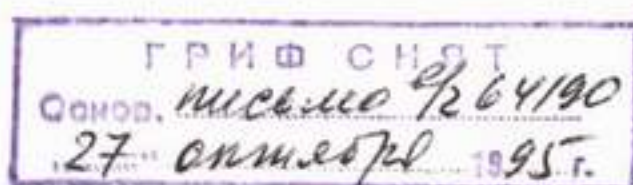


629.735.33

T 381

Экз. №

105



ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ И САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ САМОЛЕТА МиГ-29

МЕТОДИЧЕСКОЕ ПОСОБИЕ ЛЕТЧИКУ

(издание второе, исправленное и дополненное)



642304



ВВЕДЕНИЕ

Легкий фронтовой истребитель МиГ-29 обладает высокими летно-техническими характеристиками. С управляемым ракетным вооружением класса «воздух—воздух» на самолете возможно выполнение всего комплекса фигур простого, сложного и высшего пилотажа.

Высокие тяговооруженность и несущие свойства крыла предполагают выполнение маневров с большими предельными значениями нормальной перегрузки и угловыми скоростями, а наличие системы ограничения сваливания (СОС-3) надежно предупреждает о выходе самолета на максимально допустимые значения углов атаки, что существенно повышает безопасность пилотирования самолета. При этом значительно расширились области выполнения фигур пилотажа и боевых маневров.

Минимальная потеря высоты за переворот, выполняемый с 2000 м в диапазоне приборных скоростей ввода 350...650 км/ч со штатным управляемым ракетным вооружением, составляет 1000 м.

Высокие летно-технические характеристики самолета обеспечивают преимущество самолета МиГ-29 в маневренном воздушном бою над аналогичными самолетами — истребителями вероятного противника.

Глава I

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ДНЕМ

1.1. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

Подготовка самолета к полету требует достаточно твердых навыков в работе летчика с оборудованием кабины. Ниже рекомендуются проверенные на практике последовательность подготовки кабины перед вылетом, действия летчика при запуске двигателей и проверке систем самолета, а также порядок радиообмена с техником самолета по СПУ.

1.1.1. Действия летчика после посадки в кабину

1. В последовательности слева направо проверить установку органов управления оборудованием и системами в исходное положение. При этом особое внимание обратить на положения переключателей:

- на приборной доске КУРС ЗАДАН. в положении АВТОМ;
- на пульте управления СН переключатели ИКВ, КАНАЛЫ, КУР, ППМ—АЭР. в положениях ОСН., АВТ., РСБН, АЭР.; КУРС — в соответствии с курсом взлета; КРУГ — в соответствии с кругом полетов; выключатель ПОСАДКА отключен;

- на правом пульте переключатель РАБОТА—ПОДГОТОВКА в положении ПОДГОТОВКА.

2. Надеть привязную систему.

3. Проверить напряжение аккумуляторов под нагрузкой, для чего включить выключатели АККУМ. БОРТ. АЭРОДРОМ, ПТО, ТОПЛИВН. НАСОС. Напряжение по вольтметру должно быть не менее 22 В. Отключение выключателей выполнить в обратной последовательности.

4. Дать команду технику на подключение наземных источников электроэнергии и включить АККУМ. БОРТ. АЭРОДРОМ. Напряжение по вольтметру должно быть 27,5...28,5 В.

5. Включить на правом борту на вертикальном щитке ГЕНЕР. = ТОКА, ГЕНЕР. ~ ТОКА, ПТО, ДВИГ. СИСТЕМЫ, ТОПЛИВН. НАСОС, СПП и на правом горизонтальном щитке НАВИГАЦИЯ, КВ. ЗАП., КВ. ОСН., Б/СИСТ.

6. Пустить секундомер и в течение 30...40 с выполнить перечисленные ниже действия (пп. 7...14).

7. Убедиться в исправности световой сигнализации нажатием кнопки КОНТР. ЛАМП (все табло и лампы должны гореть). Отключить кнопку-лампу КСЦ ее нажатием.

8. Установить высоту 0 на указателе высоты, при этом давление на указателе может отличаться от давления на уровне ВПП до 2 мм рт. ст. при давлении дня 760 мм рт. ст. и более и до 3 мм рт. ст. при давлении дня менее 760 мм рт. ст.

9. Убедиться, что лампа АРРЕТИР на КПП не горит, бленкер КС на ПНП убран.

10. Проверить работу ДА-200 нажатием на одну из сторон приборной доски, при этом стрелка отклоняется в противоположную сторону, а при снятии усилий возвращается в нулевое положение.

11. Проверить показания числа М и $V_{ист}$: число М должно быть в пределах 0,2...0,29, а $V_{ист}$ — 200...350 км/ч.

12. Убедиться в исправности радиовысотомера (бленкер ненадежности убран, а стрелка указателя показывает высоту 0 ± 1 м). Установить задатчик опасной высоты в зависимости от задания (при полете по кругу 55 м).

13. Проверить:

- запас кислорода по ИКЖ (95...100 %);
- давление в основной и аварийной воздушных системах (перемещающиеся индексы в пределах зеленых секторов ИКГ);
- давление в гидросистемах на ИКГ (перемещающиеся индексы на отметке $P_{ак}$).

14. Установить на ИСТР переключатель Р—Т в положение Т, нажать кнопку ЭКРАН ВЫЗОВ (последовательно высвечиваются сигналы САМОКОНТРОЛЬ и ЭКРАН ГОТОВ), проверить показания топливомера (2500 ± 50) и установить переключатель Р—Т в положение Р.

Проконтролировать включение СН по загоранию первых кнопок в рядах ППМ—АЭР. и МАЯКИ.

15. Одновременно нажать и удерживать в течение 10...15 с кнопку СОГЛАС. М. КУРСА и кнопку-лампу ВК/ОБНУЛ. Проконтролировать отработку стояночного курса самолета с точностью $\pm 2,5^\circ$.

16. Проверить работу запасной КВ по показаниям КПП и ПНП при установленном на щитке СН переключателе ИКВ в положение ЗАП. Установить переключатель в положение ОСН.

17. Переключатель КУРС ЗАДАН.—АВТОМ.—РУЧН. установить в положение РУЧН., задатчиком курса установить посадочный курс, затем переключатель установить в положение АВТОМ.

18. Нажать кнопку-лампу I МАЯК.

19. Переключатель РАБОТА—ПОДГОТОВ. установить в положение РАБОТА (не позднее чем через 1,5 мин после включения системы).

20. Подсоединить коммутационные разъемы полетного снаряжения к креслу и проверить работу поясного и плечевого притягов.

21. Установить сиденье по высоте. При нормальной посадке летчика по высоте пространство между верхним и нижним отражателями прицела просматривается в виде тонкой черты. При высокой посадке летчика пространство между отражателями наблюдается в виде светлой полосы, при низкой посадке — в виде серой полосы.

22. Проверить ККО (в положении СМЕСЬ, 100 % O₂); аварийную подачу кислорода и работу ВУШ.

23. Проверить исправность тормозной системы. При полном нажатии тормозного рычага давление в системе 6...8 кгс/см², при нажатии стартового тормоза — 10...12 кгс/см², а при отпускании рычага давление падает до нуля.

24. Проконтролировать переход СН в рабочий режим по загоранию табло УСКОР. ГОТОВ.

25. Подать технику команду на снятие чек.

1.1.2. Запуск двигателей и проверка систем самолета

№ п/п	Действия летчика	Радиообмен по СПУ	
		Летчик	Техник
1	2	3	4
1	Включить РАДИО. Запросить запуск		
2	Выключить РАДИО. Включить РЕГИСТРАТОР	Отключаю радио.	Понял
3	Закрыть и проконтролировать закрытие фонаря	Включаю регистратор	
4	Установить переключатель ЗАПУСК ЛЕВ.—ДВУХ—ПРАВ. в положение ЛЕВ.	Фонарь закрыт. Лампа не горит	Понял, подтверждаю
5	Проконтролировать напряжение (28±0,5) В	Приготовиться к запуску	Есть к запуску.
6	Снять РУД левого двигателя с упора СТОП, проверить легкость хода, надежность фиксации в положениях ПФ, МФ, МАКС., МГ и оставить в положении МГ		Чеки, заглушки сняты. Колодки установлены
7	Нажать кнопку ЗАПУСК на ЗЕМЛЕ	Напряжение 28	Понял
8	В процессе запуска контролировать: загорание табло ЗАПУСК ЛЕВ.; увеличение частоты вращения РВД	РУД левого на малом газе	Понял
		От двигателя	Есть от двигателя
		Табло ЗАПУСК ЛЕВ. горит	Понял
		Обороты пошли	Понял

1	2	3	4
	погасание табло ОТКАЗ ДВУХ ГИДРО; рост давления по ИКГ; на табло ЭКРАНА высвечиваются сигналы ОСН., БУСТ. ГИДРО; отсутствие сигнала ТУРБО-СТАРТЕР ОПАСНЫЙ РЕЖИМ; при частоте вращения РВД 20 % закрытие осевого входа; при частоте вращения РВД 34...36 % погасание табло ЗАПУСК ЛЕВ.; максимальную температуру;	ГИДРО—норма ТС—норма Клин правого ВП Максимальная температура...	Понял Понял Осевой правый закрыт Понял
9	режим малого газа Подать команду технику на отключение питания. Пустить секундомер и произвести отсчет времени 40 с. В течение этого времени выполнить действия пп. 10...21	Малый газ, обороты... Отключить питание	Понял Питание отключено
10	Проверить правильность показаний СН, включение генераторов, напряжение по вольтметру	Напряжение 28	Понял
11	Проверить работу механизмов триммерного эффекта и установить их в нейтральное положение		
12	Убедиться, что табло ОТКАЗ ТРАНСФОРМ. не горит и включить САУ	Отказ трансформатора не горит.	Понял
13	Убедиться в исправности СОС по отсутствию сигналов ОТКАЗ СОС и НЕТ РЕЗЕРВА СОС	Включил САУ СОС—норма	Понял
14	Включить выключатель ОБОГРЕВ СТЕКЛА ПВД	Включил обогрев ПВД	Обогрев ПВД работает
15	На правом пульте нажать кнопку РИ ПРОВЕР. При исправном блоке РИ в наушники выдается сообщение «Блок речевой информации исправен»	РИ исправен	Понял
16	Проверить АРК. Для чего: на щитке СН переключатель АРК—РСБН установить в АРК; на щитке управления радиостанцией включить РК;		

1	2	3	4
	прослушать позывные ДПРС и оценить показания стрелки АРК; на левом борту переключатель ДАЛЬН.—БЛИЖН. установить на БЛИЖН.; прослушать позывные БПРС и оценить показания стрелки АРК. Установить переключатели в исходные положения		
17	Проверить СПО. Для чего: включить СПО и проконтролировать высвечивание метки исправности; на лицевой панели СПО установить переключатель КОНТР. в положение АВТ., при этом метка исправности гаснет, а все остальные высвечиваются; убедиться, что через 5...7 с метка исправности вновь засветилась; установить переключатель КОНТ. в нейтральное положение и убедиться, что все метки, кроме метки исправности, гаснут; убрать звуковой сигнал и подобрать требуемую яркость ламп		
18	Убедиться в работе СРО (лампы ОТКАЗ СРО и ВКЛЮЧИ ЗАПАС не горят)		
19	Проверить аппаратуру командной радиолинии управления одновременным нажатием кнопок РУЧ. и АВТ. (в окошках ВОЛНА, ШИФР, РАЗНОС соответственно высвечиваются цифры 88, 08, 8)		
20	Проверить работу СО по высвечиванию ламп СО при нажатой кнопке КОНТРОЛЬ СО		
21	По миганию лампы ДЕМП. оценить начало тест-контроля	Тест-контроль пошел	Понял
22	По истечении времени более 40 с после выхода левого двигателя на режим малого газа установить переключатель ЗАПУСК		

1	2	3	4
	ЛЕВ.—ДВУХ—ПРАВ. в положение ПРАВ. и запустить правый двигатель в последовательности, изложенной в пп. 6—8		
23	Проверить окончание тест-контроля САУ по погасанию лампы на табло ДЕМПФЕР ВЫКЛ. и постоянному высвечиванию лампы ДЕМП. на щитке управления САУ	Тест-контроль прошел	Понял
24	Проверить выпуск и уборку закрылков и носков крыла	Выпускаю закрылки. Убираю	Носки, закрылки вышли. Убраны
25	Проверить работу системы управления клиньями воздухозаборников, для чего увеличить режим работы двигателей до 75..85 %. При этом высвечивается табло КОНТРОЛЬ ВХОД ЛЕВ. и КОНТРОЛЬ ВХОД ПРАВ. Уменьшить режим работы двигателей и проконтролировать погасание табло	Контроль вход левый, правый—норма	Понял
26	Установить РУС нейтрально и проверить работу систем управления самолетом и гидросистем, для чего отклонить РУС и педали в крайнее положение. При этом РУС должна отклоняться без вождений и толчков, сигналы нейтрального положения триммерного эффекта не гаснут, давление в гидросистемах не должно падать ниже отметки Q_m на ИКГ	Управление—норма. Гидро—норма	Понял
27	При выполнении полета на боевое применение включить на правом пульте ОРУЖИЕ и СУВ. Установить рукоятку ВУШ в положение ВКЛ.		
28	Просмотреть все команды на табло «Экрана» до погасания сигнала ОЧЕРЕДЬ и загорания сигнала ПАМЯТЬ	Проверку закончил. Убрать колодки. Включаю РАДИО Конец связи*	Понял
29	Включить РАДИО		

* По этой команде техник отключает СПУ, снимает предохранительные чеки с пусковых устройств и вынимает колодки из-под колес.

Для запуска двигателей при положении переключателя ЗАПУСК ЛЕВ. — ДВУХ — ПРАВ. в положении ДВУХ необходимо:

- выключить выключатель РАДИО;
- установить оба РУД в положение МГ;
- нажать кнопку ЗАПУСК НА ЗЕМЛЕ;

Двигатели автоматически (сначала правый) должны выйти на режим малого газа, а табло ЗАПУСК ЛЕВ. и ЗАПУСК ПРАВ. — погаснуть.

Режим малого газа составляет 58...72 % при температуре наружного воздуха +40 °С.

Запуск следует прекратить переводом РУД в положение СТОП:

- при отсутствии загорания ламп ЗАПУСК ЛЕВ. (ЗАПУСК ПРАВ.);
- при высвечивании сигнала ТУРБОСТАРТЕР ОПАСНЫЙ РЕЖИМ;
- при отсутствии возрастания оборотов и температуры газов через 10 с после нажатия кнопки ЗАПУСК НА ЗЕМЛЕ;
- при возрастании температуры газов выше допустимой;
- при одновременной раскрутке роторов обоих двигателей.

1.2. ПОЛЕТЫ ПО КРУГУ

1.2.1. Руление

Убедившись (по сигналу техника), что колодки убраны и впереди нет препятствий, поднятием левой руки запросить у техника разрешение на выруливание.

Получив разрешение на выруливание (одновременно техник должен показать летчику вынутые предохранительные чеки кресла и пусковых устройств), осмотреться и убедиться в том, что:

- впереди нет препятствий;
- слева и справа самолеты не выруливают со стоянки;
- рулящие самолеты не пересекают траекторию выруливания;
- самолеты, рулящие в направлении ВПП, находятся на удалении не менее 100 м.

Перед выруливанием проверить работу тормозной системы, для чего плавно увеличить режим работы двигателей до 80 %, при этом самолет должен удерживаться на месте. В случае появления юза колес энергично убрать РУД в положение МГ и выяснить причину. Если самолет удерживается на месте, отпустить тормозной рычаг, после страгивания самолета плавно задресселировать двигатели до малого газа и вырулить со стоянки. При визировании осевой линии рулежной дорожки под углом 45° выполнить разворот*.

* При определении момента начала разворота необходимо учитывать, что передняя стойка находится за кабиной летчика.

Руление сложности не представляет. На режиме работы двигателей 72...75 % оно происходит практически на постоянной скорости с незначительным использованием тормозов.

Обзор из кабины во все стороны хороший и лишь назад несколько ухудшен из-за больших размеров заголовника сиденья. Амортизация шасси мягкая.

Перед выполнением разворота необходимо тормозами снизить скорость руления, отпустить тормозной рычаг, нажать кнопку МРК на РУД и плавно отклонить педаль в сторону разворота. При подходе носа самолета к заданному направлению руления установить педали нейтрально, отпустить кнопку МРК и кратковременным выводом двигателей на режим 75...78 % установить требуемую скорость руления. Торможение самолета происходит с незначительным запаздыванием, поэтому снижение скорости руления или остановку самолета необходимо производить плавным нажатием на тормозной рычаг с небольшим упреждением. Резкое торможение колес приводит к плавному, но значительному опусканию носовой части самолета.

Боковой ветер на рулении вызывает разворот самолета против ветра, который легко парируется отклонением педалей при рулении на малом плече МРК.

В процессе руления по прямой и на разворотах периодически контролировать работу системы навигации и КПП (индикацию текущего курса, крена, тангажа, наличие коррекции).

Перед выруливанием на ВПП остановиться на контрольном посту. Во время осмотра самолета специалистом застопорить плечевые ремни в притянутом положении.

Осмотреться и убедиться, что ВПП свободна, перед четвертым разворотом и на снижении после него нет самолетов, заходящих на посадку. Прослушиванием радиообмена убедиться в отсутствии самолетов, заходящих на посадку с прямой на дальности, менее установленной Инструкцией по производству полетов на данном аэродроме.

Запросить у руководителя полетов разрешение для выруливания на ВПП.

1.2.2. Подготовка к взлету

После разрешения руководителя полетов (по радио или световой сигнализации) вырулить на ВПП, прорулить по прямой 10...15 м и установить самолет по оси ВПП, плавно затормозив колеса при нейтральных педалях (рис. 1.1).

Взлет, как правило, производить на максимальном режиме работы двигателей. В последующем на самолете с подвесками и для тренировки разрешается взлетать на форсажном режиме работы двигателей.

Перед взлетом необходимо:

— выпустить закрылки и проконтролировать взлетное положение механизации крыла визуально (по зеркалам заднего обзора) и по ИП-52;

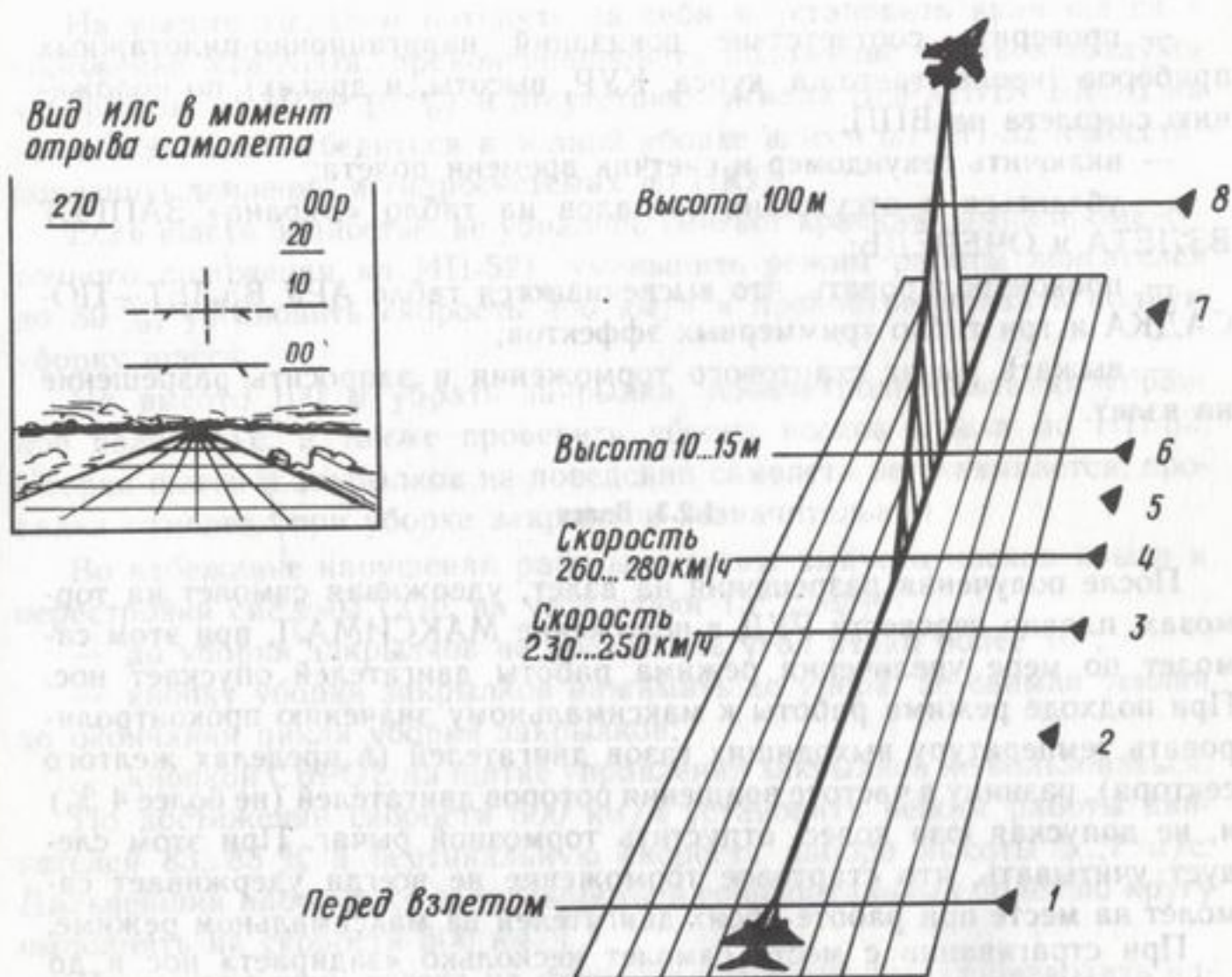


РИС. 1.1. ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА НА ВЗЛЕТЕ:

1 — прорулить по прямой 10...15 м и затормозить колеса; выпустить закрылки и проверить взлетное положение механизации крыла визуально и по ИП-52; проверить показания навигационно-пилотажных приборов; включить секундомер и счетчик времени полета; убедиться в отсутствии сигналов на табло «Экрана» ЗАПРЕТ ВЗЛЕТА и ОЧЕРЕДЬ, проверить, что высвечиваются табло АРУ ВЗЛЕТ—ПОСАДКА и три табло триммеров; выжать рычаг стартового тормоза; запросить разрешение на взлет; перевести РУД в положение МАКСИМАЛ; отпустить тормозной рычаг и начать разбег;

2 — выдерживать направление разбега, контролировать работу двигателей и прирост скорости;

3 — подъем носа самолета;

4 — после отрыва самолета от ВПП перевести взгляд на землю;

5 — контролировать величину угла тангажа, не допускать крена и скольжения;

6 — убрать шасси;

7 — проверить уборку шасси;

8 — убрать закрылки, проконтролировать уборку закрылков и носков крыла

- проверить соответствие показаний навигационно-пилотажных приборов (крена, тангажа, курса, КУР, высоты, и других) по положению самолета на ВПП;
- включить секундомер и счетчик времени полета;
- убедиться в отсутствии сигналов на табло «Экрана» ЗАПРЕТ ВЗЛЕТА и ОЧЕРЕДЬ;
- проконтролировать, что высвечиваются табло АРУ ВЗЛЕТ—ПОСАДКА и три табло триммерных эффектов;
- выжать рычаг стартового торможения и запросить разрешение на взлет.

