают изменением оборотов двигателей и координированным созданием крена до 5-10°. Использование тормозных щитков для выдерживания заданной дальности на горке нецелесообразно, так как может привести к значительному отставанию от впереди летящего самолета.

Вывод из горки следует начинать на приборной скорости не менее 500 км/ч. При достижении скорости начала вывода из горки командир звена предупреждает ведомых и плавно вводит самолет в разворот с уменьшением угла набора.

Ведомые выводят из горки, ориентируясь по впереди летящему самолету, одновременно с ним изменяя крен и угол набора с таким расчетом, чтобы закончить вывод с принижением 10-15 м относительно впереди летящего самолета.

При выводе из горки разворотом в сторону ведомых командир звена должен начинать вывод на скорости, обеспечивающей ведомому второй пары скорость после вывода из горки не менее 350 км/ч.

Боевой разворот

Боевой разворот выполняется по типу восходящей спирали в сомкнутых и разомкнутых боевых порядках. При первоначальном обучении боевые развороты выполняются в сторону командира звена в боевом порядке «пеленг пар» с дальностью между самолетами в парах 75 м и углом визирования 30° и с дальностью между парами 150-200 м и углом визирования 10-15° на самолет ведомого командира звена.

В разомкнутых боевых порядках «пеленг пар» или «колонна пар» с дальностью между парами 400-600 м боевой разворот может выполняться в сторону ведомых. Ввод в боевой разворот выполняется на приборной скорости от 650 км/ч до максимально допустимой по ограничениям самолета при оборотах двигателей на самолете командира звена 90-95%. Заданная скорость для ввода в боевой разворот достигается разгоном самолетов в горизонтальном полете или на снижении с углом 10-15°.

При достижении заданной скорости командир звена подает команду и вводит самолет в боевой разворот. Для этого он создает угол набора 10-15°, а затем вводит в разворот с первоначальным креном 5-10° с набором высоты по восходящей спирали и постепенным увеличением крена до 70-80° в конце второй трети боевого разворота.

Ведомые вводят в боевой разворот по впереди летящему самолету, выдерживая заданные дальность, угол визирования и принижение. Заданный боевой порядок выдерживается изменением оборотов двигателей, крена и перегрузки. В процессе выполнения боевого разворота ведомые находятся на одной высоте с самолетом ведущего, а в дальнейшем по мере увеличения крена — с принижением 5-10 м относительно самолета ведущего (впередилетящего самолета).

Вывод из боевого разворота командир звена осуществляет плавным уменьшением углов крена и тангажа с таким расчетом, чтобы вывести самолет в горизонтальный полет на приборной скорости не менее 350 км/ч.

Спираль

Спираль выполняется как в сомкнутых, так и в разомкнутых боевых порядках звена «пеленг самолетов», «пеленг пар», «колонна пар» с кренами 30-45°. Дальности, углы визирования, принижение (превышение) выдерживаются, как и при выполнении виражей. При первоначальном обучении спираль выполняется в сторону командира звена. В процессе совершенствования спираль может выполняться в сторону ведомых, при этом ведомые выдерживают свое место в боевом порядке в плоскости размаха самолета ведущего каждой пары (впереди летящего самолета в сомкнутом боевом порядке).

Перед вводом в спираль командир звена устанавливает скорость 450-500 км/ч, подает команду и переводит самолет на снижение, плавно уменьшая обороты двигателей до такой величины, которая обеспечивает ведомым сохранение заданной дальности за счет изменения оборотов двигателей.

При достижении заданного угла снижения (вертикальной скорости) командир звена вводит самолет в разворот с заданным креном. Скорость на спирали выдерживается изменением оборотов двигателей или изменением угла снижения. Заданный боевой порядок ведомые выдерживают изменением оборотов двигателей, крена и кратковременным выпуском тормозных щитков.

Вывод из спирали командир звена выполняет плавным уменьшением крена, а затем угла тангажа с увеличением оборотов двигателей до необходимых. Ведомые выводят самолеты из спирали по впереди летящему самолету.

3.2.4. Меры безопасности

При выполнении групповых полетов в составе звена необходимо:

- перед началом маневрирования оценить метеорологические условия в зоне во всем диапазоне высот, установленном заданием;

- избегать попадания в спутный след от впереди летящего самолета, при непреднамеренном попадании в него на малых дистанциях увеличить положительную перегрузку (не превышая ограничений) или продолжить отворот в сторону создавшегося крена;

- ведущему строить маневр так, чтобы исключить ослепление ведомых лучами солнца и попадание в условия плохой видимости (облака);

- ведомому при потере из виду самолета ведущего (впереди летящего) немедленно отвернуть в хорошо просматриваемую свободную для маневра сторону, доложить ведущему курс и высоту полета и в дальнейшем действовать в соответствии с командами ведущего;

— при отказе радиосвязи задание прекратить, в дальнейшем применять установленные сигналы (команды), подаваемые эволюциями самолета.

3.4.1. Пробивание облаков вверх парой в сомкнутом строю

Перед обучением летчиков пробиванию облаков в составе пары они должны отработать полет в сомкнутом строю пары в простых метеорологических условиях.

Взлет производится в паре на установленных дистанции и интервале относительно самолета ведущего. Перед входом в облака ведомый занимает интервал 15-20 м, дистанцию 20-30 м с принижением 3-5 м относительно самолета ведущего и докладывает ведущему о готовности к пробиванию. Ведущий, получив доклад от ведомого, устанавливает скорость и режим работы двигателей для пробивания облаков вверх и, предупредив ведомого, переводит самолет в набор высоты. Выдерживание режима набора ведущий производит только по приборам, не допуская резких эволюций и изменения оборотов двигателей.

Ведомый выдерживает свое место в строю по самолету ведущего, не обращая внимания на возможные появления ложных ощущений.

При необходимости выполнения разворота или изменения режима работы двигателей ведущий должен предупредить ведомого по радио о предстоящих действиях.