1.2.3. Взлет

После получения разрешения на взлет, удерживая самолет на тормозах, плавно перевести РУД в положение МАКСИМАЛ, при этом самолет по мере увеличения режима работы двигателей опускает нос. При подходе режима работы к максимальному значению проконтролировать температуру выходящих газов двигателей (в пределах желтого сектора), разницу в частоте вращения роторов двигателей (не более 4 %) и, не допуская юза колес, отпустить тормозной рычаг. При этом следует учитывать, что стартовое торможение не всегда удерживает самолет на месте при работе обоих двигателей на максимальном режиме.

При страгивании с места самолет несколько «задирает» нос и до перехода воздухозаборников на осевой вход движется в этом положении.

На разбеге удерживать ручку управления в нейтральном положении. В процессе разбега переход воздухозаборников на осевой вход ощущается летчиком по приросту продольного ускорения и опусканию носа самолета. Разбег самолета при этом становится более устойчивым.

На скорости 230...250 км/ч отклонением ручки управления «на себя» произвести подъем передних колес.

Создание взлетного угла проконтролировать по видимым частям фонаря относительно горизонта и по величине угла тангажа. При нормальном взлетном угле линия горизонта проецируется над обтекателем КОЛС, а угол тангажа на ИЛС примерно равен 8...10° (см. рис. 1.1).

Выдерживание направления на разбеге сложности не представляет. До подъема передних колес направление выдерживать отклонением педалей с использованием тормозов (при необходимости), а после подъема — только отклонением педалей.

Разбег самолета с поднятым носом короткий. Отрыв самолета практически совпадает с моментом создания взлетного угла и происходит на скорости 260...280 км/ч в зависимости от взлетной массы самолета и угла атаки. Длина разбега на БВПП в стандартных атмосферных условиях составляет 600...700 м.

После отрыва самолета, сохраняя угол тангажа постоянным (примерно 8...10°), выполнить плавный отход от земли. При этом самолет устойчив, стремления к кренению не имеет, усилия на ручке управления тянущие, незначительные.

На высоте 10...15 м потянуть на себя и установить кран шасси в положение УБРАНЫ, проконтролировать положение клиньев воздухозаборников по ИПК (0 %) и отсутствию сигнала ВЕРХНИЙ ВХОД на табло «Экрана», убедиться в полной уборке шасси по ИП-52 и восстановлению давления в гидросистемах по ИКГ.

Если шасси полностью не убрались (мигает красная лампа промежуточного положения на ИП-52), уменьшить режим работы двигателей до 80 %, установить скорость 400 км/ч и проконтролировать полную уборку шасси.

На высоте 100 м убрать закрылки, проконтролировать их убранное положение, а также проверить уборку носков крыла по ИП-52. Уборка шасси и закрылков на поведении самолета не сказывается, посадка самолета при уборке закрылков незначительная.

Во избежание нарушения работы системы выпуска носков крыла и перестройки системы СОС на угол атаки 15° следует:

- до уборки закрылков не превышать угол атаки более 10°;
- кнопку уборки закрылков нажимать до упора, не снимая усилий до окончания цикла уборки закрылков;
- кнопкой СБРОС на щитке управления закрылков не пользоваться.

По достижении скорости 500 км/ч установить режим работы двигателей 83...85 % и вертикальную скорость набора высоты 5...7 м/с. Дальнейший набор высоты, развороты и горизонтальный полет по кругу выполнять на скорости 500 км/ч.

При выполнении взлета на форсаже его включение производить одновременно с отпусканием тормозного рычага, а контроль работы двигателей в процессе разбега осуществлять по увеличению продольного ускорения и загоранию табло **ФОРСАЖ ЛЕВ.** и **ФОРСАЖ ПРАВ.** В связи со скоротечностью разбега (7...8 с) взятие ручки управления на себя для подъема носа самолета начинать на скорости 150...160 км/ч. Нос поднимается на скорости около 170...180 км/ч, а отрыв самолета от земли происходит на скорости 230...250 км/ч и совпадает с моментом создания взлетного угла. Длина разбега в этом случае составляет 250...350 м. Возникающий после отрыва пикирующий момент от перехода воздухозаборников на осевой вход незначительный и парируется взятием ручки управления на себя (на разбеге система не успевает срабатывать).

Взлет с боковым ветром

Взлет с боковым ветром разрешается производить при боковой составляющей ветра не более 15 м/с. Боковой ветер вызывает тенденцию самолета к развороту против ветра и незначительному кренению по ветру.

Разворот самолета на разбеге парировать отклонением педалей против разворота, а кренение — отклонением ручки управления против ветра. По мере увеличения скорости разбега требуемые отклонения педалей и ручки уменьшаются.

Подъем носа самолета следует производить на установленной скорости, но на несколько меньшую величину, чтобы отрыв самолета произошел на повышенной (на 10...15 км/ч) скорости.

В момент подъема носа самолет имеет тенденцию дополнительно разворачиваться против ветра. Разворот самолета парировать отклонением педалей. После отрыва не допускать кренения самолета и отклонения его от направления взлета.

После уборки шасси плавным доворотом самолета против ветра ввести поправку в курс полета на угол сноса. Дальнейшие действия летчика такие же, как и при взлете без бокового ветра.

1.2.4. Построение маршрута

На высоте 150...200 м осмотреться, обратив внимание на внешнюю сторону круга, не входят ли в круг другие самолеты, и в сторону разворота, не мешают ли правильному построению маршрута самолеты, летящие по кругу. Для оценки местонахождения других самолетов на кругу прослушать радиообмен.

При полетах по кругу придерживаться аналогичного порядка ведения осмотристельности перед выполнением каждого разворота.

Осмотревшись, ввести самолет в разворот с набором высоты. Первый и второй развороты выполнить слитно с креном 30° . В процессе разворотов внимание распределять на сохранение установленных крена и скорости, а также изменение высоты и курса. За 70...100 м до заданной высоты полета плавно уменьшить угол набора и режим работы двигателей до 76...79 % (в зависимости от температуры наружного воздуха) с таким расчетом, чтобы выйти на высоту полета по кругу на скорости 500 км/ч. На установленной высоте продолжать разворот до выхода на курс, обратный посадочному (рис. 1.2).

Полет от второго разворота к третьему выполнять на высоте, установленной Инструкцией по производству полетов на данном аэродроме, и скорости 500 км/ч (режим работы двигателей примерно 76...78 %, угол атаки $3,5...4^\circ$). При этом необходимо помнить, что для изменения скорости на 30...50 км/ч режим работы двигателей надо изменять на 1...3 %, что требует контроля величины их изменения по указателю.

В целом выдерживание режима горизонтального полета (Н и V) при полете по кругу требует повышенного внимания. Самолет легко «ходит» за ручкой (по сравнению с другими типами истребителей), поэтому исправление (изменение) высоты полета обеспечивается плавными и небольшими движениями ручки управления с контролем высоты по указателю.

Направление полета выдерживать по ПНП, боковое удаление от ВПП контролировать визуально и по счетчику дальности (на траверзе ВПП боковое уклонение равно 8 км).

На прямой от второго к третьему развороту необходимо проверить: — включение тормоза передних колес;

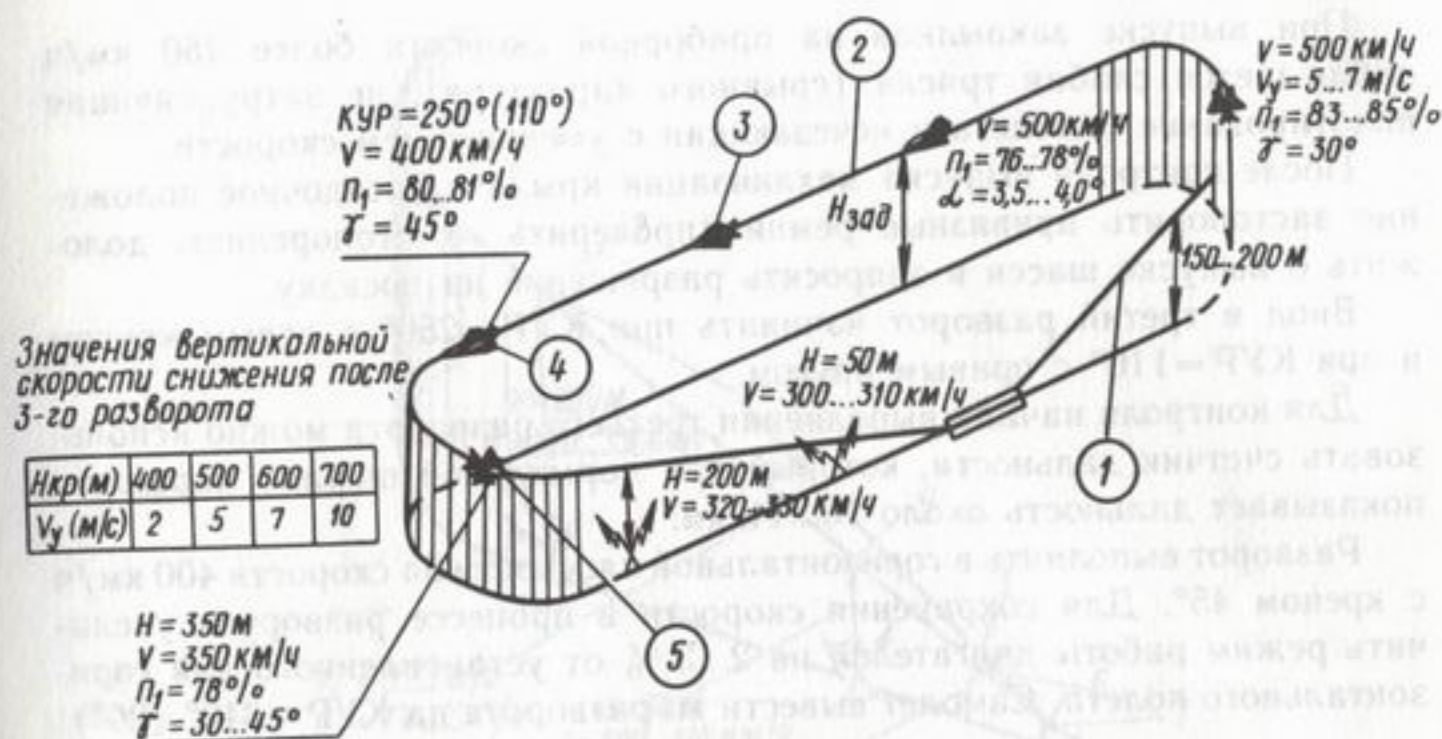


РИС. 1.2. ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА ПРИ ПОЛЕТЕ ПО КРУГУ:

- 1 — осмотреть воздушное пространство, выполнить первый и второй развороты; 2 — перед выпуском шасси проверить включение тормоза передних колес, давление в гидросистемах, давление воздуха в основной и аварийной пневмосистемах; 3 — выпустить шасси, проконтролировать его выход, на $v = 450 \text{ км/ч}$ выпустить закрылки, убедиться в выходе закрылков и носков крыла; застопорить плечевые ремни; 4 — осмотреть воздушное пространство; определить момент ввода в третий разворот; 5 — осмотреть воздушное пространство; определить момент ввода в четвертый разворот

— давление в гидросистемах;

— давление воздуха в основной и аварийной пневмосистемах.

При подлете к траверзу ВПП установить кран шасси на выпуск и проконтролировать выпущенное положение шасси по световой сигнализации на ИП-52 и по восстановлению давления в общей гидросистеме. По двухстрелочному манометру убедиться в том, что колеса расторможены (стрелки указателя находятся на нуле). Самолет при выпуске шасси устойчив, перебалансировка практически не ощущается.

После контроля выпуска шасси нажать кнопку выпуска закрылков и носков крыла, проверить их выход визуально и по световой сигнализации.

После выпуска шасси загорается табло «Экрана» ЗАПРЕТ ПОСАДКИ и срабатывает речевая информация «Смотри экран». Эти сигналы исчезают после выпуска закрылков и загорания табло АРУ ВЗЛЕТ ПОСАДКА.

Перебалансировка самолета при выпуске закрылков незначительная, легко парируется ручкой управления. В случае энергичного крена самолета в момент выпуска закрылков немедленно нажать кнопку уборки закрылков и посадку произвести с убранными закрылками.

При выпуске закрылков на приборной скорости более 450 км/ч наблюдается слабая тряска (срывного характера), не затрудняющая пилотирование самолета и исчезающая с уменьшением скорости.

После контроля выпуска механизации крыла в посадочное положение застопорить привязные ремни (проверить их стопорение), доложить о выпуске шасси и запросить разрешение на посадку.

Ввод в третий разворот начинать при КУР = 250° с левым кругом и при КУР = 110° с правым кругом.

Для контроля начала выполнения третьего разворота можно использовать счетчик дальности, который при нормальной ширине маршрута показывает дальность около 10...11 км.

Разворот выполнять в горизонтальной плоскости на скорости 400 км/ч с креном 45°. Для сохранения скорости в процессе разворота увеличить режим работы двигателей на 2...3 % от установленного для горизонтального полета. Самолет вывести из разворота на КУР = 340° (20°).

1.2.5. Снижение и расчет на посадку

После вывода из третьего разворота при начальном КУР = 340° (20°) определить курс полета в точку начала четвертого разворота (по ПНП или по видимому ориентиру) и выполнить снижение до высоты 350 м с вертикальной скоростью, величина которой зависит от высоты полета по кругу. В процессе снижения к началу четвертого разворота уменьшить скорость до 350 км/ч, для чего установить режим работы двигателя, соответствующий вертикальной скорости снижения.

Четвертый разворот начинать на высоте 350 м и скорости 350 км/ч, когда угол между створом ВПП и линией визирования на нее составит 15...20°. При расчетном построении маршрута начало четвертого разворота можно определить по ПНП, при этом угол между стрелкой АРК и курсозадатчиком, установленным на ПК, составит около 20°. Разворот выполнять с креном 30° и вертикальной скоростью снижения 5...3 м/с. Выход в створ ВПП регулировать изменением величины крена, не допуская его увеличения более 45°.

Вывод из четвертого разворота произвести на высоте 250...300 м при удалении от ВПП 5...6 км. После вывода из разворота переключатель ФАРЫ установить в положение ПОСАД. (рис. 1.3).

После вывода из четвертого разворота оценить положение самолета относительно створа ВПП, установить угол снижения по КПП (около 3°), проконтролировать вертикальную скорость (5...3 м/с) и уменьшить режим работы двигателей на 1...2 % с таким расчетом, чтобы пройти ДПРМ на высоте 200 м и скорости 330...320 км/ч.

Над ДПРМ доложить руководителю полетов о проходе приводной радиостанции и уточнить режим снижения.

На планировании после четвертого разворота обзор из кабины хороший, полоса просматривается на всем участке снижения и посадки.

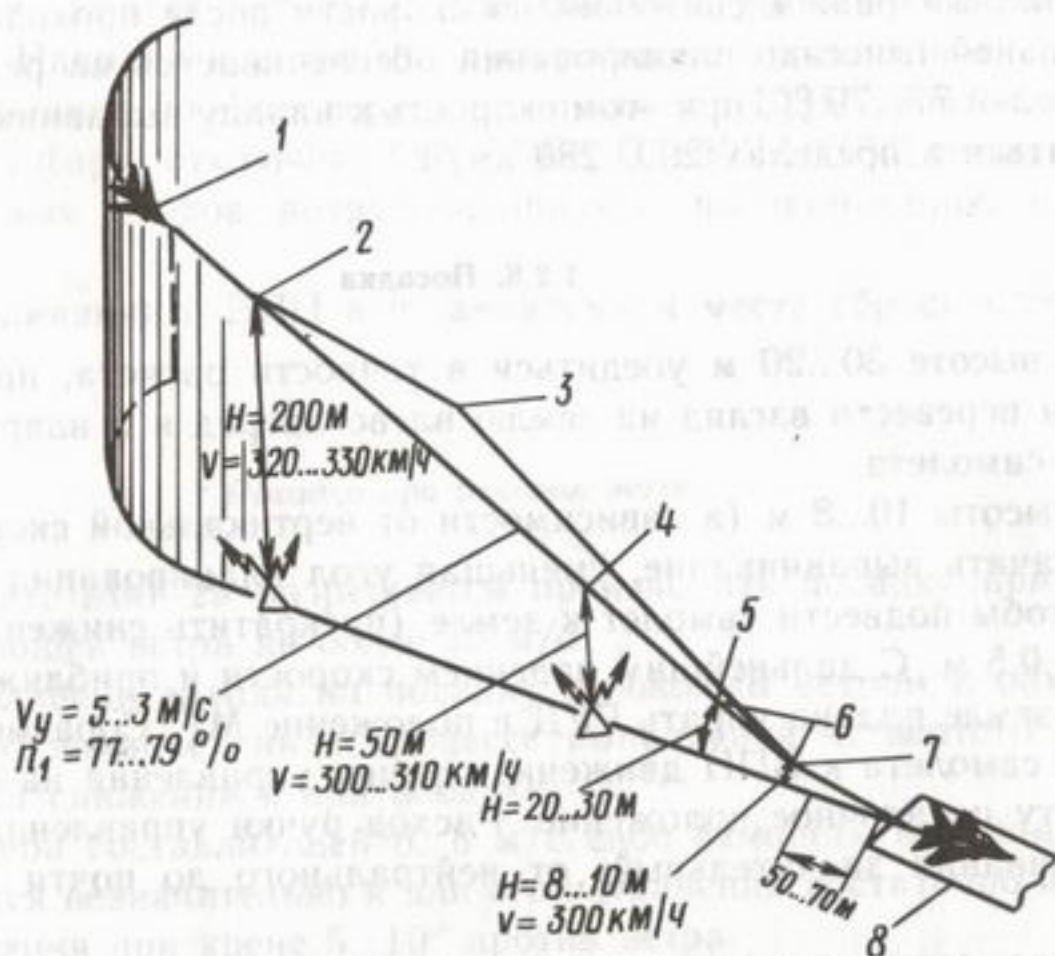


РИС. 1.3. ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА ПОСЛЕ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА:

1 — установить угол снижения, включить фару; 2 — проконтролировать глиссаду по высоте пролета ДПРМ, доложить РП; 3 — сохранять угол и направление снижения, контролировать уменьшение скорости, бороться со сносом; 4 — проконтролировать глиссаду по высоте пролета БПРМ; 5 — убедиться в точности расчета, проверить скорость, перенести взгляд на землю; 6 — определить высоту начала выравнивания; 7 — начать выравнивание; 8 — задержать ручку управления, перенести взгляд вперед, выпустить тормозной парашют, начать торможение

На снижении убедиться, что ВПП свободна, и в дальнейшем основное внимание уделять сохранению установленной глиссады снижения, скорости снижения и визуальному контролю положения самолета относительно ВПП.

В первых полетах для контроля глиссады снижения до БПРМ можно использовать планки положения на ПНП, для чего перед четвертым разворотом включить принудительно режим «Посадка».

Выдерживание заданной скорости снижения обеспечивается небольшими (1...2 %) перемещениями РУД, при этом самолет практически без задержки изменяет скорость, что сопровождается незначительными изменениями усилий на ручке управления при сохранении постоянным угла снижения.

Направление снижения при отсутствии бокового ветра уточнять небольшим созданием крена 5...10°. БПРМ пройти на высоте 50...60 м и скорости 310...300 км/ч. После прохода БПРМ уточнить глиссаду снижения таким образом, чтобы самолет снижался в точку, удаленную от начала ВПП на 50...70 м.

Заданный режим снижения по скорости после прохода БПРМ при нормальной глиссаде планирования обеспечивается на режиме работы двигателей 77...79 %, при этом скорость к началу выравнивания должна находиться в пределах 290...280 км/ч.

1.2.6. Посадка

На высоте 30...20 м убедиться в точности расчета, проверить скорость и перевести взгляд на землю влево вперед и в направлении снижения самолета.

С высоты 10...8 м (в зависимости от вертикальной скорости снижения) начать выравнивание, уменьшая угол планирования таким образом, чтобы подвести самолет к земле (прекратить снижение) на высоте 0,8...0,5 м. С дальнейшим падением скорости и приближением самолета к земле плавно убрать РУД в положение МГ. Соразмерно приближению самолета к ВПП движением ручки управления на себя создать самолету посадочное положение. Расход ручки управления в процессе выравнивания значительный: от нейтрального до почти полного «на себя».

Приземление самолета происходит мягко на скорости 260...250 км/ч с посадочным углом атаки около 11° .

После приземления ручку управления самолетом удерживать в том положении, в котором она была в момент касания колесами ВПП, сохраняя направление взгляда таким же, как и при выдерживании.

С началом устойчивого пробега на основных колесах перенести взгляд вперед, нажать кнопку выпуска тормозного парашюта и проконтролировать его выход. Выход тормозного парашюта сопровождается более энергичным торможением самолета и опусканием носа независимо от положения ручки управления. Соразмерно оставшейся длине ВПП на скорости не более 215 км/ч начать торможение плавным нажатием на тормозной рычаг. Длина пробега самолета при этом составит 600...700 м.

Возможно выполнение посадки без выпуска тормозного парашюта. В этом случае после приземления удерживать самолет в двухточечном положении до опускания носа, после чего установить ручку управления в нейтральное положение и на скорости не более 215 км/ч приступить к торможению самолета. Длина пробега при этом составит около 1300 м. При необходимости разрешается начинать торможение на скорости более 215 км/ч.

Тормозной парашют выпускать обязательно в следующих случаях:

- при посадке сразу после взлета;
- с четырьмя подвесками АБ-500 и ЗБ-500;
- на коротких или мокрых ВПП;
- при выполнении посадки с убранными закрылками;
- с АРУ на малом плече;
- при прекращении взлета после подъема носа самолета.

На пробеге самолет устойчив, стремлений к рысканию и разворотам не имеет. Направление пробега выдерживать отклонением педалей.

После окончания пробега перед сруливанием с ВПП убрать закрылки, выключить фару, отключить ОБОГРЕВ СТЕКЛА ПВД и проверить закрытие осевых входов воздухозаборников по положению шторок на ИПК.

После сруливания с ВПП в установленном месте сбросить тормозной парашют.

Посадка при боковом ветре

На самолете МиГ-29 разрешается производить посадку при боковой составляющей ветра не более 15 м/с.

При выполнении захода на посадку с боковым ветром необходимо учитывать его влияние как в процессе выполнения четвертого разворота, так и на снижении и при посадке.

При боковой составляющей 6...8 м/с снос самолета на планировании ощущается незначительно и для его устранения достаточно небольшого скольжения при крене 5...10° против ветра.

При боковой составляющей 8...10 м/с и более бороться со сносом на снижении следует подбором курса, учитывая, что при боковом ветре на каждые полтора метра в секунду достаточен отворот на один градус от курса посадки против ветра.

Установленные в Инструкции летчику скорости пролета ДПРМ, БПРМ и начала выравнивания обеспечивают безопасное выполнение посадки даже при максимальных значениях бокового ветра.

Так как ветер по силе и направлению чаще всего имеет переменные значения, то угол отворота в процессе планирования должен постоянно уточняться.

На выравнивании и выдерживании величина сноса определяется по скорости перемещения самолета в боковом направлении.

Перед приземлением следует убрать крен и в момент касания основными колесами ВПП дачей ноги по сносу выправить самолет по направлению ВПП.

После приземления при нейтральных педалях плавно опустить передние колеса, удерживая самолет от разворота, выпустить тормозной парашют и на скорости менее 215 км/ч начать торможение.

В результате действия бокового ветра у самолета на пробеге возникает тенденция к кренению по ветру и развороту против него. Выпуск тормозного парашюта способствует проявлению указанных явлений в большей степени. Парирование кренения и разворота производится отклонением ручки управления против ветра и педали против разворота.

Длина пробега при боковой составляющей ветра 15 м/с увеличивается примерно на 20 % по сравнению с длиной пробега без бокового ветра и составляет с выпуском тормозного парашюта 800...900 м и 1500...1600 м без него. При посадке на стандартную по длине (2500 м)

и ограниченную по ширине (40 м и менее) ВПП с боковым ветром, близким к предельным значениям, использовать парашют для торможения не рекомендуется.

При посадке на мокрую ВПП во всех случаях выпуск парашюта обязателен, при этом особое внимание необходимо обратить на выдерживание направления пробега.

1.2.7. Уход на второй круг (повторный заход)

Уход на повторный заход может выполняться как в целях тренировки летчика при отработке глиссады снижения, так и в случаях, угрожающих безопасности посадки самолета.

При запланированном уходе на повторный заход необходимо после выхода на ДПРС доложить руководителю полетов: «Дальний, с проходом», — и, получив разрешение, установить заданную глиссаду снижения. В момент прохода БПРС кратковременным нажатием кнопки **ВЫКЛЮЧ. РЕЖИМА САУ** отключить автоматическое управление (если оно было включено) и на высоте не менее 50 м увеличить режим работы двигателей до максимального. По достижении скорости 320...330 км/ч плавно перевести самолет в набор высоты с углом тангажа 8...10°. Вертикальная скорость набора высоты при этом составит 5...7 м/с.

После перевода самолета в набор высоты убрать шасси, проконтролировать его уборку и на высоте не менее 100 м убрать закрылки. В установившемся наборе высоты нажать кнопку-лампу **ПОВТ. ЗАХОД** и построить маршрут, выполняя команды курсозадатчика ПНП*.

В практике полетов необходимость выполнения повторного захода может быть вызвана в любой момент нахождения самолета на глиссаде планирования вплоть до высоты начала выравнивания 10...8 м.

В случае принятия решения об уходе на повторный заход на высотах менее 50...30 м необходимо выполнить следующие действия:

- визуально контролируя высоту до земли, вывести РУД в темпе приемистости (за 1...1,5 с) на максимальный режим работы двигателей;
- после выхода двигателей на максимальный режим перевести самолет в горизонтальный полет (прекратить снижение);
- по достижении скорости 320...330 км/ч перевести самолет в набор высоты, установив угол набора по КПП 8...10°;
- на высоте 10...15 м установить кран шасси в положение **УБРАНЫ**.

В дальнейшем действовать в соответствии с порядком ухода на повторный заход с высоты 50 м и более.

* Если при выполнении захода включался принудительно режим «Посадка», то для срабатывания режима «Повторный заход» необходимо предварительно на щитке РСБН выключить выключатель **ПОСАДКА**, а также нажать кнопку-лампу маяка коррекции и через 30 с проверить горение табло **КОРР**.

Двигатели выходят на максимальный режим с режима работы на планировании (78...80 %) при даче РУД в темпе приемистости за время не более 2...2,5 с. При этом возникает значительный кабрирующий момент, который необходимо парировать ручкой управления самолетом с последующим снятием усилий механизмом триммерного эффекта.

Потеря высоты за время выхода двигателей на максимальный режим и перевода самолета в горизонтальный полет составляет 6...8 м.

1.2.8. Взлет с «конвейера»

После прохода дальнего привода запросить у руководителя полета разрешение на взлет с «конвейера» и выполнить заход на посадку и посадку обычным способом.

После касания ВПП и устойчивого пробега самолета на основных колесах в течение 3...4 с (не допуская скорости менее 200 км/ч) перевести взгляд вперед и, удерживая посадочный угол 10...11°, с темпом 2...3 с переместить РУД в положение МАКСИМАЛ. Убедившись, что двигатели вышли на максимальный режим, произвести взлет.

Момент отрыва самолета от ВПП происходит на скорости 250...260 км/ч (в зависимости от остатка топлива) и практически совпадает с моментом выхода двигателей на максимальный режим.

После отрыва самолета перевести взгляд на землю и, сохраняя угол тангажа, равный взлетному, выполнить отход от земли.

Дальнейшие действия летчика не отличаются от действий при обычном взлете.

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

1.3. ПОЛЕТЫ НА ПИЛОТАЖ

1.3.1. Характеристика пилотажных свойств самолета

Энергетические и маневренные возможности самолета МиГ-29 позволяют выполнять все фигуры простого, сложного и высшего пилотажа в широком диапазоне высот и скоростей полета. При этом на характер пилотирования оказывает влияние ряд факторов, основными из которых являются: наличие подвесок, скорость, высота, перегрузка и угол атаки, режим работы двигателей, время выполнения маневра, а также некоторые аэродинамические особенности, присущие самолету.

Наличие подвесок. Простой, сложный и высший пилотаж разрешается выполнять со всеми типами управляемого ракетного вооружения самолета.

Наличие подвесок при пилотаже несколько уменьшает запас устойчивости по перегрузке, поэтому при создании перегрузки требуется более точное дозирование усилий в продольном отношении.

В учебных целях пилотаж на самолете МиГ-29 отрабатывается с учебными управляемыми ракетами или их аэродинамическими макетами.

Скорость. Фигуры пилотажа можно выполнять на соответствующих высотах практически во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета. Однако основными скоростями, на которых отрабатывается пилотаж, являются дозвуковые (до числа $M=0,9$), позволяющие реализовать маневры с максимальной угловой скоростью (за минимальное время) и с минимальными радиусами.

При попадании в трансзвуковой диапазон скоростей ($M=0,9\div 1,1$) летчик в процессе выполнения пилотажа встречается с различными особенностями, связанными с изменением картины обтекания. К ним относятся:

- существенное и сравнительно быстрое изменение балансирующих усилий на ручке управления, связанное со смещением фокуса, что также приводит к изменению привычной реакции самолета на перемещение ручки управления в продольном отношении (самолет при входе в трансзвуковой диапазон скоростей становится более вялым и инертным и, наоборот, при выходе из него необычно быстро реагирует на отклонение ручки управления «на себя»);

- уменьшение избытка тяги, что сказывается на ухудшении разгонных характеристик в трансзвуковом диапазоне скоростей и вызывает необходимость использовать форсажные режимы;

- уменьшение располагаемой перегрузки, вызванное уменьшением эффективности стабилизатора;

- возможный выход на ограничения по предельному значению угла атаки или перегрузки при уменьшении числа $M<0,85$ во всем диапазоне высот полета (см. рис. 1.18).

- скачкообразное изменение показаний (на 300...500 м) указателя высоты при проходе скорости звука.

Эти особенности летчик должен учитывать при пилотировании в области трансзвуковых скоростей.

Высота. Диапазон разрешенных высот пилотажа охватывает область высот от предельно малых до стратосферных. В учебных целях сложный пилотаж выполняется в диапазоне от малых до больших высот. На этих высотах самолет располагает аэродинамическими характеристиками, позволяющими выполнять фигуры сложного и высшего пилотажа в широком диапазоне скоростей и перегрузок. В процессе выполнения восходящих фигур (полупетли, боевого разворота) на форсажных режимах работы двигателей и сверхзвуковых скоростях ввода (в диапазоне чисел $M=1,3\div 1,4$) с высот 8000...8500 м самолет способен достигать высот 12000...13000 м.

С учебными целями ввод в восходящие фигуры отрабатывается на высотах не более 6000...6500 м и дозвуковых скоростях.

Выполнение нисходящих фигур (переворота, полупереворота) возможно с высот ввода 15000...17000 м на малом газе и 10000...11000 м на полном форсаже без выхода самолета за пределы установленных ограничений. При этом минимальная потеря высоты за переворот, выполняемый с высот 16000 и 11000 м, составляет около 5000 и 2500 м соответственно.

С учебными целями переворот (полупереворот) выполняется с высот не более 12000 м на скоростях ввода, близких к эволютивной, и максимальном режиме работы двигателей.

Значительная тяговооруженность самолета обеспечивает выполнение двойных восходящих маневров типа полупетли или боевых разворотов с большими углами наклона траектории к горизонту (более 60°) с высот ввода не более 3000 м, а сравнительно малый радиус нисходящих маневров типа переворота (полупереворота) допускает их многократное выполнение (в зависимости от начальной высоты ввода).

Перегрузка и угол атаки. Первоначальное обучение предусматривает освоение летчиками пилотажа с перегрузками 5...5,5 ед. и с углами атаки $13...16^\circ$, что обеспечивает сохранение скорости на траектории маневра при достаточно оптимальных соотношениях радиуса и угловой скорости.

На этапе совершенствования в технике пилотирования летчик должен осваивать весь эксплуатационный диапазон перегрузок и углов атаки, включая их предельные значения. Особенности маневрирования с большими значениями перегрузок и углов атаки (по границам областей выполнимости фигур) изложены в отдельном разделе.

Режим работы двигателей. Пилотаж на самолете может выполняться с изменением режима работы двигателей от полного форсажа до малого газа. Использование форсажных режимов работы двигателей позволяет выполнять пространственные маневры с перегрузками, близкими к границе переносимости летчика (даже при использовании штатного защитного снаряжения), что требует от экипажей высокой физической натренированности. Например, выполнение правильного виража с перегрузкой 7,5...8 ед. возможно на высотах до 3000 м, а на высотах 1000...2000 м возможно выполнение виражей с максимальной перегрузкой 9 ед.

На высотах менее 5000...4000 м и приборных скоростях более 800...900 км/ч погасить скорость перегрузкой в горизонтальном маневре при работе двигателей на полном форсаже практически невозможно, так как самолет выходит на прочностные ограничения. Поэтому, учитывая хорошие пилотажные свойства самолета и достаточную тяговооруженность на промежуточных режимах работы двигателей, пилотаж на малых и средних высотах первоначально осваивается с указанными выше перегрузками и углами атаки при работе двигателей на максимальном режиме.

При отработке сложного пилотажа на больших высотах ввод в восходящие фигуры (полупетля, петля Нестерова, боевой разворот с большим углом наклона траектории) выполняется на форсажных режимах работы двигателей. Нисходящая часть вертикальных фигур при первоначальном их освоении выполняется на режиме работы двигателей не более 80...85 %.

Изменение режима работы двигателей от малого газа до максимала приводит к возникновению небольшого кабрирующего момента, для парирования которого требуется незначительное отклонение ручки управления от себя и тем большее, чем меньше скорость в момент на-

чала увеличения режима их работы (на скорости 300...350 км/ч максимальное отклонение ручки составляет до 40 мм).

Время. Время выполнения пространственных маневров колеблется в значительных пределах в зависимости от параметров выполнения фигур. Например, время выполнения полупетли находится в пределах от 12...14 с до 22...28 с. При этом характер распределения внимания будет несколько отличаться.

Так, на маневре, выполняемом за минимальное время, основной объем внимания летчика приходится на контроль параметров ввода и вывода, а на маневре, выполняемом в течение длительного времени, у летчика имеется возможность осуществлять приборный контроль и на траектории маневра. Отсюда следует, что выполнение маневров за минимальное время предполагает достаточно высокий уровень навыков летчика в технике пилотирования.

В период освоения пилотажа на самолете МиГ-29 отрабатываются маневры (фигуры пилотажа) с параметрами, обеспечивающими периодический приборный контроль (в контрольных точках) на траектории маневра.

Пилотажные характеристики самолета МиГ-29 значительно расширяют область его боевого применения по сравнению с предшествующими истребителями и способствуют разработке разнообразных тактических приемов ведения маневренного воздушного боя.

1.3.2. Рекомендации по выполнению пилотажа

Перед выполнением пилотажа проверить включение режима САУ «Демпфер», застопорить привязную систему, убедиться, что кнопка уборки закрылков утоплена, проверить правильность работы УУАП и выход носков крыла созданием в развороте угла атаки 10° на $M \leq 0,8$.

При отказе САУ (горит табло ДЕМПФЕР ВЫКЛ.) или СОС (горит табло ОТКАЗ СОС или НЕТ РЕЗЕРВА СОС), а также в случае невыхода носков крыла задание в зоне не выполнять и возвратиться на свой аэродром.

Непосредственно перед выполнением фигур или их комплекса осмотреть воздушное пространство и убедиться, что в зоне нет других самолетов.

Необходимо отметить, что значительный пространственный размах фигур пилотажа и сравнительно ограниченные возможности летчика по разовому просмотру сектора воздушного пространства в пределах его угловых размеров и по дальности приводят к необходимости ведения осмотрительности в течение всей фигуры или комплекса фигур.

В целях сохранения общего направления пилотажа перед вводом в фигуру необходимо наметить характерный ориентир. Лучше всего, особенно в начальный период освоения самолета, пилотирование выполнять вдоль линейного ориентира. В последующем летчик должен уметь пилотировать самолет в условиях безориентирной местности,

ухудшенной видимости и за облаками, для чего он должен быть обучен контролю выполняемых фигур пилотажа по приборам.

Для контроля пространственного положения самолета летчик должен использовать КПП, ДА-200, УУАП, которые позволяют:

- точно устанавливать и выдерживать величины заданных углов крена, пикирования и кабрирования, величины перегрузок и углов атаки, а также контролировать координацию действий летчика рулями;
- определять положение самолета в пространстве;
- определять наличие ошибок в выдерживании параметров в процессе выполнения фигуры (крена, скольжения, угла атаки, перегрузки и т. д.).

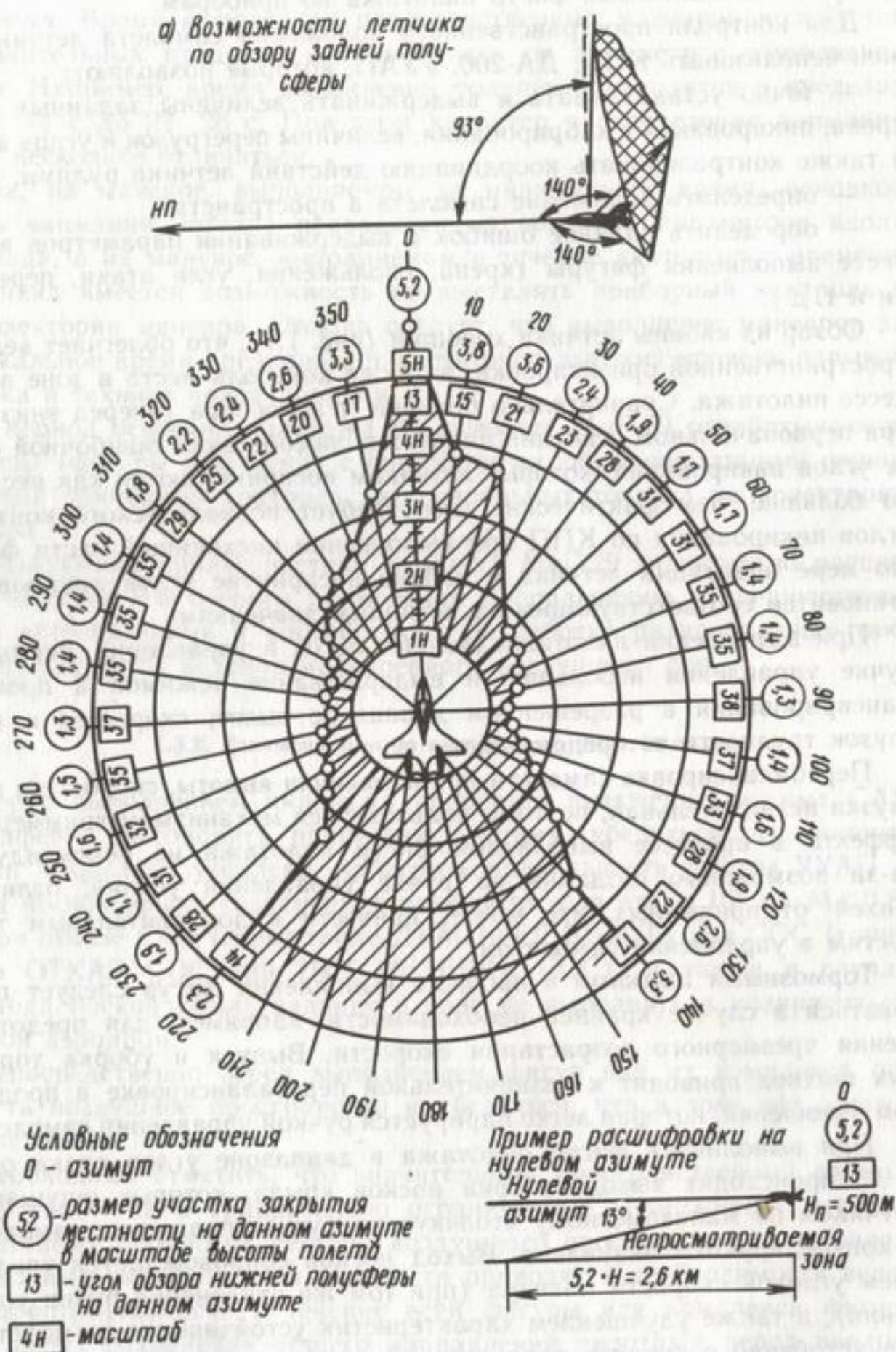
Обзор из кабины летчика хороший (рис. 1.4), что облегчает ведение пространственной ориентировки, а также контроль места в зоне в процессе пилотажа. Сравнительно большие углы обзора (вперед вниз 13°) при первоначальном освоении пилотажа способствуют ошибочной оценке углов пикирования, которые летчиком воспринимаются как несколько большие, чем фактические. Это требует периодического контроля углов пикирования по КПП при выполнении нисходящей части фигур. По мере адаптации летчика в кабине восприятие углов пикирования становится соответствующим их истинным значениям.

При выполнении пилотажа самолет легок в управлении, усилия на ручке управления небольшие и выдерживание режимов в процессе маневрирования в разрешенном диапазоне высот, скоростей и перегрузок трудности не представляет.

Перебалансировка самолета при изменении высоты, скорости и перегрузки незначительная, поэтому пользоваться механизмом триммерного эффекта в процессе выполнения фигур пилотажа не рекомендуется из-за возможного создания на ручке управления усилий, отличающихся от привычных, что может привести к дополнительным трудностям в управлении самолетом.

Тормозными щитками в процессе выполнения фигур следует пользоваться в случае крайней необходимости, например, для предотвращения чрезмерного возрастания скорости. Выпуск и уборка тормозных щитков приводят к незначительной перебалансировке в продольном отношении, которая легко парируется ручкой управления самолетом.

При выполнении фигур пилотажа в диапазоне углов атаки около $7...9^\circ$ происходит выход—уборка носков крыла, которые ощущаются летчиком по малозаметному «толчку» на ручке управления самолетом и контролируются визуально. Выход носков сопровождается увеличением угловой скорости маневра (при том же отклонении ручки управления), а также улучшением характеристик устойчивости (самолет более устойчиво сохраняет параметры движения по траектории). Кроме того, при выполнении виражей (разворотов) выход—уборка носков крыла приводит к незначительному изменению скорости, которая компенсируется увеличением или уменьшением режима работы двигателей на $2...3\%$. Поэтому при первоначальном обучении в интересах чистоты



б) Возможности летчика по обзору нижней полусферы

РИС. 1.4. ВОЗМОЖНОСТИ ЛЕТЧИКА ПО ОБЗОРУ ИЗ КАБИНЫ САМОЛЕТА

пилотирования и облегчения действий летчика установившиеся маневры (виражи, развороты, спирали) отрабатывать на режимах полета в диапазоне углов атаки $7...9^\circ$ не рекомендуется.

При дальнейшем увеличении углов атаки до $12...13^\circ$ появляется незначительная аэродинамическая тряска, которая не влияет на качество пилотирования.

Реакция самолета на отклонение ручки в поперечном отношении достаточная, но несколько хуже, чем в продольном, поэтому при выполнении пространственных маневров, связанных с энергичным созданием крена, для предупреждения скольжения требуется отклонение педали в сторону созданного крена.

При переключении самолета из виража одного направления в вираж другого, выполнении фигур, связанных с большой угловой скоростью вращения относительно продольной оси, особое внимание обращать на координацию действий рулями.

Характеристики двигателей обеспечивают при незначительном изменении режима их работы сравнительно быстрое изменение скорости (скорость «ходит» за РУД), что требует от летчика на начальном этапе освоения пилотажа более частого контроля ее значений при изменении режима работы двигателей. Поэтому при раздельном выполнении фигур пилотажа увеличение режима работы двигателей до максимального необходимо производить в процессе ввода в фигуру, предварительно установив требуемый режим полета по скорости. В процессе выполнения вертикальных фигур в комплексе увеличение режима работы двигателей до максимального производить в процессе завершения нисходящего маневра за $20...30^\circ$ до выхода в горизонтальный полет, ориентируясь по значению скорости в момент вывода. Увеличение режима работы двигателей от малого газа до максимального сопровождается появлением незначительного кабрирующего момента, который способствует выводу самолета из пикирования и легко компенсируется движением ручки управления от себя. Правильное выполнение нисходящего маневра обеспечивает завершение его на скорости и режиме работы двигателей, позволяющих выполнять восходящую фигуру без задержки по времени, необходимой для установления требуемых параметров ввода.

Учитывая, что при выполнении фигур пилотажа на режиме полного форсажа тяга двигателей увеличивается на значительную величину (до 60 % по сравнению с максимальным режимом), а динамические свойства самолета не позволяют компенсировать рост скорости столь же быстрым созданием перегрузки или переводом самолета в набор высоты, целесообразно завершать нисходящий маневр на скорости меньше скорости ввода в последующую фигуру на $50...70$ км/ч. При этом рост скорости до заданной происходит после включения форсажного режима работы двигателей в процессе ввода. Уменьшение режима работы двигателей (выключение форсажа) рекомендуется выполнять после завершения фигуры в процессе вывода, согласуя его темп со скоростью полета.

Диапазон высот выполнения комплексного пилотажа на рекомендованных скоростях с перегрузкой на вводе фигуры 5...5,5 ед. и углами атаки на траектории 13...15° при работе двигателей на максимальном режиме с уменьшением его на нисходящей части фигур до 80 % составляет 1800...2000 м.

Далее рассматривается техника выполнения фигур простого и сложного пилотажа с указанными параметрами их выполнения.

1.3.3. Техника выполнения фигур простого и сложного пилотажа

Виращ

Виращ—фигура пилотажа, при выполнении которой самолет разворачивается на 360° в горизонтальной плоскости с постоянными или переменными значениями скорости и перегрузки. Часть виража называется разворотом.

В процессе обучения пилотажу летчики в зоне отрабатывают установившиеся виражи, которые выполняются с постоянными значениями скорости и перегрузки. Первоначально осваиваются виражи на приборной скорости 500...600 км/ч с креном до 60° на промежуточных режимах работы двигателей. В последующих полетах отрабатываются виражи с предельными кренами на максимальном или форсажных режимах работы двигателей (предельные по тяге виражи). Виражи (развороты) с уменьшением скорости и перегрузки (форсированные виражи или развороты) осваиваются летчиками по мере приобретения начальных навыков в распределении внимания, на этапе совершенствования техники пилотирования.

Сложность выполнения установившихся виражей во многом зависит от величины крена и режима работы двигателей. Так, если при выполнении виражей с небольшим креном на бесфорсажных режимах работы двигателей выдерживание параметров виража, как правило, не вызывает особых затруднений, то при выполнении виражей с креном более 60° на форсажных режимах сохранение заданных параметров виража требует от летчика значительного напряжения внимания.