В случае потери из поля зрения самолета ведущего или ухудшения видимости в облаках, при которой становится невозможным дальнейшее пробивание облаков в сомкнутом строю, ведомый должен немедленно переключиться на пилотирование самолета по приборам и одновременно в целях предотвращения возможности столкновения выполнить маневр на размыкание с докладом ведущему. Для этого с креном 15-20° отвернуть самолет в сторону пеленга на угол 15° и продолжать набор высоты на заданном режиме в течение 1,5-2 мин, затем повернуть самолет на прежний курс пробивания облаков.

После выхода за облака и визуального обнаружения самолета ведущего ведомый пристраивается к нему установленным порядком. При необходимости ведомый может уточнить свое местонахождение относительно самолета ведущего запросом по радио расчета КП или РСР.

Глава 4

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА НОЧЬЮ

4.2. ПОЛЕТ ПО КРУГУ

При подготовке к ночному полету летчик должен провести тренаж в кабине самолета непосредственно перед вылетом и отработать все действия, которые ему нужно будет выполнять на земле и в воздухе.

Так как при подготовке ИКВ наземными специалистами освещение кабины включено, то после посадки в кабину летчик должен отрегулировать освещение применительно к конкретным условиям ночи. При регулировке освещения кабины следует иметь в виду, что на самолете Су-25 наилучшие условия достигаются при освещении совместно основным и заливающим красным светом.

При подготовке кабины к ночному полету кроме обычной проверки и подготовки оборудования дополнительно проверяется работоспособность светотехнического оборудования самолета, для чего необходимо:

— произвести регулировку яркости освещения трансформаторами подсвета и реостатом заливающего света в зависимости от условий ночи;

— проверить включение выключателя АНО, переключатель яркости АНО установить в необходимое положение (30, 10, 100%), проверить (с помощью техника) исправность АНО и ламп внешней сигнализации шасси;

— включить выключатель ПОДСВЕТ КАРТЫ, проверить исправность светильника белого света и работоспособность реостата плавной регулировки;

— отрегулировать необходимое положение светильников заливающего света поворотом их относительно продольной и поперечной осей;

— отрегулировать реостатом ЯРКОСТЬ ЛАМП необходимую яркость свечения ламп применительно к конкретным условиям ночи;

— установить переключатель ДЕНЬ — НОЧЬ в положение НОЧЬ (для уменьшения яркости свечения ламп на указателе ИП-52, ППС-2);

— проверить установку рукоятки ДЕНЬ — НОЧЬ на указателе топливомера-расходомера в положение НОЧЬ;

— проверить выпуск и уборку фар, правильность освещения земли рулежным и посадочным светом и помощью переключателя ФАРЫ УБРАНЫ—РУЛЕЖ—ПОСАДКА, после чего установить переключатель в положение ФАРЫ УБРАНЫ.

4.2.1. Запуск и руление

Получив разрешение на запуск двигателей, подать команду «От двигателей» кратковременным включением фар и, получив подтверждение от техника самолета, приступить к запуску двигателей. Запуск и опробование двигателем, выпуск механизации крыла производить в той же последовательности, что и днем.

Перед выруливанием установить переключатель ФАРЫ УБРАНЫ — РУЛЕЖ — ПОСАДКА в положение РУЛЕЖ, затормозить колеса, миганием АНО дать команду технику самолета на уборку колодок. Получив от техника самолета разрешение на выруливание, осмотреться, обозначить начало выруливания кратковременным включением посадочного света фар и начать руление.

Руление ночью выполнять так же, как и днем, однако из-за ухудшения условий видимости и ориентировки необходимы повышенное внимание и осмоторительность, особенно при рулении вблизи препятствий. Руление производить с включенным АНО и рулежным светом фар на скорости не более 30 км/ч, вблизи препятствий скорость руления должна обеспечить быструю остановку самолета. При выполнении разворотов на рулении обращать внимание на правильность отработки курса и КУР на НПП.

Кроме того, следует учитывать, что при рулении ночью трудно определять скорость руления. Для определения скорости руления нужно периодически переносить взгляд на боковые огни РД и по их относительному перемещению

контролировать величину скорости. Для лучшего просмотра местности, при необходимости кратковременно включать посадочный свет фар установкой переключателя фар в положение ПОСАДКА.

Перед выруливанием на ВПП убедиться визуально и путем прослушивания радиообмена в отсутствии самолетов, заходящих на посадку, на дистанции, менее установленной Инструкцией по производству полетов на данном аэродроме, запросить разрешение у руководителя полетов для выруливания на ВПП. После выруливания на взлетную полосу установить самолет по оси ВПП, полностью затормозить колеса и убрать фары установкой переключателя в положение ФАРЫ УБРАНЫ.

4.2.2. Взлет

Техника выполнения взлета ночью такая же, как и днем, однако от летчика требуется повышенное внимание, так как затруднено выдерживание направления и определение величины взлетного угла. Направление на разбеге выдерживать, ориентируясь по огням ВПП и взлетным огням. Взгляд должен быть направлен вперед через лобовое стекло, чтобы в поле зрения были боковые огни ВПП. Величину подъема переднего колеса определять по положению передней части фонаря кабины относительно огней взлетного горизонта и огней ВПП. В светлую ночь можно использовать линию естественного горизонта. Нормальному взлетному углу соответствует положение, когда нижний обрез лобового стекла фонаря кабины совмещен с линией горизонта (огней взлетного горизонта).

После отрыва самолета разгон производить с постепенным отходом от земли. Убрать шасси установкой крана шасси в положение УБРАНО и переключиться на пилотирование по приборам. Увеличить угол набора до 15° по КПП и на скорости не менее 325 км/ч убрать механизацию крыла в два этапа. Проконтролировать уборку шасси и механизацию по сигнализации.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При уборке шасси и перестановке механизации крыла из положения ВПК в положение МК не превышать скорость более 350 км/ч.

Набор заданной высоты полета по кругу производить на скорости 500 км/ч и оборотах двигателей 85-90%.

4.2.3. Построение маршрута

При расчетном остатке топлива с разрешения руководителя полетов на прямой от четвертого к первому развороту снизиться до высоты 400 м. Первый разворот выполнять на скорости 500 км/ч с креном $35-40^\circ$. Первый и второй развороты выполняются слитно на курс, обратный посадочному.