Затруднения, которые встречает летчик при выполнении глубоких виражей, вызываются несколькими причинами. Основными из них являются: сложность сохранения (регулирования) параметров виража при его выполнении вблизи предельных значений тяги и перегрузки, характер изменения перегрузки в зависимости от крена (при углах крена более 70° малые его изменения приводят к значительному изменению потребной перегрузки), а также отсутствие градуировки КПП на углах крена более 60°.

При выполнении установившихся виражей соответствие и постоянство крена и перегрузки при заданной тяге двигателей обеспечивают постоянство высоты. Поэтому принцип распределения внимания летчика состоит в выдерживании заданного крена и сохранении расчетной

перегрузки (угла атаки) с периодическим контролем параметров виража по приборам высоты и скорости. Так как оценить крен по положению видимой части фонаря с требуемой для сохранения параметров виража точностью очень сложно, то для его определения в момент ввода используется КПП. В процессе же виража крен выдерживать по положению видимой части фонаря относительно горизонта с контролем точного значения по КПП, при этом необходимый крен можно контролировать по положению силуэта самолета относительно шкалы вертикальной планки положения.

Величине перегрузки установившегося виража соответствует определенное значение угла атаки. Учитывая, что точность отсчета по прибору угла атаки несколько выше, рекомендуется при выполнении установившихся виражей сохранять значение перегрузки с помощью указателя углов атаки.

Вспомогательными приборами постоянного контроля режима виража служат вариометр, указатели высоты и скорости. К приборам дискретного (разового) контроля относятся указатель частоты вращения РВД и указатель курса. Принципиальная схема распределения внимания при выполнении виража показана на рис. 1.5.

Перед выполнением виража летчик должен осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание в сторону его выполнения, наметить ориентир или курс ввода, установить заданные высоту, скорость, режим работы двигателей и ввести самолет в вираж (положение 1).

Ввод в вираж произвести координированным отклонением рулей с одновременным увеличением режима работы двигателей до необходимого для сохранения заданной скорости виража. Величину крена

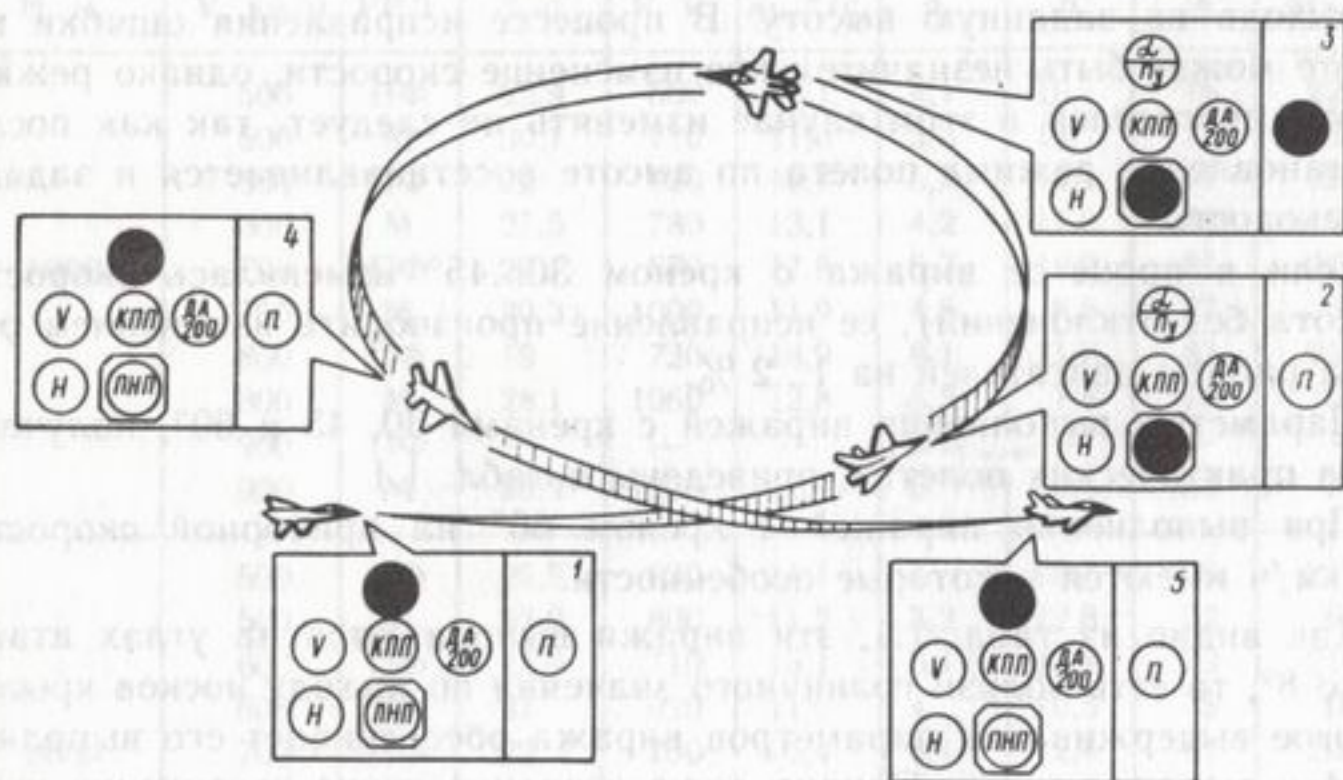


РИС. 1.5. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА НА ВИРАЖЕ

при вводе контролировать по КПП, а отсутствие снижения или набора высоты — по вариометру.

При выполнении виражей, предельных по тяге, ввод произвести на заданной скорости и режиме работы двигателей, обеспечивающем ее сохранение в горизонтальном полете. По мере создания крена $60...70^\circ$ вывести двигатели на максимальный режим и взятием ручки управления на себя создать перегрузку, соответствующую величине крена. Одновременно с созданием перегрузки включить форсаж двигателей и проконтролировать его включение. Форсажный режим включается плавно, без заметного толчка. В процессе дальнейшего увеличения крена и перегрузки, не допуская роста или падения скорости, установить РУД на упор ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ.

По достижении заданного крена проконтролировать значения высоты, скорости, перегрузки и угла атаки, а также запомнить положение видимых частей фонаря относительно горизонта (положение 2).

Время ввода в вираж на форсажном режиме работы двигателей (предельный по тяге) — $4...5$ с.

В процессе выполнения виража в условиях хорошо очерченного горизонта выдерживать заданный крен по видимым частям фонаря, постоянно контролируя его значение по КПП. При отсутствии видимости горизонта сохранять пространственное положение самолета, используя КПП и ДА-200 с контролем параметров виража по указателям высоты, скорости, перегрузки и угла атаки (положение 3).

Сохранение высоты при выполнении виражей с креном $30...45^\circ$ обеспечивается незначительным увеличением или уменьшением тянущих усилий на ручке управления самолетом в продольном отношении. При допущенном отклонении в выдерживании высоты ее исправление производить установкой по вариометру вертикальной скорости $2...3$ м/с до выхода на заданную высоту. В процессе исправления ошибки по высоте может быть незначительное изменение скорости, однако режим работы двигателей в этом случае изменять не следует, так как после восстановления режима полета по высоте восстанавливается и заданная скорость.

Если в процессе виража с креном $30...45^\circ$ изменилась скорость (высота без отклонений), ее исправление производить изменением режима работы двигателей на $1...2\%$.

Параметры выполнения виражей с кренами 30 , 45 и 60° , полученные в практических полетах, приведены в табл. 1.1.

При выполнении виражей с креном 60° на приборной скорости 500 км/ч имеются некоторые особенности.

Как видно из табл. 1.1, эти виражи выполняются на углах атаки около 8° , то есть вблизи граничного значения по выходу носков крыла. Строгое выдерживание параметров виража обеспечивает его выполнение без выхода носков. Однако даже незначительное увеличение угла атаки, допускаемое при исправлении ошибки по высоте, сопровождается их выходом, что замечается летчиком по возрастанию угловой

Параметры виражей с кренами 30, 45, 60°

γ°	H, м	V, км/ч	n, %	α°
30	4000	500	81	4—5
	8000	500	81	4—5
	10000	500	81	4—5
45	4000	500	81—82	5—6
	8000	500	81—82	5—6
	10000	500	83—84	5—6
60	4000	500	84—85	8—9

скорости маневра при неизменном положении ручки управления самолетом. Выход носков крыла сопровождается незначительным уменьшением скорости, которое компенсируется увеличением режима работы двигателей на 2...3 %, после чего самолет устойчиво сохраняет режим виража. При выполнении виражей с креном 60° ошибки в выдерживании заданной высоты устраняются движением ручки управления и по тангажу, и по крену, то есть по диагонали. Исправление ошибок по высоте при выполнении виражей с креном 70...80° (предельных по тяге) обеспечивается уменьшением или увеличением крена самолета.

Расчетные параметры предельных по тяге виражей (на режимах «Максимал» и «Полный форсаж») приведены в табл. 1.2.

Таблица 1.2

H, м	V, км/ч	ПРД	t, с	R, м	ω , °/с	n_y	α°	γ°	ΔG_T , кг
1000	500	ПФ	23,9	560	15,1	4,1	16,7	76	220
	500	М	30,1	710	11,9	3,3	13	72	60
	600	ПФ	22	620	16,4	5,3	14,2	79	220
	600	М	27,5	780	13,1	4,2	11,3	76	60
	700	ПФ	20,1	670	17,8	6,7	12,9	81	210
	700	М	30,3	1000	11,9	4,5	8,5	77	60
	800	ПФ	19	720	18,9	8,1	11,8	83	210
	800	М	28,1	1060	12,8	5,5	7,8	79	60
	900	ПФ	—	—	—	$n_y > n_{y\text{ макс}}$		—	—
	900	М	28,9	1230	12,4	6	6,6	80	70
2000	500	ПФ	25,5	630	14,1	4	16,7	76	210
	500	М	32,2	800	11,2	3,2	12,8	72	60
	600	ПФ	23,9	710	15,1	5,1	13,9	79	210
	600	М	31	920	11,6	4	10,5	75	60
	700	ПФ	22	760	16,4	6,4	12,4	81	220
	700	М	31,9	1110	11,3	4,5	8,4	77	60
	800	ПФ	20,8	820	17,3	7,7	11,5	82	220
	800	М	31	1230	11,6	5,2	7,4	79	60
	900	ПФ	21	940	17,1	8,6	9,4	83	240
	900	М	33,1	1470	10,9	5,5	5,9	80	80

Н, м	V, км/ч	РРД	t, с	R, м	ω , °/с	n_y	α°	γ°	ΔG_T , кг
4000	500	ПФ	30,1	820	12	3,8	15,3	75	210
	500	М	39,1	1080	9,2	3	11,7	70	50
	600	ПФ	28	920	12,8	4,8	12,8	78	210
	600	М	36,7	1210	9,8	3,7	9,8	74	50
	700	ПФ	27	1030	13,4	5,8	11,1	80	230
	700	М	37,4	1430	9,6	4,2	8	76	60
	800	ПФ	26,1	1130	13,8	6,8	9,6	81	240
	800	М	39,9	1740	9	4,5	6,2	77	70
	900	ПФ	26,8	1310	13,4	7,4	7,8	82	270
	900	М	63,4	3100	5,7	3,2	3	72	120

Примечание. Расчет выполнен для самолета без подвесок, $m = 13\,000$ кг.

Вывод из виража необходимо выполнять плавным координированным движением рулей, отклоняя ручку управления в сторону, противоположную крену, с одновременным уменьшением тянущих усилий. При этом получается движение ручки управления по диагонали от летчика и в сторону вывода из крена. По мере уменьшения крена плавно уменьшать режим работы двигателей до необходимого для сохранения скорости горизонтального полета. При выводе самолета из виража на форсаже с началом уменьшения крена перевести РУД на минимальный форсаж, а при уменьшении крена до $60...70^\circ$ выключить форсаж и установить необходимый режим работы двигателей.

Внимание летчика при выводе из виража должно распределяться на определение момента начала вывода (по намеченному ориентиру или указателю курса), сохранение высоты (по вариометру), своевременное уменьшение режима работы двигателей, выдерживание скорости полета, а также на координацию действий рулями.

Пространственное положение самолета оценивается по горизонту, в условиях ухудшенной видимости — по КПП (положение 4). Вывод из виража выполнять за 4...5 с.

Пикирование

Пикирование — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет снижается с постоянным углом наклона траектории.

Пикирование с углом наклона траектории до 30° называется пологим, с углом более 30° — крутым, с углом, близким к 90° , — отвесным.

Выполнение пикирования возможно во всем эксплуатационном диапазоне высот с углами не более 80° на бесфорсажных режимах работы двигателей.

В процессе обучения пилотажу отрабатывается пикирование с углами от 20 до 60° с высот ввода от 2000 до 12000 м на режиме работы двигателей МГ. При этом ввод в пикирование выполняется на скорости $450...500$ км/ч разворотом, полупереворотом и двумя полубочками.

При первоначальном освоении фигуры ввод в пикирование разворотом применяется при углах пикирования $20...30^\circ$. При этом ввод в фигуру осуществляется с креном не более $60...70^\circ$. Если же потребные углы пикирования больше 30° , применяется ввод полупереворотом или двумя полубочками.

Перед вводом в пикирование разворотом необходимо установить заданные высоту и скорость полета, выбрать ориентир (направление пикирования) с таким расчетом, чтобы угол между направлением полета и направлением пикирования составлял $50...70^\circ$ в зависимости от угла пикирования (рис. 1.6, положение 1).

Ввод в пикирование с углами $20...30^\circ$ производить одновременным созданием крена $60...70^\circ$ (и его последующим сохранением в процессе всего ввода) и заданного угла пикирования движением ручки управления от себя и в сторону разворота без ощущения околонулевых и отрицательных перегрузок. Разворот с опусканием носа самолета выполняется координированно с дачей ноги в сторону разворота, что способствует более энергичному созданию угла пикирования.

С началом ввода уменьшить режим работы двигателей до малого газа, что также облегчает создание заданного угла пикирования. В процессе ввода регулировать величину крена таким образом, чтобы создание заданного угла пикирования совпало с выходом самолета на выбранный летчиком ориентир (направление пикирования).

В процессе ввода в пикирование контролировать величину крена, угла тангажа, угла атаки и перегрузки, а также изменения скорости и высоты (положение 2).

Потеря высоты за ввод с углами пикирования $20...30^\circ$ на средних высотах составляет $350...500$ м в зависимости от крена на вводе.

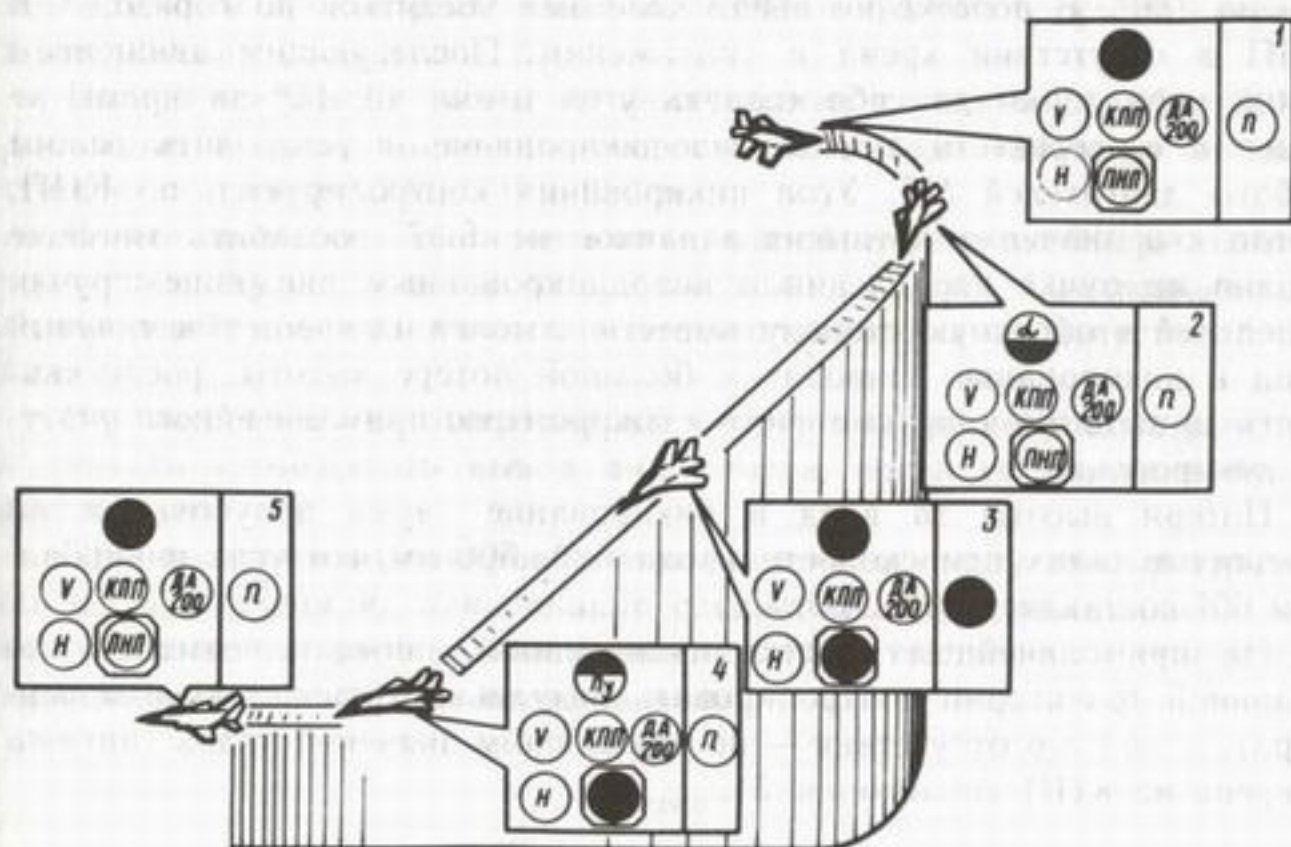


РИС. 1.6. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА НА ПИКИРОВАНИИ

При вводе в пикирование полупереворотом создать крен $110...130^\circ$, проконтролировать его величину по КПП и последующим движением ручки управления на себя увеличить угловое вращение самолета. Регулирование угловой скорости разворота в горизонтальной и вертикальной плоскостях осуществляется креном и перегрузкой с таким расчетом, чтобы создание заданного угла пикирования совпало с выходом самолета на выбранный летчиком ориентир (направление пикирования), при этом угол атаки не должен превышать $13...15^\circ$.

В процессе ввода самолета в пикирование установить режим работы двигателей МГ.

Величина угла пикирования контролируется по КПП. Когда его значение превысит заданное на $3...5^\circ$, ослабить тянущие усилия на ручке управления и координированным движением ручки и педалей в обратную сторону вывести самолет из крена.

Для сохранения заданного направления и угла пикирования при выводе из крена ручка управления самолетом отдается несколько от себя.

Потеря высоты за ввод в пикирование полупереворотом на средних высотах при скорости ввода $500...600$ км/ч и угле пикирования 45° составит $400...600$ м.

При выполнении пикирования с углами более 45° ввод осуществляется двумя полубочками из горизонтального полета по линейному ориентиру, находящемуся в поле зрения летчика, или по выбранному курсу.

Для ввода в пикирование необходимо установить заданные значения высоты и скорости и за время не более 3 с координированным отклонением ручки и педалей перевернуть самолет вокруг продольной оси на 180° . В положении вверх колесами убедиться по горизонту и КПП в отсутствии крена и скольжения. Последующим движением ручки управления на себя создать угол атаки $13...15^\circ$ за время не более 3 с, перевести самолет на пикирование и установить режим работы двигателей МГ. Угол пикирования контролируется по КПП. Когда его значение превысит заданное на $5...7^\circ$, ослабить тянущие усилия на ручке управления и координированным движением ручки и педалей в обратную сторону вывести самолет из крена. Растянутый ввод в пикирование приводит к большой потере высоты, росту скорости за ввод и в конечном счете к сокращению прямолинейного участка пикирования.

Потеря высоты за ввод в пикирование двумя полубочками на средних высотах при скорости ввода $500...600$ км/ч и угле пикирования 60° составляет $600...700$ м.

На прямолинейном участке пикирования движение самолета по заданной траектории контролировать визуально (относительно ориентира), а при его отсутствии — по показаниям значений углов тангажа и крена на КПП (положение 3).

Отклонение самолета по направлению устранять незначительными движениями ручки управления по крену. Для сохранения заданного угла пикирования необходимо соразмерно росту скорости увеличивать давящие усилия на ручку управления.

Следует помнить, что вследствие хороших аэродинамических свойств самолет на пикировании сравнительно быстро разгоняется, следовательно, прямолинейный участок получается довольно скоротечным. Так, на пикировании с углом 30° и на режиме работы двигателей МГ в диапазоне средних высот прирост скорости на 1000 м потерянной высоты составляет около 150 км/ч, а при пикировании с углом 60° — до 250 км/ч.

Другой особенностью прямолинейного участка является завышенное (при первоначальном освоении фигуры) восприятие летчиком углов пикирования (на $10...15^\circ$ от их истинных значений), что требует периодического их контроля по КПП.

Момент начала вывода определяется летчиком по достижению расчетной высоты, которая обеспечивает законченный вывод самолета из пикирования на заданной высоте при установленных параметрах движения самолета (положение 4). По достижении расчетной высоты, не допуская крена и скольжения, создать перегрузку 3, 4, 5 ед. (соответственно для углов пикирования $30, 45, 60^\circ$) с темпом единица перегрузки за секунду. Запаздывание с выводом приводит к росту скорости и к большой потере высоты за вывод. С началом вывода из пикирования плавно увеличить режим работы двигателей до необходимого для дальнейшего маневрирования с таким расчетом, чтобы к моменту выхода самолета в горизонтальный полет режим работы двигателей был заданный. При подходе самолета к горизонту уменьшить величину перегрузки и проконтролировать по КПП и ДА-200 отсутствие крена и скольжения (положение 5).

Потеря высоты за вывод из пикирования с углами $30, 45$ и 60° в диапазоне средних высот при скорости на выводе 750 км/ч соответственно составляет 300, 650 и 950 м.

Вялый вывод из пикирования с малой перегрузкой приводит к значительному увеличению потери высоты на выводе. При резком создании перегрузки возникает опасность превышения ее допустимой величины.

В процессе вывода контролировать вертикальную скорость снижения и считать законченным вывод лишь тогда, когда ее значение будет равно нулю.

При выполнении пикирования в комплексе с другими фигурами, когда за выводом из пикирования следует маневр в наклонной плоскости, создание крена должно производиться только после законченного вывода самолета из пикирования.

Горка

Горка — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет набирает высоту с постоянным углом наклона траектории.

Горка с углом наклона траектории до 30° называется пологой, с углом более 30° — крутой.

На самолете МиГ-29 горки разрешается выполнять с углами до 70° на максимальном и форсажном режимах работы двигателей во всем эксплуатационном диапазоне высот полета на скоростях, не превышающих максимально допустимую. При углах горки более 45° скорость ввода должна быть не менее 600 км/ч на полном форсаже, 700 км/ч — на минимальном форсаже и 750 км/ч — на максимальном режиме работы двигателей.

В практике боевой подготовки выполняются горки с углами 20, 30, 45 и 60° с вводом на дозвуковых скоростях полета. При первоначальном освоении самолета горки выполняются в диапазоне от малых до больших высот с вводом на скорости 750...800 км/ч на максимальном режиме работы двигателей.

Перед вводом в горку необходимо установить заданные высоту и скорость полета, наметить ориентир (запомнить курс) для ввода и вывода. Непосредственно перед вводом в фигуру осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание на верхнюю полусферу, а прослушиванием радиообмена оценить воздушную обстановку.

Сличить показания авиагоризонта КПП с положением самолета относительно естественного горизонта и плавным отклонением ручки управления на себя создать потребную перегрузку для ввода самолета в фигуру (рис. 1.7, положение 2). Потребная перегрузка на вводе определяется величиной наклона траектории горки и для углов 30, 45 и 60° соответственно равна 3, 4, 5 ед. при темпе ее создания, равном 3—4 с.

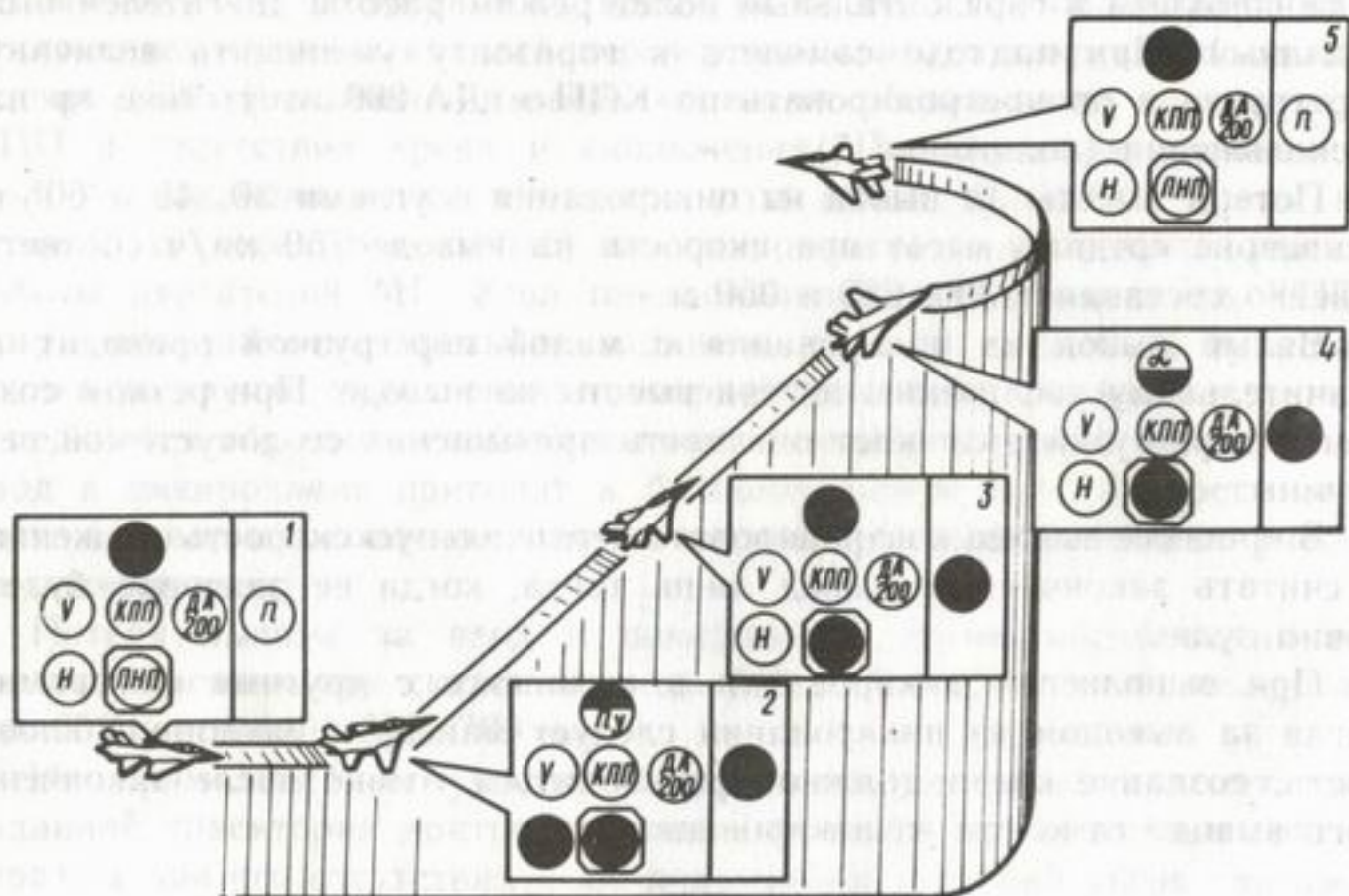


РИС. 1.7. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА НА ГОРКЕ

При вводе в горку на максимальном режиме работы двигателей РУД в положение МАКСИМАЛ устанавливаются перед вводом в фигуру, а при вводе на форсажном режиме работы форсаж включается в процессе создания установленной перегрузки.

В процессе ввода в горку контролировать по КПП отсутствие крена и скольжения, а также темп создания угла тангажа.

Величину перегрузки контролировать по указателю. Обязательно следить за темпом падения скорости. Следует учитывать, что резкое создание перегрузки на вводе в горку приводит к более интенсивному падению скорости, что в последующем не позволяет набрать заданную высоту. Уменьшение перегрузки на вводе или медленное ее создание делает участок ввода растянутым, в результате чего сокращается длина прямолинейного участка горки.

За 5, 7, 10° (соответственно для углов горки 30, 45, 60°) начать уменьшать перегрузку, чтобы своевременно зафиксировать заданный угол горки. Уменьшение перегрузки производить снижением тянущих усилий на ручке управления самолетом. Отдача ручки управления от себя за нейтральное положение может привести к выходу самолета на околонулевые перегрузки.

На прямолинейном участке горки основное внимание сосредоточить на сохранении угла горки, отсутствии крена и скольжения, контроле за темпом падения скорости и ростом высоты (положение 3). Для сохранения угла горки необходимо соразмерно падению скорости увеличивать тянущие усилия на ручке управления, периодически контролируя значение угла тангажа по КПП.

Способ вывода из горки зависит от величины угла наклона горки и может выполняться разворотом, полупереворотом или двумя полубочками.

Вывод из горки разворотом применяется при углах горки 20—30°.

Начало вывода из горки определяется двумя факторами: набором заданной высоты или падением скорости до такого значения, при котором законченный вывод из горки может быть выполнен на скорости не менее заданной по заданию или эволютивной. Поэтому обязательно надо знать значения скорости и высоты, по достижении которых необходимо начинать вывод из горки, чтобы закончить ее на установленных параметрах. Значения потери скорости и набора высоты за вывод из горки, выполняемой в диапазоне средних высот с различными углами, приведены в табл. 1.3.

Вывод из горки, выполняемой с углами 20...30°, производится по достижении высоты или скорости начала вывода одновременным созданием крена 60...70° и уменьшением угла горки движением ручки управления от себя и в сторону разворота (без ощущения околонулевых и отрицательных перегрузок). Разворот с опусканием носа производится координированно с дачей ноги в сторону разворота, что способствует более энергичному уменьшению угла горки.

Изменение приборной скорости и высоты за вывод из горки

Угол горки, градус	Условия ввода			Способ вывода из горки	Параметры вывода			
	Высота, м	Скорость, км/ч	Режим двиг.		Изменение скорости за вывод, км/ч (падение)	Изменение высоты за вывод, м (набор)	Высота, м	Скорость, км/ч
30	2000	750	МАКС.	Разворотом с креном 60...70°	80...100*	600...800	4000	500
45				Полупереворотом (с креном 120°, $\alpha = 13 \div 15^\circ$)	100...120	800		
60				Дважды полубочками ($\alpha = 13 \div 15^\circ$)	120...140	1000		

* При условии уменьшения режима работы двигателей до 75...80 % с началом вывода из горки.

В процессе вывода из горки необходимо контролировать величину крена и тангажа, значения высоты, скорости, перегрузки и угла атаки (положение 4).

При подходе носа самолета к горизонту убрать крен и установить режим работы двигателей, необходимый для последующего маневрирования (положение 5).

Большая скорость на выводе из горки разворотом с креном $60...70^\circ$ способствует увеличению продолжительности вывода, в результате чего при расчетной высоте начала вывода самолет либо перебирает высоту, либо летчику приходится изменять режим вывода из горки (увеличивать крен или создавать отрицательные перегрузки). В этом случае, учитывая, что уменьшение тяги способствует опусканию носа, целесообразно режим работы двигателей уменьшать не после выхода самолета в горизонт, а с началом вывода, сообразуясь с темпом падения скорости и оставшимся углом набора, с таким расчетом, чтобы скорость не уменьшилась менее заданной.

Вывод из горки полупереворотом производится, как правило, при углах горки более 45° . В отдельных случаях этот способ применяется и при других углах горки. При меньших углах горки он применяется в случае непреднамеренного уменьшения скорости начала вывода или при отработке маневра для выполнения атак наземных целей после выполнения горки.

Для вывода из горки этим способом после достижения высоты (скорости) начала вывода необходимо создать крен $110...130^\circ$, проконтролировать его величину по КПП и за $3...4$ с увеличить угол атаки до $13...15^\circ$ (при первоначальном освоении самолета) или перегрузку до $3...4$ ед., не превышая ограничений по углу атаки. После опускания носа самолета на горизонт координированным отклонением рулей вывести самолет в горизонтальный полет и установить необходимый режим работы двигателей.

Вывод самолета из горки двумя полубочками применяется, как правило, при выводе из горки с углом 60° . В этом случае по достижении на горке расчетной высоты (в учебных целях скорости $600...650$ км/ч) координированным отклонением рулей в желаемую сторону повернуть самолет вокруг продольной оси на 180° (выполнить полубочку). На выводе основное внимание уделить точности поворота самолета на 180° .

В положении вверх колесами убедиться по КПП в отсутствии крена и скольжения и, не фиксируя самолет в этом положении, создать угол атаки $13...15^\circ$ по указателю ($n_y = 3 \div 4$ ед.). По мере опускания носа самолета сохранять угол атаки постоянным. Когда будет виден естественный горизонт, оценить скорость и при необходимости уменьшить режим работы двигателей.

Когда нос самолета опустится на горизонт, координированным движением ручки и педалей, повернув самолет на 180° в желаемую сторону, вывести его в горизонтальный полет и установить необходимый режим работы двигателей.

Спираль — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет движется по спиральной траектории с набором высоты (восходящая спираль) или со снижением (нисходящая спираль).

Спираль с креном до 45° называется мелкой, а с креном более 45° — глубокой.

В учебных целях спираль отрабатывается в диапазоне от малых до больших высот с креном 45° на скоростях 500 и 600 км/ч.

При этом как восходящая, так и нисходящая спираль выполняется на постоянной скорости с постоянным креном при заданном режиме работы двигателей. Сохранение постоянства скорости обеспечивается изменением угла набора высоты. Нисходящая спираль выполняется на режиме работы двигателей от 70 % до малого газа, а восходящая — от 90 % до максимального режима.

Перед вводом в спираль установить заданные высоту и скорость ввода, наметить ориентир или запомнить курс полета по ПНП, осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание в сторону выполнения спирали.

При выполнении восходящей спирали необходимо установить заданный режим работы двигателей, перевести самолет в набор высоты и создать заданный крен в нужную сторону.

Сохранение режима в процессе спирали осуществлять выдерживанием заданного угла тангажа (вертикальной скорости) и крена по КПП. Периодически контролировать значение высоты и скорости. При выполнении спирали на средней высоте на режиме работы двигателей 90 % и скорости 500 км/ч вертикальная скорость удерживается в пределах 15...20 м/с.

Для вывода самолета из восходящей спирали на заданной высоте необходимо за 200...250 м до заданного значения начать плавным отклонением ручки управления самолетом от себя уменьшать угол набора, чтобы вывод был закончен на заданной высоте, после чего вывести самолет из крена и установить необходимый режим работы двигателя. При необходимости вывода самолета на заданный курс разворот продолжать в горизонтальном полете.

При вводе в нисходящую спираль перевести самолет на снижение с начальным углом тангажа, а затем координированным отклонением ручки управления самолетом и педалей создать заданный крен. Одновременно с переводом самолета на снижение установить заданный режим работы двигателей (рис. 1.8, положение 1).

При правильном выполнении спирали с постоянной скоростью КПП должен показывать заданный крен, а шарик указателя скольжения должен находиться в центре. Исправление отклонения в скорости полета производить соответствующими изменениями угла тангажа, то есть отклонением ручки управления от себя или на себя.

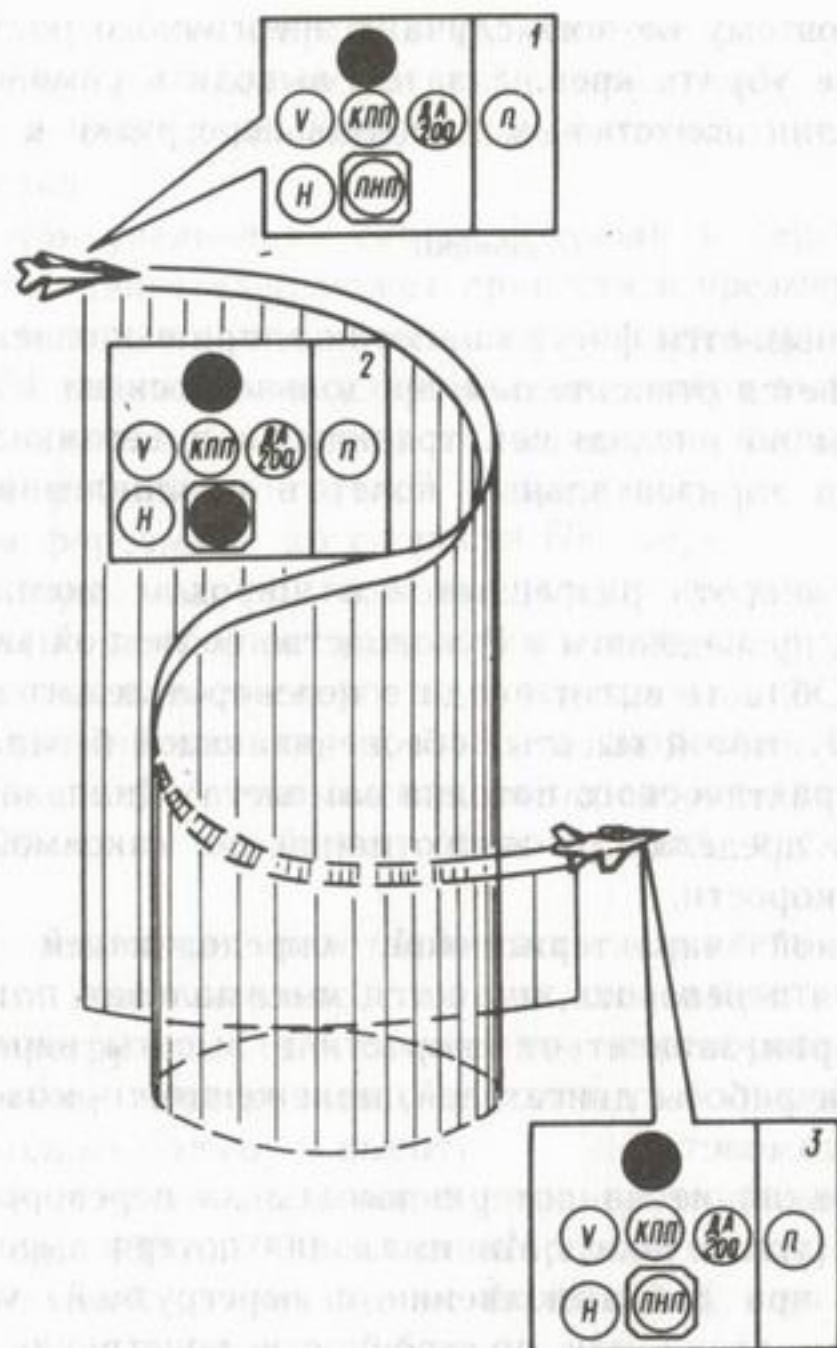


РИС. 1.8. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА НА СПИРАЛИ

При выполнении спирали с креном 45° в диапазоне средних высот при работе двигателя на малом газе и скорости 500 км/ч вертикальная скорость снижения находится в пределах 40...50 м/с.

Для вывода самолета из нисходящей спирали на заданной высоте необходимо за 200...250 м убрать крен и плавным отклонением ручки управления на себя вывести самолет в горизонтальный полет с одновременным увеличением режима работы двигателей до необходимого для последующего маневрирования. При необходимости вывода самолета в заданном направлении разворот продолжить в горизонтальном полете.

Грубой ошибкой при выполнении нисходящей спирали является увеличение крена с опусканием носа самолета, что сопровождается ростом скорости.

Попытка исправить ошибку взятием ручки управления на себя усугубляет положение, так как приводит к затягиванию самолета в

крутую спираль. Поэтому во всех случаях энергичного роста скорости необходимо вначале убрать крен, а затем выводить самолет из пикирования, не превышая допустимых значений перегрузки и угла атаки.

Переворот

Переворотом называется фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 180° , с последующим движением по нисходящей траектории в вертикальной плоскости и выводом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу.

Выполнение переворота разрешается в широком диапазоне высот и скоростей полета, приведенном в Руководстве по летной эксплуатации самолета МиГ-29. Область высот ввода в переворот лежит в диапазоне от минимально допустимой высоты, обеспечивающей безопасность маневра, до высоты практического потолка самолета. Диапазон скоростей ввода находится в пределах от эволютивной до максимально допустимой приборной скорости.

Наиболее важной характеристикой, определяющей допустимые условия выполнения переворота, является минимальная потеря высоты за переворот, которая зависит от скорости и высоты ввода, текущей перегрузки, режима работы двигателей, положения тормозных щитков и полетной массы самолета.

Определяющее влияние на потерю высоты за переворот имеет текущая перегрузка (угол атаки). Минимальная потеря высоты за переворот достигается при его выполнении с перегрузкой, максимально допустимой по углу атаки или по прочности конструкции самолета, и составляет около 1000 м. Уменьшение текущего значения перегрузки увеличивает потерю высоты за переворот тем значительнее, чем больше скорость ввода.

При выполнении переворота на скоростях 400...800 км/ч и работе двигателей на режиме малого газа минимальная потеря высоты за переворот практически не зависит от скорости ввода, так как с увеличением скорости пропорционально возрастает располагаемое значение перегрузки.

С увеличением высоты полета минимальная потеря высоты за переворот растет за счет уменьшения располагаемой перегрузки. Так, при выполнении переворота с высоты 8000 м минимальная потеря высоты составляет около 1600 м. Увеличение скорости ввода в переворот до чисел $M \geq 0,8 \div 0,85$ (при располагаемых углах атаки 15° вместо 24°) приводит к скачкообразному увеличению потери высоты за маневр. При вводе в переворот на высоте 10000 м и приборной скорости 500 км/ч ($M = 0,82$) потеря высоты уже составляет около 2700 м.

Потеря высоты за переворот, выполняемый при максимальном значении располагаемой перегрузки (угла атаки), на малых приборных скоростях ввода (400...650 км/ч) при работе двигателей на максималь-

ном режиме и полном форсаже практически одинакова. Это объясняется тем, что при увеличении тяги двигателей возрастает текущее значение скорости на маневре, а следовательно, растет и располагаемая перегрузка.

Однако при увеличении скорости ввода в переворот повышенный режим работы двигателей может привести к чрезмерному возрастанию скорости на выводе вплоть до выхода самолета в трансзвуковую область скоростей и к значительному увеличению потери высоты. Поэтому ввод в переворот с минимально допустимой высоты полета и на максимальном режиме работы двигателей разрешается до скорости 700 км/ч, а на полном форсаже — до скорости 650 км/ч.

Выпуск тормозных щитков на потерю высоты за переворот при вводе на малых приборных скоростях практически не влияет, при этом несколько уменьшается скорость и перегрузка при выводе из переворота. При выполнении переворота на скоростях более 800 км/ч их выпуск уменьшает потерю высоты за переворот (разница в потере высоты до 500 м) и позволяет предотвратить чрезмерное увеличение скорости.

Влияние изменения полетной массы самолета на потерю высоты за переворот незначительно, так как оно влияет только на текущее значение перегрузки. При выполнении переворота с максимальными располагаемыми перегрузками самолет с большей полетной массой теряет несколько большую высоту.

Освоение техники выполнения переворота рекомендуется начинать с высот ввода 4000...5000 м на скоростях ввода 500...600 км/ч при работе двигателей на режиме не более 80 % с углами атаки 13...15° и перегрузкой на выводе 5...5,5 ед.

Перед выполнением переворота необходимо наметить ориентир или запомнить курс ввода, установить заданные высоту, скорость ввода и режим работы двигателей (рис. 1.9, положение 1).

Непосредственно перед вводом в фигуру осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание в сторону нижней полусферы.

Плавным отклонением ручки управления на себя создать самолету угол кабрирования 10...15°, зафиксировать это положение, а затем координированным отклонением ручки управления и педалей за 3...4 с повернуть самолет вокруг продольной оси на 180° (выполнить полубочку). В момент, когда самолет повернется вверх колесами, проверить по естественному горизонту и КПП отсутствие крена и скольжения (положение 2).

Не фиксируя самолет в положении вверх колесами, плавным взятием ручки управления на себя создать самолету за 3...4 с угол атаки 13...15°. Одновременно визуально и по КПП оценить темп углового вращения самолета (положение 3).

Необходимо учитывать, что вялый ввод в переворот приводит к быстрому росту скорости и дополнительной потере высоты. Однако нельзя допускать и перетягивания ручки управления, что может при-

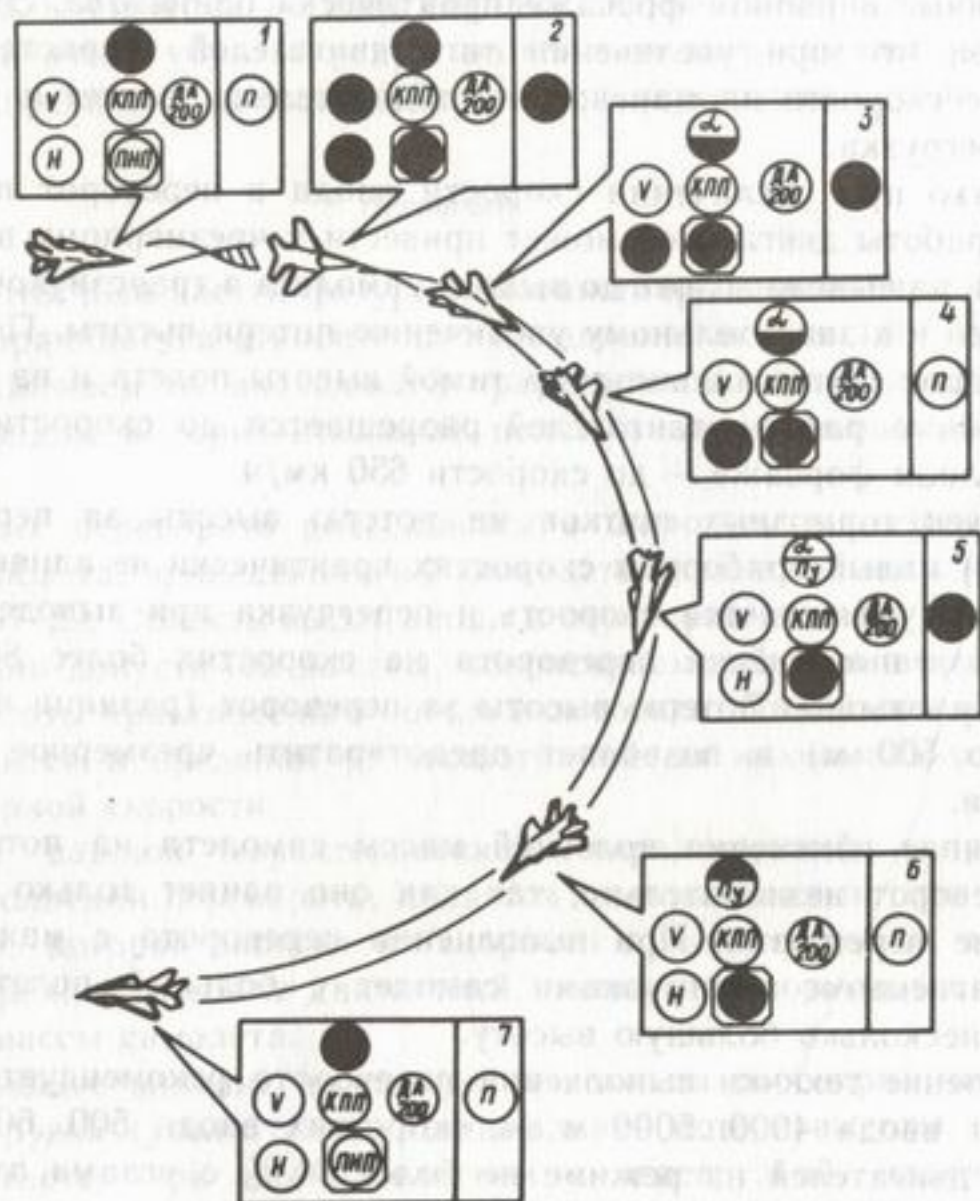


РИС. 1.9. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА НА ПЕРЕВОРОТЕ

вести к выходу на углы срабатывания СОС и отклонению траектории полета от расчетной.