На прямой от второго к третьему развороту установить скорость 400 км/ч, проконтролировать давление в гидросистемах ($203-220 \text{ кг/см}^2$) и тормозах колес. На траверзе ДПРС на скорости не более 400 км/ч выпустить шасси установкой крана шасси в положение ВЫПУЩ. и выпустить механизацию крыла в маневренное положение. Проконтролировать выпуск шасси и положение механизации крыла по сигнализации и восстановлению давления в первой и второй гидросистемах.

4.2.4. Заход и расчет на посадку

Третий разворот при заходе на посадку ночью выполнять при КУР= 120° (240°) на скорости 350 км/ч с креном 45° на угол $120-130^\circ$. На прямой после третьего разворота выпустить механизацию крыла во взлетно-посадочное положение. После выпуска механизации крыла увеличить обороты двигателей для выдерживания заданной скорости, перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 3-5 м/с, к началу четвертого разворота установить скорость 320 км/ч.

Четвертый разворот выполнять при угле визирования на огни ВПП $15-20^\circ$ с креном 30° на скорости 320 км/ч с таким расчетом, чтобы выход из четвертого разворота был закончен на дальности до ВПП 5-6 км и на высоте 250-300 м. При уточнении захода на посадку не допускать увеличения крена более 45° .

Техника выполнения расчета на посадку и самой посадки ночью в основном такая же, как и днем, за исключением того, что скорость планирования и начала выравнивания должна быть увеличена на 10 км/ч по сравнению с полетом днем.

После вывода из четвертого разворота установить снижение с таким расчетом, чтобы пройти ДПРМ на высоте 200 м и скорости 330—310 км/ч.

После прохода ДПРМ продолжать снижение по глиссаде. На высоте 100-150 м выпустить фары, установить переключатель ФАРЫ УБРАНЫ — РУЛЕЖ — ПОСАДКА в положение ПОСАДКА. БПРМ пройти на высоте 40-60 м скорости 290-270 км/ч. После пролета БПРМ уточнить глиссаду снижения таким образом, чтобы самолет снижался в точку, освещенную прожекторами, удаленную на расстояние 50-100 м от начала ВПП.

Для облегчения выдерживания заданной глиссады снижения на аэродромах, оборудованных ПРМГ, целесообразно при заходе на посадку включать режим ПОСАДКА на ЩУ РСБН.

4.2.5. Посадка

Продолжая снижение по заданной глиссаде, установить к началу выравнивания скорость 260-280 км/ч (в зависимости от посадочной массы самолета). Техника выполнения посадки на полосу, освещенную прожекторами, такая же, как и днем. На высоте 30-20 м перенести взгляд на землю влево вперед под углом $10-15^\circ$ в направлении снижения самолета, выравнивание производить в полосе, освещенной прожекторами. С высоты 8-6 м взятием ручки управления на себя начать выравнивание самолета с таким расчетом, чтобы прекратить снижение на высоте 1-0,5 м.

Закончив выравнивание, над полосой плавно убрать РУД на упор малого газа и, продолжая выбирать ручку управления на себя соразмерно со снижением самолета, создать нормальный посадочный угол. После касания ВПП основными колесами задержать ручку управления, перевести взгляд вперед, установить педали в нейтральное положение, опустить переднее колесо и после начала устойчивого пробега выпустить тормозной парашют, начать торможение, плавно увеличивая давление в тормозах колес по мере уменьшения скорости пробега. Направление на пробеге выдерживать по взлетным и боковым огням.

После освобождения ВПП убрать механизацию крыла в два этапа, выключить обогрев стекла, ПВД, ДУА, установить переключатель фар в положение РУЛЕЖ., в установленном месте сбросить тормозной парашют и зарулить на стоянку.

4.2.6. Посадка с фарами без использования посадочных прожекторов

Выполнение посадки с фарами на неосвещенную ВПП требует от летчика повышенного внимания и натренированности в полетах ночью.

Заход на посадку и посадка на не освещенную прожекторами полосу выполняется в таком же порядке, как и при включенных посадочных прожекторах, но с обязательным использованием радиосветотехнических средств посадки. Выполнение посадки затруднено сложностью выбора точки выравнивания и выдерживания глиссады снижения на посадочном курсе после прохода ДПРМ.

Проход ДПРМ и БПРМ выполнять на высотах и скоростях, установленных для захода на посадку ночью на освещенную ВПП. На высоте 150-100 м выпустить фары. После прохода БПРМ направить самолет в точку выравнивания, расположенную на линии огней разрешения посадки (начало ВПП). С высоты 20-15 м посадочные фары обеспечивают просмотр поверхности земли.

На этой высоте направить взгляд на освещенное пятно, расположенное левее продольной оси самолета. С высоты 10-8 м земля и начало ВПП отчетливо просматриваются в лучах фар. Выравнивание выполнять плавно, с постепенным снижением самолета на высоту 1-1,5 м.

После выравнивания над ВПП уменьшить обороты двигателей до малого газа и по мере приближения самолета к ВПП плавно создать посадочный угол. В момент касания основными колесами ВПП задержать движение ручки управления.

Необходимо учитывать, что при подходе к ВПП на скорости меньше установленной фары не будут подсвечивать место выравнивания из-за больших углов атаки. Поэтому на снижении при полете после ДПРМ чаще контролировать режим по показаниям глиссадной стрелки НПП и темп уменьшения скорости.

Пробег после посадки отличий от обычного не имеет. После окончания пробега срулить с ВПП и выключить посадочный свет фар.

Примечание. При интенсивных осадках в виде дождя или снега, густой дымке и других метеорологических явлениях, ограничивающих полетную видимость, а также при боковом ветре более 10 м/с выполнение посадки с фарами на неосвещенную ВПП затруднено.

4.2.7. Меры безопасности

При пилотировании самолета по кругу ночью в простых метеоусловиях необходимо:

- полеты выполнять при нижней границе облаков, на 300 м превышающей высоту полета по кругу;
- постоянно вести радио и визуальную осматрительность;
- изменение высоты полета по кругу производить только с разрешения руководителя полетов;
- строго сохранять дистанцию до впереди летящего самолета. При непреднамеренном уменьшении минимальной дистанции до впереди летящего самолета доложить руководителю полетов и действовать по его командам;
- при уходе на второй круг не допускать поспешных действий при работе с оборудованием кабины;
- при заходе на посадку с фарой избегать снижения до точки выравнивания.

В и р а ж

С учебной целью ночью в простых метеорологических условиях вираж выполняется на высотах 2000-4000 м, скорости 500—600 км/ч и с углами крена до 60°.

Техника выполнения виража ночью по сравнению с техникой выполнения виража днем существенных отличий не имеет. Перед выполнением виража установить заданные высоту и скорость полета, наметить световой ориентир для ввода или запомнить курс на НПП, осмотреть воздушное пространство. Координированным движением рулей ввести самолет в вираж с одновременным увеличением оборотов двигателей до необходимых для сохранения заданной скорости. Правильность выполнения виража контролировать по КПП, ДА-200 и по указателям высоты и скорости. При выполнении виражей с креном 60° заданные высоту и скорость на вираже выдерживать изменением крена, виражей с креном до 45° - изменением перегрузки и режима работы двигателей. Учитывая легкость продольного управления, летчик не должен допускать длительного отвлечения внимания от контроля за выдерживанием заданной высоты полета по указателю высоты и вариометру.

Если в процессе выполнения виража допущено снижение со значительным увеличением вертикальной скорости (зарывание), что может произойти при длительном отвлечении взгляда от приборов, следует вывести самолет из крена, установить горизонтальный полет, затем снова ввести самолет в вираж.

В светлые ночи или в сумерки, когда четко просматривается линия естественного горизонта, виражи можно выполнять также, как днем, выдерживая режим помимо авиагоризонта и вариометра по видимому положению переплета фонаря и визирной головки прицела относительно линии естественного горизонта.

Вывод из виража производить координированным отклонением ручки управления и педалей, одновременно уменьшая тягу двигателей с таким расчетом, чтобы выйти в режим горизонтального полета без изменения скорости.

Пикирование

Пикирование ночью с учебной целью разрешается выполнять с углами до 30° как с выпущенными, так и с убранными тормозными щитками. При освоении простого пилотажа на средней высоте рекомендуется выполнять ввод в пикирование с высоты 3000-4000 м на скоростях 450-500 км/ч.

Самолет имеет сравнительно высокие разгонные характеристики, что ведет к быстрому нарастанию скорости на пикировании. Это требует от летчика повышенного внимания, чтобы не допустить выхода за ограничение максимально допустимой скорости (числа М) полета. Поэтому пикирование выполнять при работе двигателей на режиме малого газа.

Ввод в пикирование выполнять с разворота. Перед вводом установить заданные высоту и скорость полета, осмотреть воздушное пространство в сторону ввода и нижнюю полусферу, наметить ориентир для ввода и ввести самолет и разворот с креном 55-60°. Первоначально разворот выполняется в горизонтальной плоскости, затем

плавной отдачей ручки управления от себя перевести самолет на снижение. В процессе ввода контролировать по КПП величину крена и увеличение угла пикирования до заданного. По мере приближения к выбранному направлению пикирования начать уменьшение крена с таким расчетом, чтобы при достижении заданного направления самолет пикировал с заданным углом, без крена и скольжения. В процессе ввода установить РУД на упор малого газа.

В процессе пикирования следить за сохранением заданного угла пикирования по КПП, отсутствием крена и скольжения, контролировать высоту и скорость (число М) полета. При подходе к заданной скорости (или высоте) начала вывода из пикирования плавным взятием ручки управления на себя вывести самолет в горизонтальный полет с одновременным увеличением оборотов двигателей до заданных и перевести самолет в набор высоты.

Если вывод из пикирования необходимо завершить на заданной высоте, то в процессе пикирования момент начала вывода определять, сопоставляя величину угла пикирования и скорость в начале вывода.

После вывода из пикирования осмотреть воздушное пространство и уточнить свое местонахождение в зоне.

Горка

При освоении простого пилотажа в зоне ночью горку разрешается выполнять с углами до 30° при скорости ввода от 600 км/ч до максимально допустимой. Ввод в горку выполнять на максимальном режиме работы двигателей. Разгон заданной скорости ввода производить со снижением на максимальном режиме работы двигателей. Если горке предшествовало пикирование, то ввод в нее выполняется после вывода из пикирования.

В темные ночи при отсутствии видимости естественного горизонта горка выполняется полностью по приборам. После разгона самолета до заданной скорости плавным отклонением ручки управления на себя с перегрузкой 4-5 создать необходимый угол горки и зафиксировать его небольшим отклонением ручки управления от себя. Величину угла тангажа и отсутствие крена контролировать по КПП. Установленный режим набора выдерживать до скорости начала вывода из горки, которая должна быть не менее 500 км/ч с углами горки до 30° .

При достижении скорости начала вывода из горки координированным отклонением ручки управления и педалей ввести самолет в разворот с креном до 60° с последующим уменьшением угла тангажа. При достижении угла тангажа по КПП $5-6^\circ$ убрать крен, перевести самолет в горизонтальный полет на скорости не менее 400 км/ч и установить необходимый режим работы двигателей.

Вывод из горки, как правило, нужно производить в направлении светлой стороны естественного горизонта или характерного светового ориентира. После вывода из горки осмотреть воздушное пространство и уточнить местонахождение самолета в зоне.

Спираль

Нисходящая спираль выполняется с креном $30-45^\circ$ на скорости 400-450 км/ч при оборотах двигателя МАЛЫЙ ГАЗ. Минимальная высота вывода из спирали определяется полетным заданием.

Восходящая спираль применяется для набора высоты и выполняется с креном до 45° на скорости 400-450 км/ч и оборотах двигателей от 85% до максимальных.

Перед выполнением нисходящей спирали осмотреться, уточнить свое место в зоне, установить заданную скорость и перевести самолет на снижение. Затем координированным отклонением рулей ввести самолет в разворот и уменьшить обороты двигателей до малого газа. Выдерживание заданной скорости в процессе выполнения спирали производить соответствующим изменением угла тангажа по КПП. При выдерживании режима контролировать постоянство крена, угол тангажа, вертикальную скорость и отсутствие скольжения по ДА-200.