При подходе к отрицательным углам пикирования $40...50^\circ$ убедиться в отсутствии крена и скольжения, проконтролировать темп роста скорости, высоту и режим работы двигателей (проверить положение РУД — положение 4).

С ростом скорости сохранение указанных (рекомендованных) углов атаки сопровождается ростом перегрузки. Поэтому на отвесном участке траектории, когда скорость начинает расти достаточно быстро, перейти на совместный контроль значений угла атаки и перегрузки (положение 5).

На углах пикирования, близких к 90° , проконтролировать скорость и перегрузку. После прохода отвесного участка пикирования убедиться в отсутствии скольжения, проконтролировать направление движения самолета относительно выбранного (линейного) ориентира. Сохраняя тянущие усилия на ручке управления самолетом, проконтролировать

перегрузку и при ее возрастании до $n_y = 5$ ед. выдерживать это значение перегрузки.

Ориентиром для оценки правильности выполнения фигуры является постоянство угловой скорости вращения самолета в пространстве, которое на протяжении всей фигуры должно быть примерно одинаковым.

При достижении углов пикирования $45...30^\circ$ визуально уточнить направление движения самолета, оценить скорость, высоту и в соответствии с их значениями внести изменения в величину перегрузки и режим работы двигателей (положение 6) с таким расчетом, чтобы вывод был закончен на заданной высоте и установленной скорости. Вывод считается законченным, когда вертикальная скорость самолета будет равна нулю. В горизонтальном полете убедиться в отсутствии крена, скольжения и вертикальной скорости по КПП и ДА-200 (положение 7).

Переворот, как правило, отрабатывается в комплексе с другими фигурами пилотажа. В этом случае при сохранении расчетных параметров полета на траектории переворота увеличение режима работы двигателей и изменение перегрузки для установления заданных высоты и скорости, необходимых для ввода в очередную фигуру, производить на положительных углах пикирования менее 45° , когда в поле зрения летчика появится естественный горизонт.

Наиболее характерными ошибками при выполнении переворота являются:

- резкое взятие ручки управления самолетом на себя после поворота самолета на 180° вокруг продольной оси. Это приводит, как правило, к чрезмерному увеличению угла атаки и выходу на режим срабатывания СОС, что требует в последующем уточнения закона управления самолетом;

- замедленное создание перегрузки на начальном участке, что приводит к увеличению скорости и большой потере высоты.

За переворот, выполняемый с высот $4000...5000$ м на скоростях $500...600$ км/ч с углами атаки $13...15^\circ$ на режиме работы двигателей 80% и выводом на скорости $700...800$ км/ч, самолет теряет около $1500...2000$ м высоты.

Расчетные параметры траектории переворота, выполняемого с указанными значениями, приведены в табл. 1.4.

При совершенствовании подготовки летчика рекомендуется постепенно увеличивать высоту и скорость ввода в фигуру, а также выполнять переворот на различных режимах работы двигателей. При этом необходимо учитывать, что выполнение переворота на форсажных режимах работы двигателей не дает ощутимого преимущества в сокращении времени маневра и уменьшении потери высоты, а приводит к значительному расходу топлива и усложняет технику пилотирования.

Переворот, выполняемый с максимальными значениями угла атаки и перегрузки (с минимальной потерей высоты), рекомендуется первоначально отрабатывать на средних и больших высотах. В последующем снижать высоту ввода в фигуру вплоть до минимальных значений, установленных Руководством по летной эксплуатации самолета.

Расчетные параметры траектории переворота

Параметр	Значение параметра при углах разворота по траектории переворота, градус				
	0	45	90	135	180
t , с	0	9,7	12,8	16	19,7
$H_{ист}$, м	4000	3850	3400	2880	2530
$V_{пр}$, км/ч	500	520	580	650	650
V_y , м/с	0	-78	-188	-126	0
p_y , ед.	1	3,5	4,6	5,8	1
α°	4,3	15	15	15	1,5

Примечания: 1. Таблица составлена для условий:

$$H_{вв} = 4000 \text{ м}, \quad p = 80 \%, \quad t_{вв} = 3 \text{ с}, \\ V_{вв} = 500 \text{ км/ч}, \quad M = 13000 \text{ кг}, \quad t_{выв} = 3 \text{ с}.$$

2. Тяга на выводе из переворота не увеличивалась.

При вводе в переворот с минимально допустимой высоты, особенно на большой скорости, темп создания перегрузки после выполнения полубочки должен быть выше (2...3 с). В этом случае при выводе из фигуры нужно ориентироваться на перегрузку, а не на угол атаки. Необходимо выдерживать перегрузку, близкую к максимально допустимой по прочности конструкции самолета в зависимости от полетной массы самолета и числа M . Потеря высоты при этом будет минимальная.

Основные параметры переворотов, выполняемых с различными режимами ввода, приведены в табл. 1.5.

Таблица 1.5

Параметры переворотов*

На вводе			α°	$p'_{\max}$	На выводе		ΔH , м	t , с
H , м	V , км/ч	Режим двиг.			H , м	V , км/ч		
3000	500	ПМГ	15	4,52	1495	530	1505	14,5
		ПМГ	22	4,4	1830	374	1170	13,5
		МАКС.	15	5	1313	770	1687	13,5
		МАКС.	22	5,42	1887	478	1113	11,5
	700	ПМГ	15	5	600	847	2400	16,5
		ПМГ	22	8	1753	467	1247	11,5
		МАКС.	22	8	1340	835	1660	11,7

* При расчетах время выполнения полубочки, а также время создания угла атаки (перегрузки) на вводе — 3 с.

На вводе			α°	$n'_{\text{у макс}}$	На выводе		$\Delta H, \text{ м}$	$t, \text{ с}$
$H, \text{ м}$	$V, \text{ км/ч}$	Режим двиг.			$H, \text{ м}$	$V, \text{ км/ч}$		
5000	500	ПМГ	15	4,7	3210	536	1790	15,5
		ПМГ	22	4,5	3600	385	2400	14,9
		МАКС.	15	5	3000	753	2000	15,5
		МАКС.	22	5,1	3660	460	2340	12,8
	700	ПМГ	15	5	2130	860	2870	18
		ПМГ	22	8	3520	462	1480	12,5
		МАКС.	15	5	1170	1086	3914	21
		МАКС.	22	8	3200	727	1800	12,3
10000	500	ПМГ	15	4,85	7170	567	2830	19,5
		ПМГ	22	4,1	7700	435	2300	18,5
		МАКС.	15	5	6925	708	3075	19
		МАКС.	22	5,33	7750	526	2250	16,1
	700	ПМГ	15	5	6800	650	3200	19,1
		ПМГ	15 (22)*	6,6	7600	500	2400	16,6
		МАКС.	15	5	5896	883	4104	21,5
		МАКС.	15 (22)	6 (8)	7160	600	2840	15,9

* При уменьшении числа M до 0,85.

Петля Нестерова

Петлей Нестерова называется фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает в вертикальной плоскости замкнутую кривую, расположенную выше точки ввода.

Ввод в петлю Нестерова разрешается выполнять на максимальном и форсажном режимах работы двигателей в широком диапазоне высот и скоростей полета. Так, минимальная скорость ввода в петлю Нестерова на максимальном режиме работы двигателей составляет 650 км/ч, а максимальная высота ввода — около 6000 м. При выполнении фигур на режиме «Полный форсаж» минимальная скорость ввода составляет 500 км/ч, а максимальная высота — примерно 8000 м. Приведенные значения высоты и скорости ввода в фигуры рассчитаны из условия достижения в верхней точке фигуры скорости не менее 300 км/ч. Результаты расчетов полностью подтвердились в практических полетах.

Максимальная скорость ввода в петлю Нестерова ограничена существующим ограничением приборной скорости полета самолета.

В учебных целях петля Нестерова отрабатывается в диапазоне высот и скоростей, указанных на рис. 1.10. Однако первоначальное освоение техники выполнения петли целесообразно начинать при вводе в фигуру с высоты 1500...2000 м на скоростях 750...800 км/ч при работе двигателей на максимальном режиме. При этом создаются хорошие

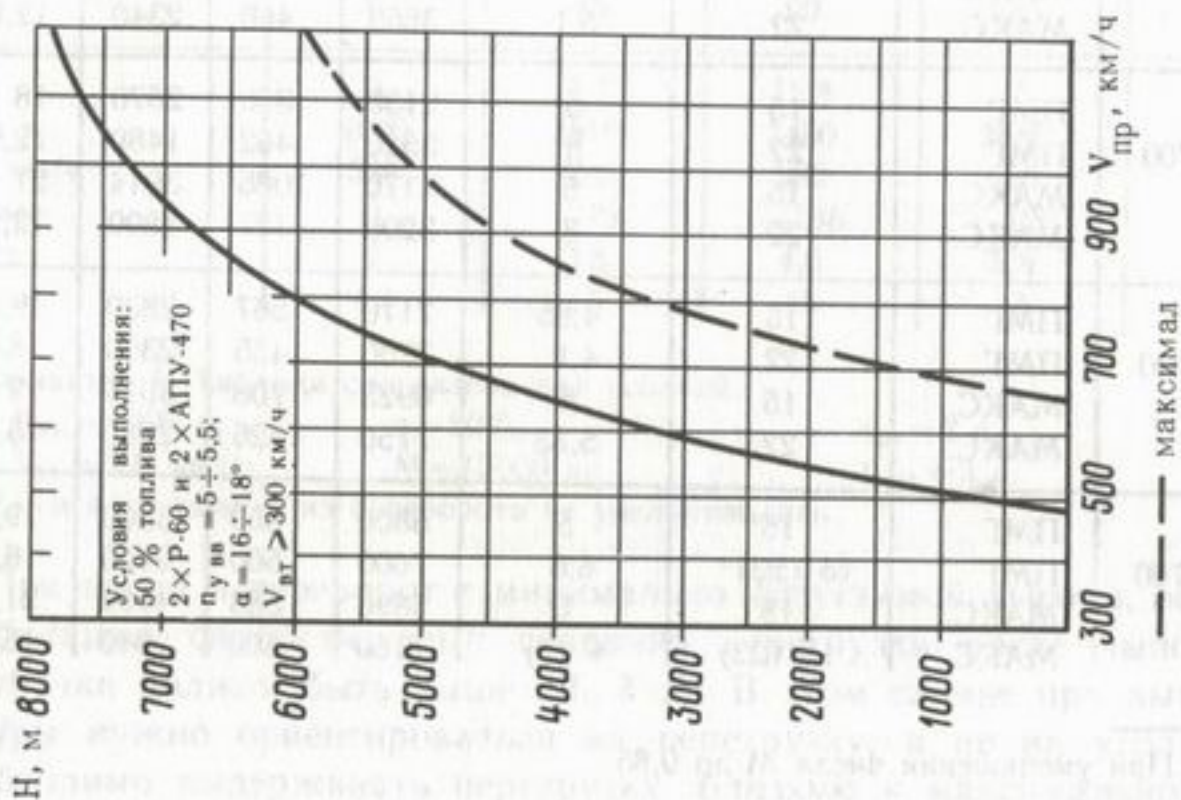
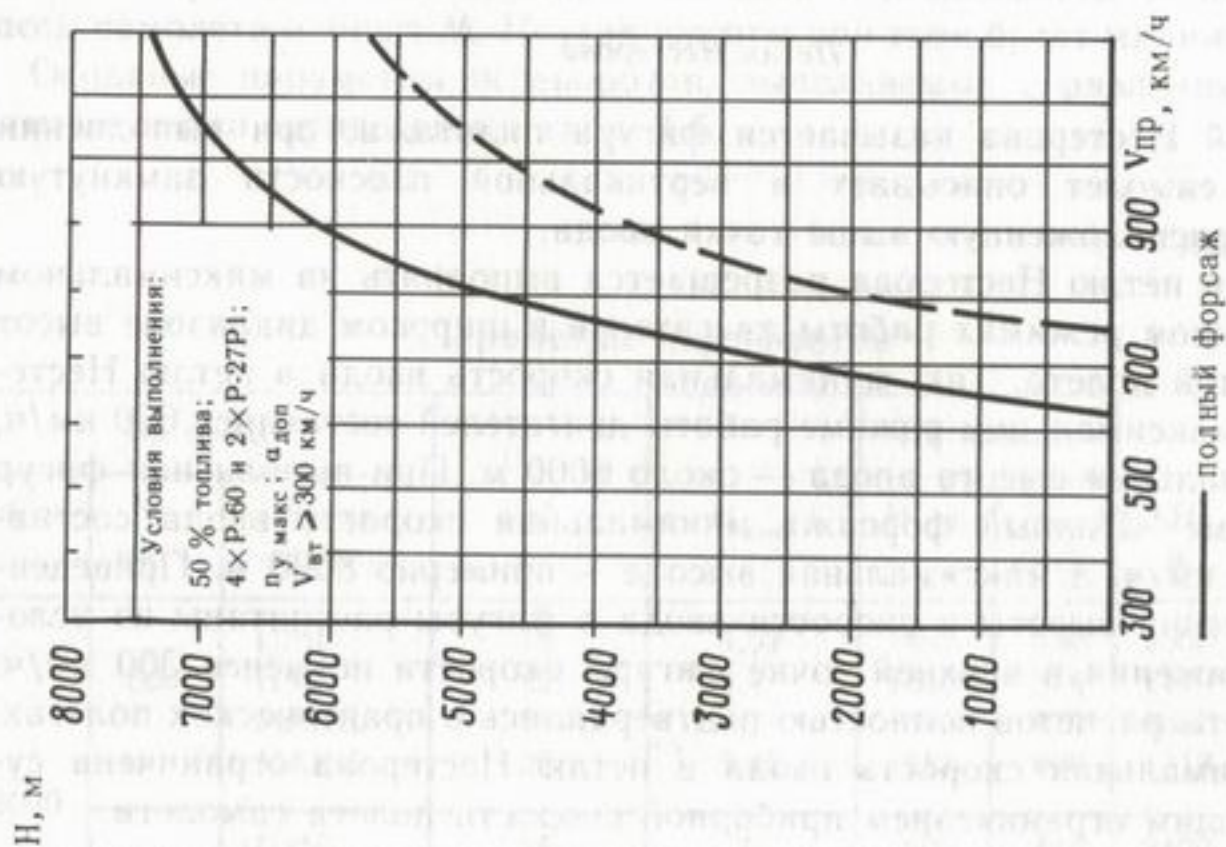


РИС. 1.10. ОБЛАСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ

условия для выполнения комплексного пилотажа в середине диапазона возможных скоростей, высот, перегрузок и углов атаки. Расчетные параметры петли Нестерова, выполняемой с указанными значениями, приведены в табл. 1.6.

Таблица 1.6

Параметры петли Нестерова

θ°	0	45	90	135	180	225	270	315	360
t, c	0	6,4	10,3	13,5	16,7	20,1	23,5	27,0	35,5
$H_{ист}, м$	2000	2480	3250	3770	4000	3780	3240	2640	2050
$V, км/ч$	800	750	610	490	450	470	540	600	730
$V_y, м/с$	0	170	200	117	0	-112	-180	-140	0
$n_y, ед.$	1	5	5	3,2	2,7	3,0	4,3	5	1
α°	1,5	8,4	14,2	14,8	15	14,9	14,8	14,2	2
$L, м$	0	1500	1830	1550	1190	710	480	730	2440

До начала выполнения фигуры необходимо наметить ориентир (направление) ввода, установить заданные высоту, скорость ввода и режим работы двигателей (рис. 1.11, положение 1). При выполнении петли на форсажном режиме работы двигателей форсаж включается в процессе ввода по мере создания заданной (расчетной) перегрузки. При его включении перед началом маневра скорость растет достаточно энергично, в результате чего в процессе ввода она увеличивается на 60...80 км/ч от заданной.

Непосредственно перед вводом в фигуру осмотреть воздушное пространство верхней полусферы, убедиться в отсутствии крена и скольжения и ввести самолет в маневр, создав за 3...4 с перегрузку около 5 ед. В процессе ввода контролировать увеличение угла тангажа и отсутствие скольжения, темп создания перегрузки, а также характер изменения скорости (положение 2).

По достижении угла 40...45° проконтролировать значение перегрузки, убедиться в отсутствии крена и скольжения, оценить темп углового вращения самолета по траектории и в дальнейшем обеспечить его постоянство, выдерживая заданные значения перегрузки и угла атаки (положение 3).

С разворотом самолета на угол 80...110° по траектории скорость заметно падает, что сопровождается уменьшением располагаемой перегрузки и ростом углов атаки. Поэтому при подходе самолета к вертикальному положению необходимо перейти на совместный контроль их значений.

В диапазоне углов разворота по траектории 80...100°, сохраняя установленный темп углового вращения, не допускать движения ручки управления в сторону и отклонения педалей (не делать попытку устранить крен, так как в этом диапазоне углов тангажа КПП дает неточные показания).

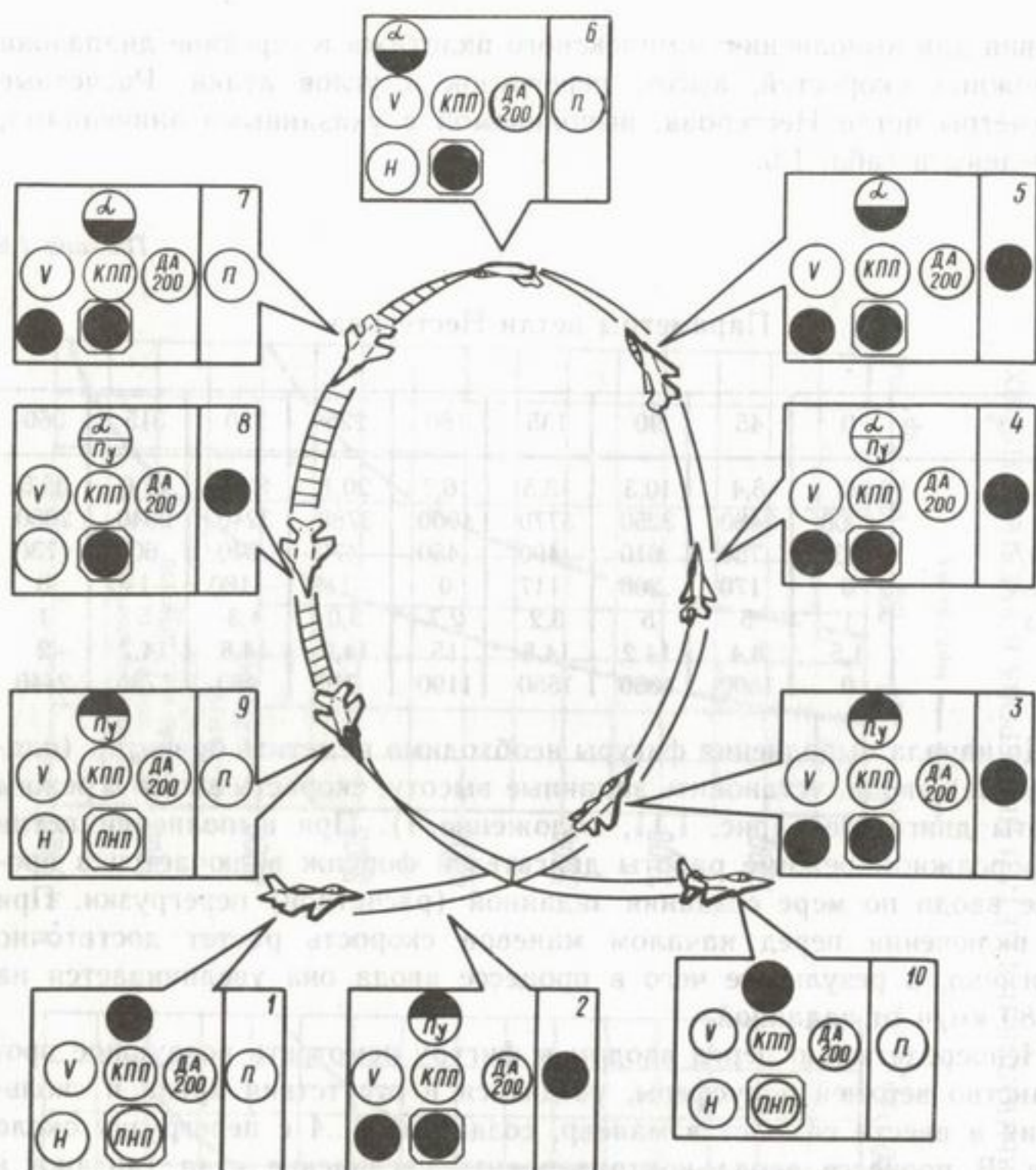


РИС. 1.11. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА
НА ПЕТЛЕ НЕСТЕРОВА

По достижении угла тангажа 90° проконтролировать скорость (при указанных выше параметрах ввода ее значение составит около 600 км/ч), угол атаки, перегрузку и отсутствие крена и скольжения по ДА-200. В этом положении силуэт самолета на КПП поворачивается вверх колесами, а движение шкалы углов тангажа становится обратным (положение 4).

С падением скорости до значений $550...500 \text{ км/ч}$ перейти полностью на контроль за выполнением фигуры по углам атаки, выдерживая их в пределах $14...15^\circ$.

При развороте самолета по траектории петли на угол 135° проконтролировать скорость, величину угла атаки, отсутствие крена и скольжения (положение 5).

В положении самолета вверх колесами при углах тангажа, исключающих возможность определения крена относительно горизонта, его устранение с использованием информации КПП представляет некоторую сложность. В целях облегчения определения и устранения крена, ориентируясь по положению силуэта самолета на КПП, летчик должен устранять крен самолета в перевернутом полете, «подпирая» ручкой управления опущенное крыло на приборе КПП.

С появлением в поле зрения естественного горизонта проконтролировать и убрать крен, используя визуальную информацию пространственного положения самолета. Возможность наблюдения линии горизонта и одновременной оценки пространственного положения самолета по крену реализуется не ранее чем за $25...30^\circ$ до выхода самолета в верхнюю точку петли. Более раннее отвлечение взгляда на поиск линии горизонта усложняет летчику контроль за сохранением параметров фигуры.