При подходе к заданной высоте или направлению вывода из спирали убрать крен и плавным взятием ручки управления на себя вывести самолет в горизонтальный полет с одновременным Увеличением оборотов двигателей до необходимых.

4.3.1. Меры безопасности

При выполнении полетов ночью в зону необходимо:

- сохранять свое место в зоне;
- строго выдерживать последовательность и условия выполнения фигур пилотажа;
- вывод из нисходящих фигур производить на высоте не менее установленной полетным заданием;
- ввод в пикирование и вывод из горки производить в направлении светового ориентира;
- не допускать увеличения скорости, перегрузки, угла атаки более установленных Инструкцией летчику;
- не допускать уменьшения скорости менее минимально допустимой;
- при выполнении задания в облака не входить;
- контролировать остаток топлива и правильность его выработки;
- определение и выдерживание высоты при пилотировании на малых высотах производить по радио и барометрическому высотомерам с учетом наличия препятствий и рельефа местности;
- для контроля за сохранением места в зоне использовать радиотехнические средства своего и запасных аэродромов;
- при возникновении иллюзии спокойно оценить создавшееся положение и сосредоточить все внимание на приборах;
- перед полетом особое внимание обратить на проверку светотехнического оборудования самолета и освещенность кабины.

САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ

5.1. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА КН-23-1

Подготовка к полету с использованием КН-23-1 включает:

- подготовку стоянки;
- подготовку специальной карты;
- выбор и прокладку маршрута полета и подготовку полетной карты;
- определение данных для программирования маршрута полета (установочных данных);
- определение данных для проверки правильности программирования маршрута полета;
- определение данных, необходимых летчику в полете для использования КН-23-1;
- ввод установочных данных в аппаратуру;
- проверку правильности программирования маршрута полета.

5.2. ПОЛЕТ ПО ЗАПРОГРАММИРОВАННОМУ МАРШРУТУ

При выполнении маршрутных полетов по запрограммированному маршруту на средних высотах в районе полетов своего аэродрома для радио коррекции, как правило, используется маяк РСБН своего аэродрома. В случае если на отдельных участках маршрута радио коррекция от маяка РСБН своего аэродрома не обеспечивается, полет на этих участках выполняется в автономном режиме работы КН-23-1, а при нахождении в рабочей зоне запрограммированных маяков РСБН соседних аэродромов — с радио коррекцией от них.

Перед выполнением полета необходимо проверить настройку аппаратуры РСБН на поворотные пункты маршрута.

Проверить работу радиокompаса, для чего дать команду технику самолета на включение электропитания АРК в люке на левом воздухозаборнике. Установить переключатель РСБН — АРК в положение АРК и переключатель РС2 РС1—РС1—РС1+АРК РСБН в положение РС1+АРК РСБН, прослушать позывные ДПРС и убедиться, что стрелка КУР развернулась в направлении на ДПРС. После этого установить переключатель ДАЛЬН.— АВТОМ.— БЛИЖН. в положение БЛИЖН., прослушать позывные и проверить отклонение стрелки КУР в направлении на БПРС. Аналогично произвести проверку АРК на других фиксированных частотах (если удаление радиостанций позволяет это сделать). После проверки установить переключатели в исходное положение.

После взлета выйти на ИПМ или на линию первого участка маршрута (если за ИПМ принят маяк РСБН), пустить, секундомер, нажать кнопку-лампу запрограммированного ППМ-1, установить переключатель РСБН—АРК в положение РСБН (если он был в положении АРК), развернуться на курс, задаваемый стрелкой курсозадатчика, и проверить соответствие этого курса расчетному, снятому с карты. Набор заданной высоты полета по маршруту

производить в порядке, установленном для конкретного маршрута, а дальнейшее выдерживание заданной высоты осуществлять по барометрическому высотомеру.

Выход на ППМ осуществлять с курсом, задаваемым стрелкой курсозадатчика (удерживая ее совмещенной с индексом отсчета текущего курса). При выдерживании курса, задаваемого стрелкой курсозадатчика, выход на ППМ происходит так же, как при пассивном способе (с КУР=0 или КУРМ=0) на ПРС или маяк РСБН, т. е. при наличии ветра самолет сносится от линии заданного пути и при этом происходит изменение задаваемого курса.

При необходимости выполнения полета точно по линии заданного пути летчик может осуществлять полет на ППМ так же, как и по заданному радиопеленгу на ДПРС, т. е. удерживать стрелку курсозадатчика, совмещенной с делением шкалы курсов, равным расчетному курсу полета на ППМ, а при отклонении стрелки от него выполнением доворотов выходить на линию заданного пути и в дальнейшем выдерживать курс с учетом угла сноса. Однако на практике, когда требуется точный выход в какую-либо точку по заданной линии пути, более приемлемым является полет по заданному азимуту от маяка РСБН, так как этот способ выполнения полета обеспечивает более высокую точность.

В процессе выхода на ППМ вести визуальную ориентировку (в простых метеорологических условиях) и счисление пути по времени полета, контролировать оставшееся расстояние до ППМ по ППД и сохранение расчетного азимута маяка РСБН (его изменение в соответствующих пределах, если за ППМ принят один из соседних маяков РСБН).

С дальности менее 15-10 км до ППМ может наблюдаться неустойчивая работа стрелки курсозадатчика НПП. Это вызвано особенностями работы блока счисления на малых дальностях до ППМ (аналогичное поведение стрелки курсозадатчика НПП может наблюдаться и при проверке аппаратуры РСБН в режиме РО на аэродроме, когда она несколько не совпадает со стрелкой КУР, показывающей радиопеленг РСБН). Поэтому, если заданием предусмотрен точный выход на ППМ, необходимо с дальности 15-10 км выдерживать прежний курс полета. Выход на ППМ определять по уменьшению дальности по ППД до нуля, сравнением фактического азимута с расчетным и визуальным контролем.