За $10...15^\circ$ до подхода носа к линии горизонта проверить скорость и высоту, а также отсутствие крена и скольжения. После опускания носа самолета ниже линии горизонта при значении скорости более 300 км/ч выключить форсаж (если он был включен), установить режим работы двигателей 80 % и перейти на нисходящую часть фигуры, сохраняя углы атаки в пределах $13...15^\circ$ (положения 6, 7).

Если скорость в верхней точке петли менее эволютивной, то, не увеличивая углов атаки более $13...15^\circ$, при нейтральных педалях выждать, когда самолет пройдет верхнюю точку и наберет скорость не менее 350 км/ч, после чего выключить форсаж и установить необходимый режим работы двигателей.

Если в верхней точке высота будет меньше 3000 м, то после опускания носа самолета на горизонт выполнить полубочку и фигуру закончить полупетлей.

Техника выполнения нисходящей части петли, распределение внимания и особенности поведения самолета такие же, как и при выполнении переворота.

Наиболее характерными ошибками при выполнении петли являются:

- излишне энергичный ввод в фигуру при выполнении ее на максимале, что приводит к большой потере скорости на вводе. В этом случае, если при углах тангажа $50...60^\circ$ скорость будет в пределах 500...600 км/ч, необходимо выполнить полубочку, опустить нос на линию горизонта и вывести самолет в горизонтальный полет;

- вялый ввод в петлю, приводящий к большому набору высоты и выходу в верхнюю точку фигуры на скорости менее эволютивной. В этом случае не следует допускать увеличения углов атаки более 19° , а, выждав, когда самолет пройдет верхнюю точку и наберет скорость не менее 350 км/ч, выключить форсаж и установить необходимый режим работы двигателей, выполнить полубочку для выхода в горизонтальный полет;

- несоразмерное и резкое взятие на себя ручки управления самолетом во второй половине петли, которое может привести к выходу на большие углы атаки вплоть до срабатывания СОС.

При совершенствовании летчиков в технике пилотирования рекомендуется следующая последовательность освоения петли Нестерова в пределах граничных значений высоты и скорости ввода в фигуру:

- отработка фигуры на максимальном режиме работы двигателей с перегрузкой 5 ед. и углами атаки 13...15° на средней, большой и малой высоте;

- отработка фигуры на режиме «Полный форсаж» с перегрузкой 5 ед. и углами атаки 13...15° на средней, большой и малой высоте;

- отработка фигуры на предельных значениях перегрузки и угла атаки в аналогичной последовательности.

На рис. 1.12 приводятся параметры выполнения петли Нестерова, выполняемой на режиме работы двигателей «Полный форсаж» с перегрузкой 5 ед. и углом атаки на траектории 15°.

Полупетля

Полупетля — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает восходящую часть петли Нестерова с последующим поворотом относительно продольной оси на 180° и выводом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу.

Выполнение полупетли разрешается в области скоростей и высот, установленной для петли Нестерова (см. рис. 1.10). Основные параметры полупетли, полученные расчетным путем, приводятся в табл. 1.7.

Таблица 1.7
Параметры полупетли

На вводе (траектории маневра)					На выводе					
H, м	V, км/ч	Режим двиг.	$n_{y \text{ макс}}$	$\alpha_{\text{макс}}^\circ$	H, м	V, км/ч	n_y	α°	ΔH , м	t, с
1000	550	ПФ	5	16	2350	470	3,5	16	1350	14,5
	660		8	22	1990	390	3,0	22	990	12
	1000		5	16	5200	810	5,0	7	4200	23
	700	МАКС	5	16	2440	380	2,0	16	1440	16
	750		8,5	22	2060	330	2,2	22	1060	13
3000	600	ПФ	5	16	4740	430	2,9	16	1740	17
	700		8,5	22	4300	400	3,2	22	1300	13
	950		5	11	6720	660	5,0	11	3720	22
	800	МАКС	5	16	5080	400	2,4	16	2080	18
	850		8,5	22	4400	365	2,6	22	1400	14
5000	700	ПФ	5	16	7500	475	2,9	16	2500	19
	800		8,5	22	6700	400	3,0	22	1700	15
	850		5	16	8230	520	3,6	16	3230	21
6000	800	ПФ	5	16	9050	440	2,7	16	3050	21

Примечание. Параметры полупетли рассчитаны без выполнения полубочки в верхней точке фигуры.

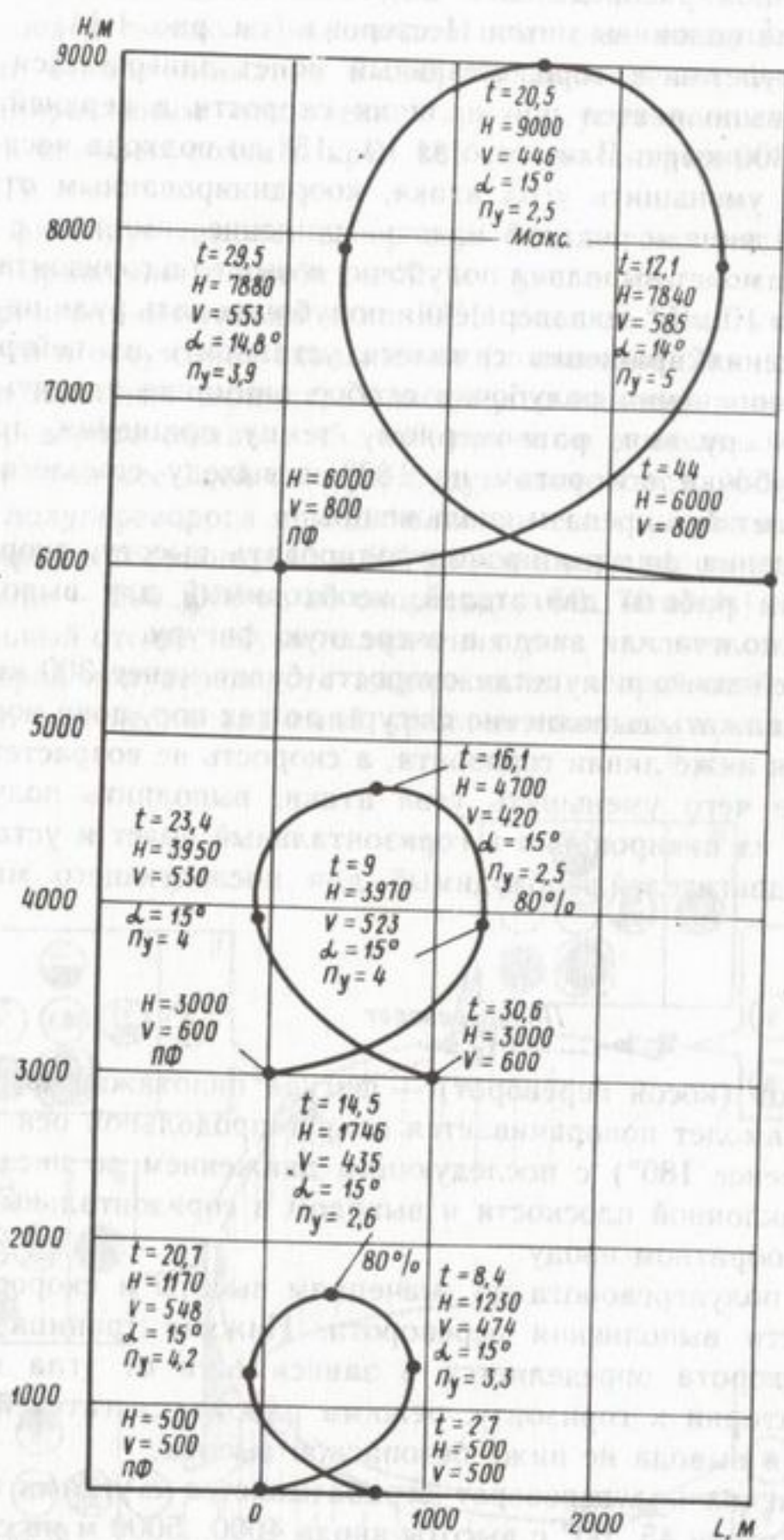


РИС. 1.12. ПАРАМЕТРЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА

При первоначальном освоении полупетли отрабатывается при тех же параметрах ввода, что и петля Нестерова. Техника выполнения полупетли и порядок распределения внимания такие же, как и при выполнении первой половины петли Нестерова (см. рис. 1.11).

Вывод из полупетли в горизонтальный полет завершается полубочкой, которая выполняется при наличии скорости в верхней точке фигуры не менее 300 км/ч. Для этого за $10...15^\circ$ до подхода носа самолета к горизонту уменьшить угол атаки, координированным отклонением ручки управления и педалей начать вращение самолета с таким расчетом, чтобы самолет выполнил полубочку и вышел в горизонтальный полет за 3...4 с. За $10...15^\circ$ до завершения полубочки дать рули на вывод и после прекращения вращения самолета установить их нейтрально.

В процессе выполнения полубочки особое внимание уделять координации действий рулями, равномерному темпу вращения, точному завершению полубочки поворотом на 180° и выходу самолета в горизонтальный полет без крена и скольжения.

После завершения фигуры проконтролировать высоту, скорость и установить режим работы двигателей, необходимый для выполнения горизонтального полета или ввода в очередную фигуру.

Если в верхней точке полупетли скорость будет менее 300 км/ч, то необходимо продолжать выполнение фигуры до тех пор, пока нос самолета не опустится ниже линии горизонта, а скорость не возрастет более 350 км/ч. После чего уменьшить угол атаки, выполнить полубочку, вывести самолет из пикирования в горизонтальный полет и установить режим работы двигателей, необходимый для последующего маневрирования.

Полупереворот

Полупереворот (косой переворот) — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается вокруг продольной оси на угол более 90° (но менее 180°) с последующим движением по нисходящей траектории в наклонной плоскости и выводом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу.

Выполнение полупереворота по значениям высоты и скорости возможно в области выполнения переворота. Нижняя граница выполнения полупереворота определяется в зависимости от угла наклона плоскости траектории к горизонту, режима работы двигателей и соблюдения условия вывода не ниже безопасной высоты.

В учебных целях полупереворот отрабатывается с углами наклона плоскости траектории $45...60^\circ$ с высоты ввода 4000...5000 м на скорости 500...600 км/ч при работе двигателей на режиме 80...85 %.

При выполнении полупереворота углы атаки на вводе и перегрузка на траектории составляют $13...15^\circ$ и 5...5,5 ед. соответственно. При этом потеря высоты за полупереворот с углом наклона плоскости траектории $45...60^\circ$ составит около 1500 м.

До начала выполнения фигуры необходимо наметить ориентир или запомнить курс ввода, установить заданные высоту, скорость ввода и режим работы двигателей (рис. 1.13, положение 1).

Непосредственно перед вводом осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание в сторону выполнения фигуры, после чего координированным отклонением ручки управления и педалей перевернуть самолет, создать крен 135° и проконтролировать его значение по КПП.

Не фиксируя самолет в перевернутом положении, плавным взятием ручки управления на себя за 3...4 с увеличить угол атаки до $13...15^\circ$. Одновременно визуальнo и по КПП оценить темп углового вращения самолета и отсутствие скольжения (положение 2).

При заданных параметрах ввода угол наклона плоскости траектории полупереворота составит $45...60^\circ$, при этом величины крена и угла тангажа в процессе всей фигуры будут изменяться. Учитывая, что параметры полупереворота при выполнении его с углом наклона плоскости траектории к горизонту 45 и 60° различаются незначительно (по высоте на выводе — $200...300$ м, по скорости — $50...70$ км/ч), а точный инструментальный отсчет текущего значения угла наклона отсутствует, наклон траектории полупереворота выдерживается приблизительно путем проверки и уточнения значений крена и тангажа в контрольных точках

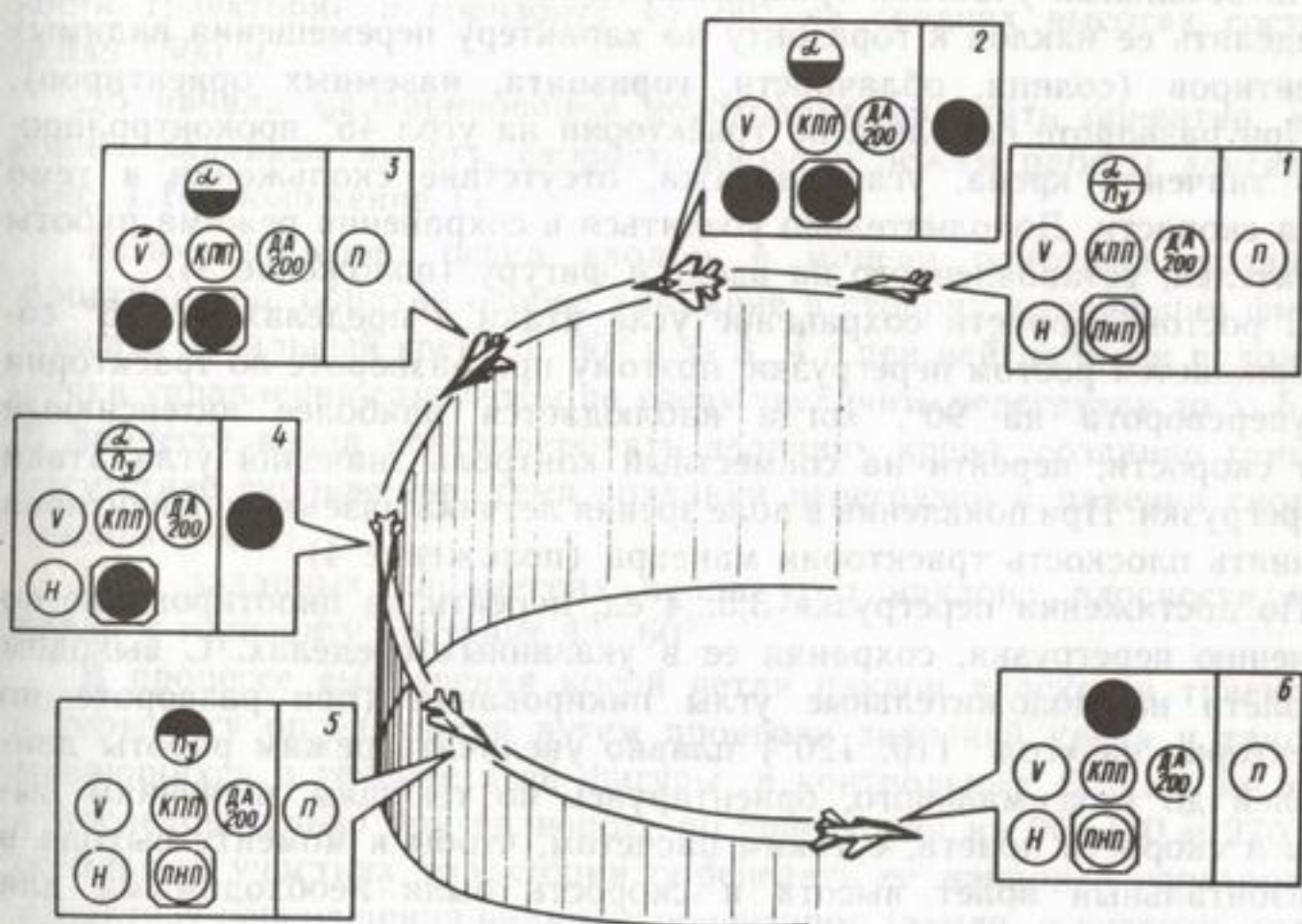


РИС. 1.13. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА НА ПОЛУПЕРЕВОРОТЕ

на вводе и последовательно при развороте по траектории на 45, 90 и 135°. С достаточной для практики точностью летчику необходимо для контроля угла наклона траектории полупереворота запомнить следующие значения углов крена и тангажа по табл. 1.8.

Таблица 1.8

Углы крена и тангажа на полуперевороте

Параметр	Значение параметра при углах разворота по траектории полупереворота, градус				
	0	45	90	135	180
Крен, градус	135	110	80	60	0
Тангаж, градус	0	25	50	25	0

Уменьшение крена будет сопровождаться уменьшением угла тангажа в контрольных точках, то есть угол наклона плоскости полупереворота к горизонту будет меньше заданного.

На остальных участках траектории движения в заданной плоскости определять ее наклон к горизонту по характеру перемещения видимых ориентиров (солнца, облачности, горизонта, наземных ориентиров).

При развороте самолета по траектории на угол 45° проконтролировать значения крена, угла тангажа, отсутствие скольжения и темп роста скорости. Дополнительно убедиться в сохранении режима работы двигателей, установленного на вводе в фигуру (положение 3).

С ростом скорости сохранение угла атаки в пределах 13...15° сопровождается ростом перегрузки, поэтому при развороте по траектории полупереворота на 90°, когда наблюдается наиболее интенсивный рост скорости, перейти на совместный контроль значений угла атаки и перегрузки. При появлении в поле зрения летчика наземных ориентиров уточнить плоскость траектории маневра (положение 4).

По достижении перегрузки 3,5...4 ед. перейти на пилотирование по значению перегрузки, сохраняя ее в указанных пределах. С выходом самолета на положительные углы пикирования (при развороте по траектории на угол 110...120°) плавно увеличить режим работы двигателей до максимального, ориентируясь по текущим значениям высоты и скорости полета, с таким расчетом, чтобы к моменту выхода в горизонтальный полет высота и скорость были необходимыми для последующего маневрирования.

При углах пикирования 20...30° уточнить направление, оценить скорость, высоту и в соответствии с их значениями внести изменения в величину перегрузки и режим работы двигателей (положение 5).

В процессе вывода из полупереворота, сообразуясь с запасом высоты и текущим значением скорости, начать плавное уменьшение перегрузки с таким расчетом, чтобы при подходе носа самолета к горизонту перегрузка была равна единице, а значения высоты и скорости были заданные. После этого вывести самолет из крена.

Вывод считается законченным, когда вертикальная скорость самолета будет равна нулю. В горизонтальном полете убедиться в отсутствии крена, скольжения и вертикальной скорости (положение 6).

Косая петля

Косая петля — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает в наклонной плоскости замкнутую кривую, расположенную выше точки ввода.

Выполнение косой петли по высоте и скорости возможно в области выполнения петли Нестерова.

В процессе обучения косая петля отрабатывается с углом наклона плоскости траектории $45...60^\circ$ при высоте ввода 1500...2000 м на скорости 750...800 км/ч и максимальном режиме работы двигателей.

При выполнении косой петли углы атаки и перегрузка на траектории составляют $13...15^\circ$ и 5...5,5 ед. соответственно. При этом диапазон изменения высоты при выполнении косой петли с углом наклона плоскости траектории к горизонту $45...60^\circ$ на средних высотах составит около 1500 м.

До начала маневрирования необходимо наметить ориентир, установить заданные высоту, скорость ввода и режим работы двигателей (рис. 1.14, положение 1).

Непосредственно перед вводом в маневр осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание в сторону выполнения фигуры, создать начальный крен $25...30^\circ$ и за 3...4 с при нейтральном положении ручки управления самолетом по крену увеличить перегрузку до 5...5,5 ед. В процессе ввода контролировать величину крена, создание тангажа, отсутствие скольжения, темп создания перегрузки и падения скорости (положение 2).

При заданных параметрах ввода угол наклона плоскости косой петли к горизонту составит $45...60^\circ$.

В процессе выполнения косой петли наклон плоскости траектории к горизонту определяется путем проверки значений крена и тангажа, меняющихся в течение всей фигуры, в контрольных точках: на вводе и последовательно при развороте по траектории на 90 , 180 и 270° . На остальных участках траектории определять ее наклон к горизонту по характеру перемещения видимых ориентиров (земли, горизонта, солнца, облачности).

Учитывая невозможность строгого инструментального отсчета угла наклона плоскости фигуры, а также незначительное различие в параметрах выполнения косой петли с углом наклона 45 и 60° , надо исполь-

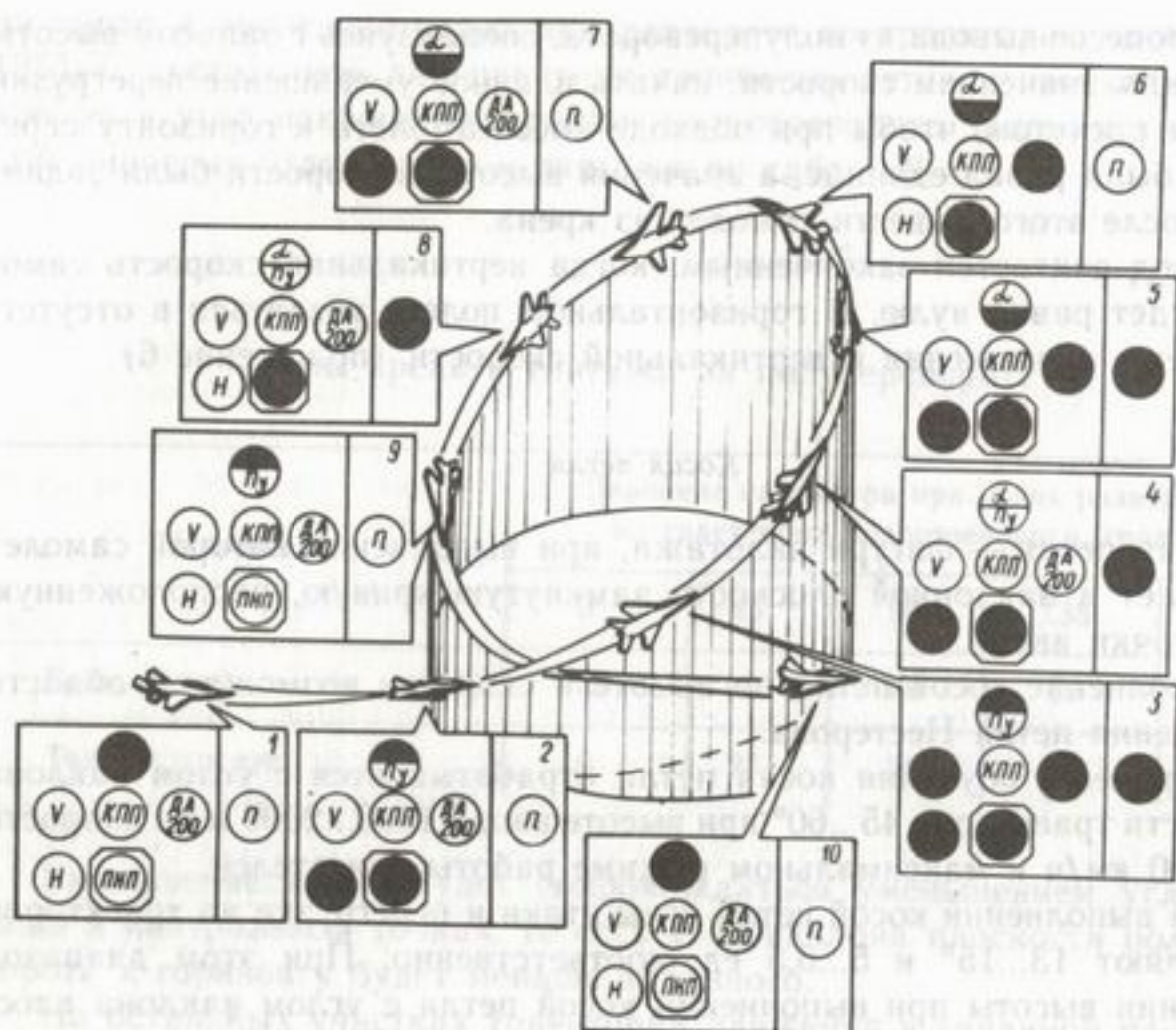


РИС. 1.14. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА НА КОСОЙ ПЕТЛЕ

зовать данные табл. 1.9, в которой приведены осредненные значения крена и тангажа в контрольных точках фигуры.