При необходимости прокладка маршрута может выполняться без учета радиусов разворота. В этом случае развороты следует начинать, не доходя до ППМ на расчетные расстояния, снятые с карты и определенные по ППД. В процессе разворота ППМ остаются с внешней стороны разворота.

После выхода на ППМ (на расчетное расстояние до него) нажать кнопку-лампу очередного ППМ. По НПП проконтролировать разворот стрелки курсозадатчика на курс полета на очередной ППМ, по ППД—отработку дальности до него и пустить секундомер. Разворот выполнять на той скорости и с таким креном, которые были рассчитаны для прокладки и расчета маршрута. Закончить разворот выводом самолета на курс, заданный стрелкой курсозадатчика НПП, после чего проверить соответствие задаваемого курса расчетному. Контроль выдерживания режима осуществлять сравнением курса, задаваемого стрелкой курсозадатчика, с расчетным по уменьшению дальности на ППД до очередного ППМ и проверкой состояния фактической дальности до ППМ расчетной на заранее определенных азимутах маяка РСБН (по обратному концу стрелки КУР), а также по времени полета на участке маршрута и ведением визуальной ориентировки.

Выход ППМ-2, полет на третьем участке маршрута и действия летчика при этом аналогичны изложенным при описании выхода на ППМ-1 и полета на втором участке маршрута.

После выхода на последний ППМ в соответствии с заданием нажать кнопку-лампу РО или ВОЗВРАТ, развернуться на курс, заданный стрелкой курсозадатчика, и осуществить выход на аэродром. Заход на посадку выполнять с прямой или по программной траектории в режиме «Возврат». В случае если после маршрута предусмотрено выполнение задания в зоне или на полигоне, после прохода последнего ППМ или после уменьшения дальности по ППД до расчетной необходимо развернуться на расчетный курс полета в зону или на полигон.

Выход в зону или на полигон определять визуально и по соответствию азимута и дальности до маяка РСБН расчетным.

При необходимости, координаты полигона могут быть запрограммированы и выход на него может быть осуществлен как выход на один из поворотных пунктов маршрута. Если при этом маршрут имеет четыре участка до выхода на полигон или два участка до выхода на полигон и три после полигона до выхода на аэродром, то ППМ-1 программировать и аппаратуру РСБН не следует, а выход на него осуществлять по расчетному азимуту от маяка РСБН своего аэродрома.

5.3. ПОЛЕТ ПО НЕЗАПРОГРАММИРОВАННОМУ МАРШРУТУ

Полет по незапрограммированному маршруту может выполняться:

- в районе полетов своего аэродрома при выборе точки начала координат вблизи аэродрома вылета (наиболее распространенный случай);

- при выполнении перелета с выходом из квадрата 1200x1200 км (в пределах которого обеспечивается программирование маршрута);

- в районе полетов своего аэродрома при выборе точки начала координат на значительном удалении от аэродрома (этот вариант в основном применяется в случаях, когда для аэродромного узла принята единая система координат).

В первом случае, если разница между ортодромическим и истинным курсами в районе полетов не превышает 1,5°, полет целесообразно выполнять по расчетному азимуту от маяка РСБН, равному истинному курсу, и по увеличению дальности на ППД до расчетной.

Выход на линию расчетного азимута ППМ-1 может быть осуществлен без прохода ИПМ (маяка РСБН) с расчетным курсом. В простых метеорологических условиях выход на линию расчетного азимута наиболее удобно выполнять при полете по кругу отворотом на соответствующем участке во внешнюю сторону на расчетный курс с последующим уточнением выхода на линию расчетного азимута в порядке, изложенном ранее. В сложных метеорологических условиях наиболее рациональным является выход на маяк РСБН с последующим выходом на расчетный азимут аналогично схеме захода на посадку с прямой и в соответствии с методикой выхода на линию расчетного азимута в ТНРР после полета по маршруту.

Выход на последующие ППМ осуществлять по курсу и времени с ведением визуальной ориентировки. Контроль пути по дальности на этих участках маршрута вести по времени полета, по выходу на расчетные азимуты

маяков РСБН и удаления и от маяка по ППД. По НПП осуществлять контроль выдерживания направления полета. Контроль выхода на ППМ вести проверкой соответствия фактических азимута и дальности расчетным (по истечении расчетного времени полета) и ведением визуальной ориентировки.

Во втором и третьем случаях подготовка карты и считывание с НПП азимутов (радиопеленгов) и курсовых углов имеют некоторые особенности.

Особенность подготовки карты состоит в том, что определение курсов по участкам маршрута необходимо производить с учетом углов схождения меридианов. При подготовке полетной карты для выполнения полета в районе полетов своего аэродрома с этой целью следует использовать карту с нанесенной на ней прямоугольной сеткой (карту расчета данных для программирования маршрутов). Курсы участков маршрута определять относительно вертикальных линий сетки, принимая их за ортодромические меридианы. При подготовке карты для маршрута больше протяженности определять схождение меридианов для каждого ППМ, измерять ИПУ участка маршрута около ППМ и с учетом величины схождения меридианов определять ортодромический курс участка маршрута.

Если предполагается на участках маршрута для контроля пути по дальности и направлению использовать маяки РСБН, находящиеся в стороне от линии пути, то их азимуты (радиопеленги) в точках контроля необходимо определять с учетом того, что азимуты от запрограммированных маяков РСБН выдаются ортодромические, а от незапрограммированных (при нажатых и горящих кнопках-лампах СБРОС и ВОЗВРАТ) — истинные (их значения считывать с учетом азимутальной ошибки).

Примечание. Название — азимутальная ошибка в ряде случаев употребляется для угла схождения меридианов, на величину которого уточняются значения азимутов (радиопеленгов) от незапрограммированных маяков РСБН.

В случае если последняя часть маршрута оказывается за пределами квадрата, в котором работают блоки счисления пути аппаратуры РСБН, последний запрограммированный ППМ должен быть вблизи границы рабочей зоны аппаратуры и по возможности в зоне коррекции запрограммированного маяка РСБН. После выхода на последний запрограммированный ППМ взять ортодромический курс на очередной (незапрограммированный) ППМ, пустить секундомер и, выдерживая расчетную скорость, при возможности (в простых метеорологических условиях) вести визуальную ориентировку.

После прохода последнего запрограммированного ППМ стрелка курсозадатчика развернется в направлении на него, а ППД начнет показывать увеличение расстояния от пройденного ППМ. Эту информацию летчик может использовать для выхода на очередной незапрограммированный ППМ. Для выдерживания направления летчик может осуществлять полет по условному азимуту от последнего запрограммированного ППМ. Для этого маневром по направлению необходимо совместить обратный конец стрелки курсозадатчика с делением шкалы курсов, равным расчетному ортодромическому курсу, и удерживать его в этом положении, т. е. выполнять полет по методике выполнения полета по заданному азимуту. Точность при этом будет несколько ниже, чем при полете по азимуту, однако если на очередном участке маршрута направление и сила ветра неизвестны, то этот способ позволит избежать значительных отклонений от линии заданного пути. Контроль выхода по дальности осуществлять по увеличению дальности на ППД до величины расстояния между этими ППМ. Для дополнительного контроля пути по дальности и направлению могут использоваться азимуты (радиопеленги) приводных радиостанций в районе полета с учетом азимутальной ошибки (если заранее была осуществлена настройка на них АРК), а также азимуты (радиопеленги) запрограммированного маяка РСБН, находящегося вблизи границы зоны программирования.

Если после выхода на незапрограммированный ППМ предусмотрен последующий выход на запрограммированный ППМ, находящийся в рабочей зоне РСБН, то дальнейшие действия летчика аналогичны действиям при полете по запрограммированному маршруту, т. е. после нажатия на кнопку-лампу этого ППМ он должен развернуться на курс, заданный стрелкой курсозадатчика, и проверить его соответствие расчетному.

В случае если после выхода из рабочей зоны программирования аппаратуры РСБН предусмотрен выход на незапрограммированный маяк РСБН, необходимо после выхода незапрограммированный ППМ пустить секундомер, взять ортодромический курс на этот маяк РСБН, переключателем НАВИГАЦИЯ установить его частотно-кодовый канал и нажать кнопки-лампы СБРОС и ВОЗВРАТ. После начала коррекции (при прослушивании рабочего фона маяка и загорании лампы КОПП) стрелка КУР начнет показывать радиопеленг, а ППД — прямую дальность до маяка РСБН. При полете на маяк РСБН стрелка КУР будет отклонена от индекса отсчета текущего курса на величину угла схождения меридианов (на величину азимутальной ошибки).

Выход на незапрограммированный маяк РСБН осуществлять либо пассивным способом (удерживая стрелку КУР отклоненной от индекса отсчета текущего курса на величину азимутальной ошибки), либо полетом по заданному радиопеленгу (удерживая стрелку КУР на делении шкалы курсов, соответствующем истинному радиопеленгу). Контроль выхода на маяк РСБН по дальности осуществлять аналогично изложенному выше (по ППД с визуальным контролем).

После прохода незапрограммированного маяка РСБН выход на очередной незапрограммированный ППМ осуществлять полетом по истинному азимуту от маяка РСБН, а контроль выдерживания направления при этом вести по сохранению расчетного ортодромического курса (при наличии ветра он может изменяться на величину угла сноса).

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ В РАЗЛИЧНЫХ ГЕОГРАФИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

6.2. ПОЛЕТЫ НАД ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ

На условия полетов в горной местности оказывают влияние следующие факторы: метеорологическая обстановка; рельеф местности; превышение аэродрома и его расположение в системе гор; помехи в работе радиотехническим средствам.

Метеорологическая обстановка в горных районах крайне неустойчива, особенно в осенние и зимние месяцы. Для таких районов характерны различное направление ветра в различных точках горной системы, большие скорости ветра, ливневые осадки, частые грозы летом, низкая облачность и туманы, резкие изменения температуры, быстрый процесс образования мощно-кучевой и кучево-дождевой облачности.

При полетах над горной местностью обледенение самолета наблюдается чаще, чем над равнинной.

В горной местности при достаточной влажности воздуха образуются облачные массы, вращающиеся вокруг своей оси с большой скоростью и напоминающие кучевые облака, которые получили название роторных облаков. Их основание лежит ниже уровня вершин гор, а верхняя граница иногда достигает двойной высоты наивысших пиков гор.

Роторные облака характеризуются большой турбулентностью с упорядоченными восходящими потоками на наветренной стороне и нисходящими потоками на подветренной стороне.

При полете через такие облака барометрический высотомер показывает завышенное значение высоты. Величина ошибки высотомера в зависимости от высоты полета и скорости ветра различная. Так, на высоте 4000 м при скорости ветра 180 км/ч величина ошибки высотомера достигает 200 м, а при скорости ветра 250 км/ч - 400 м.

Основной особенностью выполнения полетов с горных аэродромов является увеличение скорости отрыва и посадочной скорости, а, следовательно, длины разбега и пробега по мере увеличения превышения аэродрома над уровнем моря.

При выполнении взлета с высокогорного аэродрома необходимо учитывать возросшую скорость отрыва и не допускать подрыва самолета на малой скорости. В то же время нельзя превышать и максимально допустимую скорость отрыва во избежание превышения ограничений по прочности колес шасси.

Для исключения ошибок на взлете величину подъема носовой части фюзеляжа контролировать по углу атаки, который независимо от высоты аэродрома и полетной массы самолета позволяет правильно определить возможность безопасного отделения самолета от земли.

Посадка на высокогорном аэродроме более сложна. Склоны гор и долин, котловины нагреваются неравномерно. В результате таких температурных контрастов возникают горно-долинные ветры, скорость которых достигает 15 м/с. Направление этих ветров может не совпадать с направлением ВПП.

Кроме того, при заходе на посадку в горных условиях из-за сильной турбулентности воздуха возникает реальная опасность столкновения с земной поверхностью на планировании, не долетая до ВПП. Это возможно из-за вертикальных воронок, которые чаще наблюдаются на высотах 25-100 м.; максимальных значений они достигают на высоте 50 м, потеря высоты в этом случае может составлять 35-40 м. Для уменьшения влияния нисходящих потоков при планировании необходимо увеличивать скорость полета. При выполнении полетов в зону высота пилотирования устанавливается с учетом рельефа местности. Порядок выполнения фигур пилотажа целесообразно выбирать вдоль хребтов над долинами. Минимальная высота пилотирования должна устанавливаться не ниже безопасной высоты для данного района полетов.

При выполнении восходящих фигур пилотажа (петель Нестерова, полупетель, боевых разворотов, косых петель) высота ввода в фигуру должна быть увеличена на величину максимального превышения рельефа местности относительно аэродрома. При выполнении нисходящих фигур высоту ввода в фигуру увеличивать на величину превышения в зоне и еще дополнительно на 500 м, если уровень высокогорья до 2000 м, и на 1000 м, если уровень высокогорья более 2000 м. Вывод из пикирования при выполнении нисходящих фигур производить с учетом превышения высокогорья относительно аэродрома и величины потери высоты за вывод из пикирования.

Для визуальной ориентировки необходимо использовать горные долины, плоскогорья, характерные вершины, горные реки, озера и крупные населенные пункты.

Ширина и конфигурация русел горных рек резко меняются в зависимости от времени года. При таянии снега и сильных дождях ширина рек значительно увеличивается, а конфигурация русла изменяется.

Населенные пункты, расположенные в горных районах, затеняются отдельными вершинами и хребтами и могут быть обнаружены на расстоянии, не превышающем 5-7 высот полета.

Применение радиокompаса, работающего в средневолновом диапазоне, затрудняется из-за «горного эффекта». Вследствие этого АРК может показывать не действительное, а ложное направление на радиостанцию и показания стрелки радиокompаса становятся неустойчивыми. Наиболее заметно это явление в районах с сильно пересеченной местностью. Величина ошибок, обусловленных «горным эффектом», зависит от высоты гор и расстояния до них, длины волны пеленгуемой радиостанции, истинной высоты полета и от курсовых углов радиостанции.

При высоте гор 300-1500 м ошибка возникает на расстоянии 8-10 км от них, а при высоте гор 1500-4000 м — на расстоянии 20-40 км. При полете в горной долине ниже высоты окружающих гор при пеленговании радиостанции, расположенной в той же долине на расстоянии не менее 10 км от гор, ошибка не превышает 5°. Особенно велики ошибки при высоте полета менее 300 м (достигают величины $\pm 90^\circ$, а в отдельных случаях бывают и больше). С увеличением высоты полета ошибки уменьшаются и при высоте полета более 1500 м не превышают $\pm 10^\circ$.

Наибольшие ошибки наблюдаются в том случае, если самолет, находится между радиостанцией и наивысшей точкой перевала. При нахождении самолета за перевалом ошибка уменьшается, а на расстоянии 30-40 км от гор ошибка практически отсутствует. Дальность действия приводных радиостанций, расположенных в горном районе, примерно в два раза меньше, чем в равнинном.

Иногда АРК с некоторых направлений захода показывает ложный проход радиостанции, примерно за 25-30 км до нее. Путем облета необходимо установить такие направления заходов и учитывать их. Полет над горным районом на приводную радиостанцию следует выполнять активным способом, при этом стрелка указателя радиокompаса будет совершать колебания при полете над отдельными вершинами и глубокими ущельями. Скорость колебания стрелки при высоте полета 900-1200 м над горами равна примерно $20^\circ/\text{с}$. Более быстрые колебания и развороты стрелки на $\pm 90^\circ$, а иногда и на 180° указывают на то, что самолет снизился до высоты менее 300 м над горами, поэтому есть опасность столкновения с отдельными вершинами.

Экранирующее действие гор значительно уменьшает дальность действия угломерно-дальномерных систем. Поэтому при подготовке к полету необходимо произвести расчеты для проверки возможности приема сигналов на всем протяжении маршрута полета или на его отдельных этапах, учтя эти особенности при разработке штурманского плана полета.

6.3. ПОЛЕТЫ В РАЙОНАХ С ЖАРКИМ КЛИМАТОМ

При выполнении полетов в условиях жаркого климата (высоких температур) необходимо учитывать значительное ухудшение взлетно-посадочных характеристик самолета. Повышение температуры воздуха приводит к уменьшению тяги двигателей, вследствие чего увеличивается длина разбега, возрастают время и расход топлива при наборе высоты.

В процессе подготовки к полетам, используя номограммы, летчик должен определить скорость отрыва и длину разбега, оценить возможность безопасного взлета при данной взлетной массе и метеоусловиях, рассчитать посадочную массу, при которой допускается посадка, посадочную скорость и длину разбега, оценить условия и возможность безопасной посадки.

В условиях жаркого климата повышена утомляемость летчика, поэтому необходимо ограничить пребывание его в кабине, так как система кондиционирования кабины на земле малоэффективна. При рулении меньше использовать тормоза колес во избежание их перегрева. На взлете летчику необходимо помнить, что самолет дольше обычного разгоняется, поэтому нельзя допускать раннего подъема носового колеса во избежание подрыва самолета на малой скорости. Разгонные характеристики самолета под влиянием высоких температур заметно ухудшаются не только на взлете, но и в полете на любых высотах.

При заходе на посадку, особенно после прохода ДПРМ, для выдерживания заданной скорости требуются повышенные обороты двигателей.

6.4. ПОЛЕТЫ НАД ПУСТЫННОЙ МЕСТНОСТЬЮ

Полеты над пустынной местностью во многом схожи с полетами над морем. Разница состоит лишь в том, что дальность действия радионавигационных систем несколько меньше, а точность (нет берегового эффекта) несколько выше. Отсутствие характерных ориентиров требует широкого использования радионавигационных систем на всех этапах полета от взлета до посадки. Однако хорошее знание района полета и большой опыт полетов в пустынной местности могут позволить летчикам вести визуальную ориентировку по таким на первый взгляд нехарактерным ориентирам, как отдельные колодцы, караванные тропы, барханы и высохшие русла рек.

При организации и выполнении полетов над пустынями необходимо учитывать большую запыленность воздуха и частые пыльные бури. Поэтому каждый полет должен планироваться в предвидении сложных метеорологических условий.