Таблица 1.9

Углы крена и тангажа на косой петле

Параметр	Значение параметра при углах разворота, градус				
	0	90	180	270	0
Крен, градус	30	80	130	80	0
Тангаж, градус	0	50	0	50	0

Увеличение крена на траектории будет сопровождаться уменьшением угла тангажа в контрольных точках, то есть угол наклона плоскости косой петли к горизонту будет меньше заданного.

При развороте по траектории на угол $40...45^\circ$ проконтролировать величину крена, тангажа и перегрузки, отсутствие скольжения, оценить темп углового вращения самолета по траектории и обеспечить его постоянство, ориентируясь по скорости изменения перегрузки, темпу перемещения видимых ориентиров, временным ощущениям, изменению усилий на ручке управления (положение 3).

С разворотом на угол по траектории 90° оценить пространственное положение самолета и при необходимости внести изменения в величину крена, а также проконтролировать значения перегрузки, угла атаки и скорости (положение 4). После прохождения угла разворота по траектории 90° силуэт самолета на КПП будет показывать дальнейшее увеличение крена, а углы тангажа начнут уменьшаться.

В процессе выполнения восходящей части фигуры пространственное положение определяется относительно линии естественного горизонта с контролем наклона траектории по КПП. Для увеличения времени просмотра линии горизонта взгляд летчика должен быть направлен в сторону наклона кривой петли.

При развороте по траектории кривой петли на угол 135° проконтролировать крен и тангаж, значения угла атаки и скорости самолета. При уменьшении скорости до 500 км/ч перейти полностью на контроль выполнения фигуры по углам атаки, выдерживая их в пределах $13...15^\circ$ (положение 5). При подходе к этому участку кривой петли уже возможен просмотр линии горизонта, что облегчает задачу летчику по определению плоскости наклона траектории фигуры по величине крена.

В верхней точке кривой петли проверить скорость и высоту, величину угла атаки, значение крена и отсутствие скольжения. После опускания носа самолета ниже горизонта установить режим работы двигателей $80...85\%$ и выполнить нисходящую часть кривой петли (положение 6).

Техника выполнения нисходящей части кривой петли и порядок распределения внимания такие же, как и при выполнении полупереворота (косоугольного переворота) (положения 7...10).

Боевой разворот

Боевой разворот — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет энергично набирает высоту с одновременным разворотом на 180° (на заданный угол) (рис. 1.15).

Боевой разворот может выполняться как на максимальном, так и на форсажном режиме работы двигателей.

Траектория и параметры боевого разворота существенно зависят от способа пилотирования. В летной практике существуют два типа боевых разворотов: по типу спирали и по типу кривой полупетли.

Боевой разворот по типу спирали характеризуется малыми перегрузками и большим набором высоты, его выполнение существенной сложности не представляет.

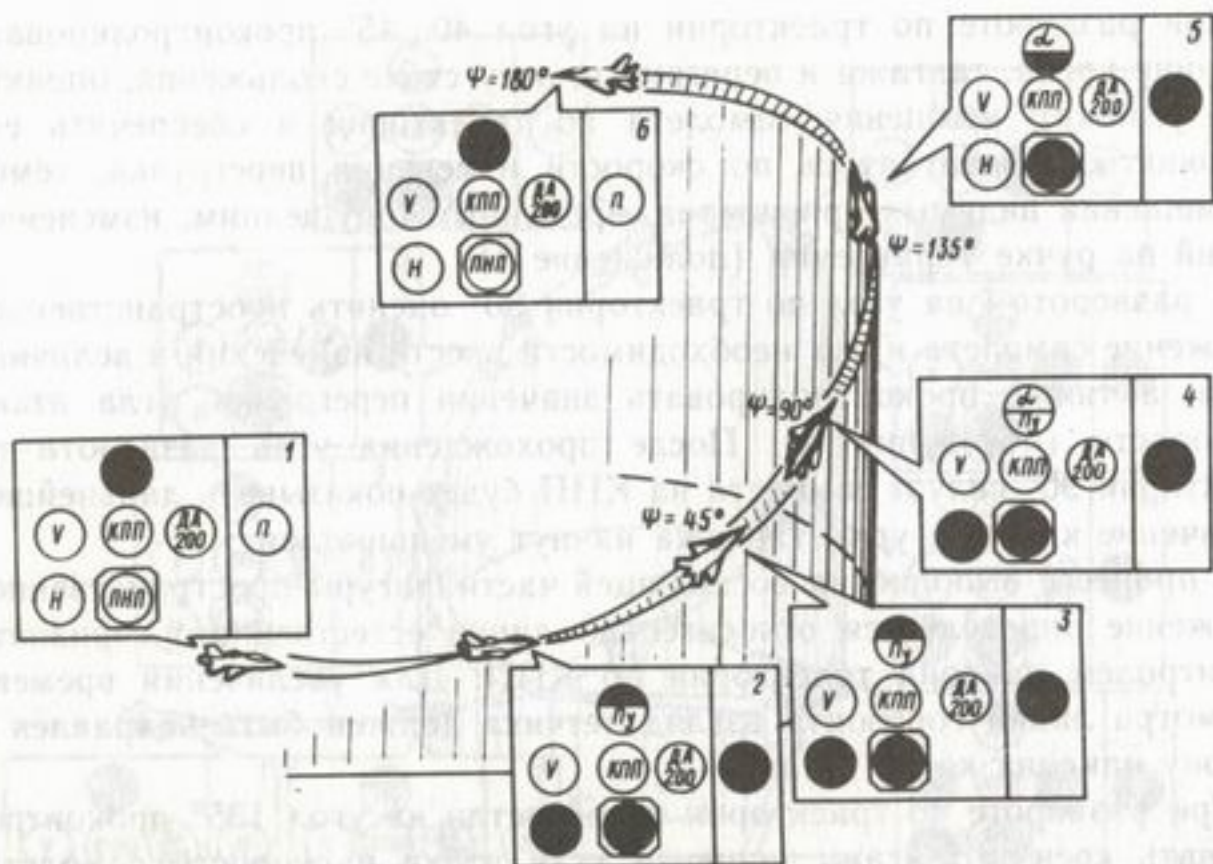


РИС. 1.15. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА
НА БОЕВОМ РАЗВОРОТЕ

В практике боевой подготовки отрабатывается боевой разворот по типу косой полупетли с углом наклона плоскости траектории 45 и 60°, обеспечивающий оптимальное соотношение времени разворота на 180° и набора высоты за маневр при высоком уровне перегрузок, необходимых при боевом маневрировании.

Боевой разворот по типу косой полупетли отрабатывается в диапазоне высот и скоростей, установленном для выполнения петли Нестерова.

Первоначальное освоение техники выполнения боевого разворота целесообразно производить при вводе в фигуру с высот 1500...2000 м на скоростях 750...800 км/ч при работе двигателей на максимальном режиме. При выполнении боевого разворота перегрузку и угол атаки на траектории выдерживать в пределах 5...5,5 ед. и 13...15° соответственно. При отработке боевого разворота в комплексе с вертикальными фигурами рекомендуется выдерживать перегрузки на траектории не более 4 ед. и углы атаки в пределах 10...12°.

Перед вводом в фигуру наметить ориентир или запомнить курс ввода в фигуру, установить заданные высоту и скорость ввода (рис. 1.15, положение 1). При выполнении боевого разворота на максимальном режиме работы двигателей скорость устанавливается заданная, а при выполнении фигуры на форсаже — на 50 км меньше с учетом ее роста до заданного значения в процессе ввода в фигуру.

Непосредственно перед вводом в маневр осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание в сторону выполнения фигуры, создать начальный крен $25...30^\circ$ и при нейтральном положении ручки управления самолетом по крену увеличить перегрузку за $3...4$ с до 4 (5) ед. В процессе ввода контролировать нарастание величины крена, угла тангажа, отсутствие скольжения, темп нарастания перегрузки и изменение скорости (на максимале — падение, на форсаже — вначале рост, а затем падение, положение 2).

При заданных параметрах ввода угол наклона плоскости траектории маневра составит $45...60^\circ$.

В процессе боевого разворота наклон плоскости траектории к горизонту определяется путем проверки и уточнения значений крена и тангажа (меняющихся в течение всей фигуры) в контрольных точках: на вводе и последовательно по траектории на 45 , 90 и 135° . На остальных участках траектории определять ее наклон к горизонту по характеру перемещения видимых ориентиров (земли, горизонта, солнца, облачности).

Учитывая невозможность строгого инструментального отсчета угла наклона плоскости фигуры, а также незначительное различие в параметрах выполнения боевого разворота с углом наклона 45 и 60° , в табл. 1.10 приведены осредненные значения крена и тангажа в контрольных точках фигуры, выполняемой по типу косой полупетли.

Увеличение крена будет сопровождаться уменьшением угла тангажа в контрольных точках, то есть угол наклона плоскости траектории боевого разворота к горизонту будет меньше заданного.

Существенной характеристикой выполнения боевого разворота является темп вращения по траектории или угловая скорость самолета. Летчик должен добиваться одинакового темпа вращения по траектории, ориентируясь по скорости изменения перегрузки, временным ощущениям, темпу перемещения ориентиров, находящихся в поле зрения, а также по усилиям на ручке управления в процессе всей фигуры, которые должны быть постоянными.

Таблица 1.10

Углы крена и тангажа на боевом развороте

Параметр	Значение параметра при углах разворота, градус				
	0	45	90	135	180
Крен, градус	30	60	80	110	0
Тангаж, градус	0	25	50	25	0

В первой половине боевого разворота сохранять значение перегрузки, созданной на вводе в маневр, контролируя темп падения скорости и увеличение угла атаки. По достижении угла атаки $10...12^\circ$ ($13...15^\circ$), что происходит при заданном законе управления самолетом на скорости около 500 км/ч, продолжать маневр до его завершения, сохраняя угол атаки в указанных пределах (положения 3, 4).

Во второй половине боевого разворота основное внимание уделять контролю скорости, высоты, угла атаки и сохранению направления вывода (положение 5).

К моменту завершения маневра должны обеспечиваться три условия:

- скорость должна быть не менее эволютивной;
- высота должна быть заданной;
- самолет должен развернуться на 180° .

Для выполнения этих условий необходимо соответственно регулировать значения крена и тангажа в зависимости от текущих значений скорости, высоты и угла разворота.

При развороте на угол $160...165^\circ$ по траектории подвести нос самолета к горизонту и координированным движением ручки и педалей вывести самолет из крена на заданной высоте вывода. В процессе вывода довернуться на ориентир или заданный курс (положение 6).

Расчетные параметры боевого разворота, выполняемого с углом наклона 45° на различных режимах ввода, приведены в табл. 1.11.

Таблица 1.11

Расчетные параметры боевого разворота

Ввод			n_y	α°	Верхняя точка			H, м	t, с
H, м	V, км/ч	Режим двиг.			H, м	V, км/ч	n_y		
1000	1000	МАКС.	4	15	3840	710	4	2840	24,6
	1000	МАКС.	9	22	2120	580	6,7	1120	11,1
	1000	ПФ	4	15	5000	940	4	4000	28,1
	1000	ПФ	9	22	2500	880	9	1500	12,6
5000	800	МАКС.	4	15	7260	470	2,6	2260	23,1
	800	МАКС.	9	22	6100	330	2,0	1100	14,1
	800	ПФ	4	15	8200	620	4	3200	25,6
	800	ПФ	9	22	6120	420	3,4	1120	13,1

Примечание. Условия расчета: боевой разворот по типу косой полупетли с углом наклона плоскости маневра к горизонту 45° .

Бочка представляет собой фигуру пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 360° с сохранением общего направления полета.

На самолете разрешается выполнять быстрые и замедленные, одинарные и многократные, горизонтальные, восходящие и нисходящие бочки.

В практике боевой подготовки при первоначальном освоении самолета вначале отрабатываются быстрые горизонтальные бочки. При выполнении быстрой горизонтальной бочки самолет летит по спиралеобразной траектории, вначале набирая высоту, а затем снижаясь до высоты ввода. Быстрая горизонтальная управляемая бочка выполняется за 6...8 с на скорости не менее 500 км/ч.

Для выполнения быстрой горизонтальной управляемой бочки необходимо осмотреть воздушное пространство, установить скорость 600...700 км/ч, создать угол кабрирования $10...15^\circ$ и зафиксировать это положение (на рис. 1.16 показан порядок распределения и переключения внимания при выполнении бочки), затем плавным координированным отклонением ручки управления и педалей повернуть самолет в желаемую сторону вокруг продольной оси на 360° , удерживая шарик указателя скольжения в центре.

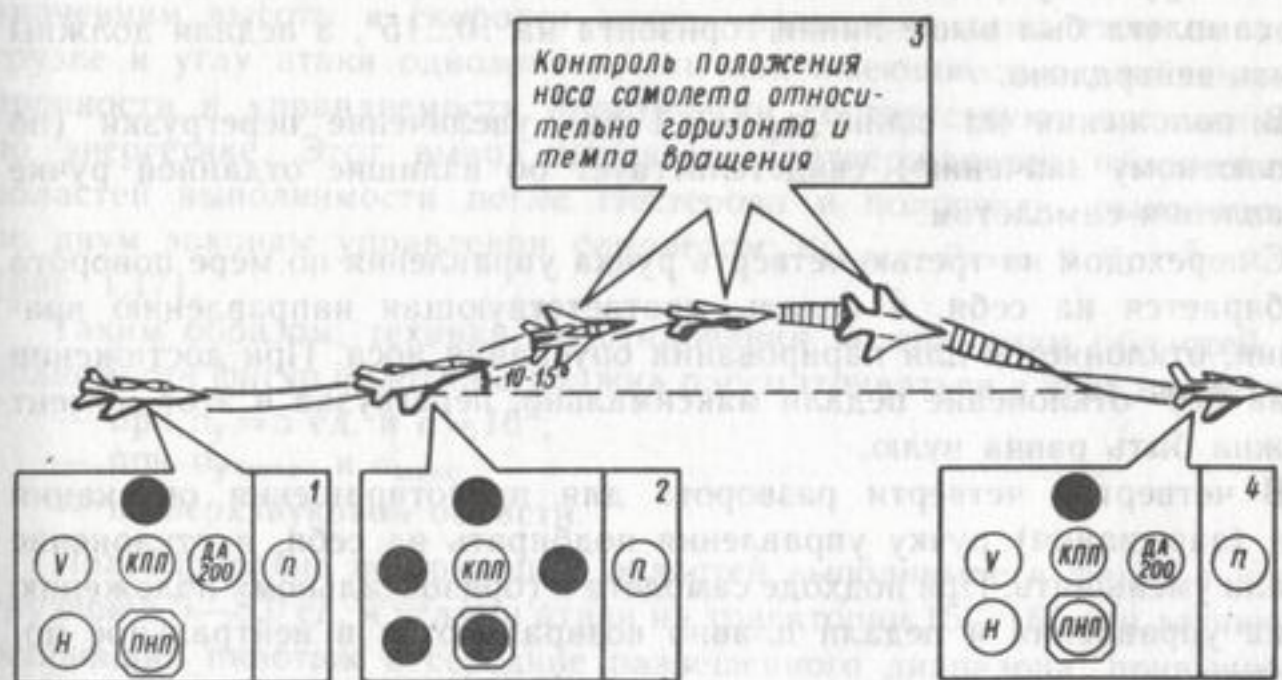


РИС. 1.16. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ЛЕТЧИКА НА БОЧКЕ

Выполнение быстрой управляемой бочки не связано с неприятными ощущениями, так как она выполняется без отрицательных перегрузок и скольжения.

За $20...30^\circ$ до подхода самолета к положению, соответствующему горизонтальному полету, установить рули на вывод с таким расчетом, чтобы прекратить его вращение при нулевом угле крена.

Замедленная управляемая бочка выполняется на скорости не менее 600 км/ч за 10...12 с. При этом одна часть фигуры выполняется на положительных углах атаки, другая — на отрицательных, поэтому в процессе ее выполнения летчик испытывает знакопеременные перегрузки.

Для выполнения замедленной горизонтальной управляемой бочки необходимо на скорости 700...800 км/ч создать угол кабрирования 15...20° и зафиксировать его, затем плавным отклонением ручки управления в желаемую сторону вращать самолет относительно продольной оси. Отклонение ручки в сторону вращения должно сохраняться постоянным, чтобы обеспечить постоянный темп вращения.

В процессе выполнения бочки нужно управлять самолетом не только ручкой, но и педалями, удерживая его от разворота и опускания носа. В противном случае поворот самолета на 360° получится по спирали большого радиуса. По мере увеличения крена до 90° ручка управления все время отдается от себя для парирования разворота, а педалью, противоположной вращению, нос самолета удерживается от опускания. При достижении крена 90° отклонение педали максимально, перегрузка в этот момент уменьшается до нуля.

Во второй четверти бочки отклонение ручки управления от себя должно увеличиваться, а отклонение педали уменьшаться. При повороте на 180° ручка управления должна быть отклонена настолько, чтобы нос самолета был выше линии горизонта на 10...15°, а педали должны стоять нейтрально.

В положении на спине $n_y = -1$ ед., увеличение перегрузки (по абсолютному значению) свидетельствует об излишне отданной ручке управления самолетом.

С переходом на третью четверть ручка управления по мере поворота подбирается на себя, а педаль, соответствующая направлению вращения, отклоняется для парирования опускания носа. При достижении крена 270° отклонение педали максимально, перегрузка в этот момент должна быть равна нулю.

В четвертой четверти разворота для предотвращения опускания носа (зарывания) ручку управления подбирать на себя, а отклонение педали уменьшать. При подходе самолета к горизонтальному положению ручка управления и педали плавно возвращаются в нейтральное положение.

Двойные (многократные) бочки представляют собой слитное выполнение двух и более бочек.

Многократные быстрые бочки выполняются на скорости не менее 600 км/ч с углом кабрирования 20...25°. При их выполнении рули на вывод после очередной бочки не ставятся.

Многократные замедленные бочки выполняются на скоростях не менее 700 км/ч и по технике выполнения не отличаются от одинарной замедленной бочки.

Восходящие и нисходящие бочки по технике выполнения аналогичны горизонтальным и отличаются только наклоном траектории полета, при

этом при выполнении боков с большими углами тангажа (более 30°) существенно ухудшается ведение пространственной ориентировки.

1.3.4. Сложный пилотаж по границам областей выполнимости фигур

Пилотирование по граничным значениям областей выполнимости фигур сложного пилотажа связано с выходом на эксплуатационные ограничения самолета. В связи с этим для выполнения пилотажа по граничным значениям необходимы достаточно прочные навыки в пилотировании самолета в середине разрешенных диапазонов.

Для самолета МиГ-29 рассчитываются два вида областей выполнимости фигур сложного пилотажа. К первому виду относятся области, построенные по закону управления самолетом с использованием предельных значений угла атаки и перегрузки, что обеспечивает минимальное время и радиус маневра.

Ко второму виду относятся области, построенные по значениям угла атаки и перегрузки, обеспечивающих оптимальность маневров по энергетическим затратам. Для самолета МиГ-29 оптимальные значения угла атаки и перегрузки по принятому критерию составляют $15...16^\circ$ и $5,5...5$ ед. соответственно.

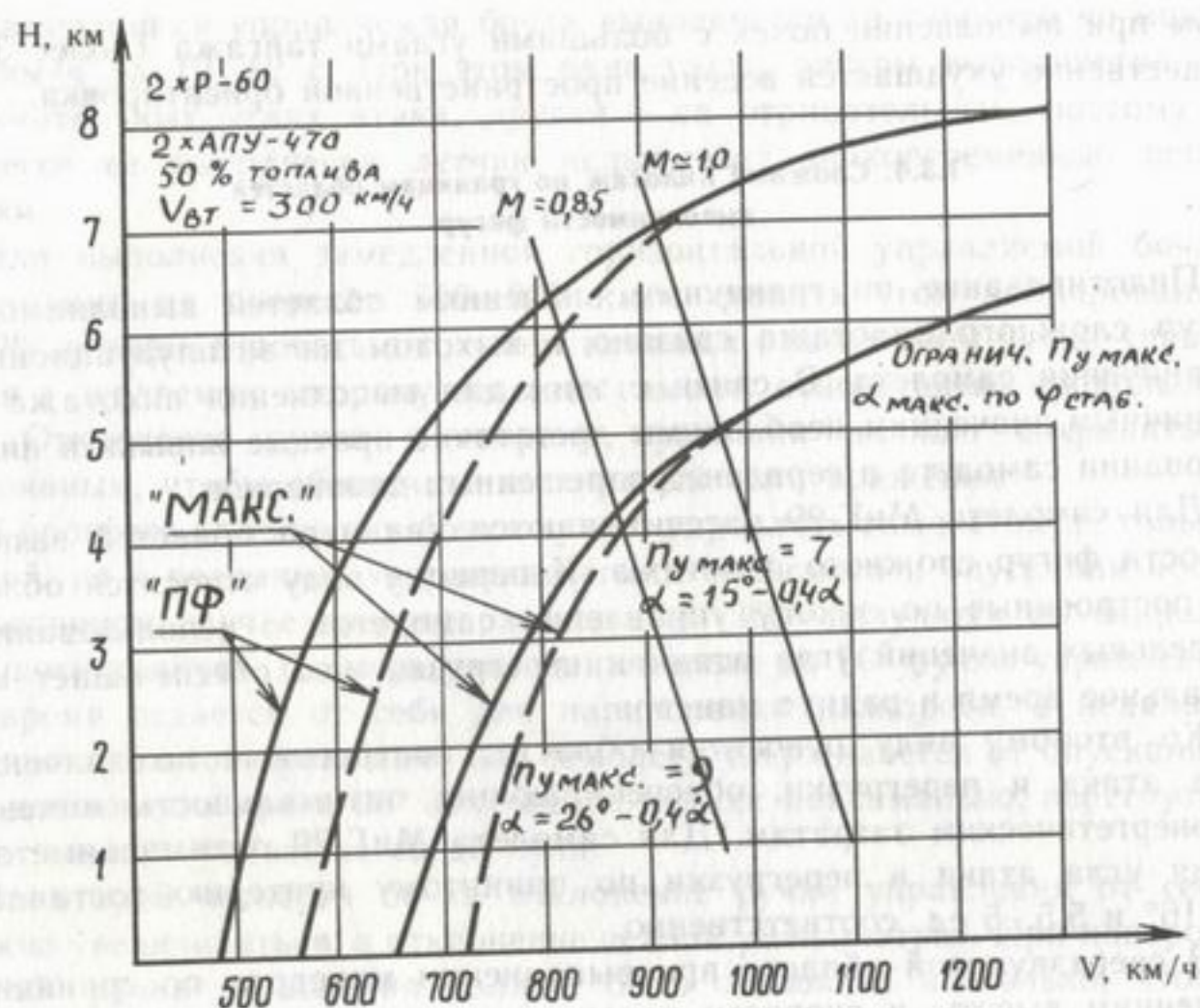
В сверхзвуковой области при выполнении маневров по граничным значениям высоты и скорости закон управления самолетом по перегрузке и углу атаки однозначен, так как имеющиеся ограничения по прочности и управляемости практически соответствуют оптимальным по энергетике. Этот вывод наглядно подтверждается положениями областей выполнимости петли Нестерова и полупетли, выполняемых по двум законам управления самолетом: $y_{\text{макс}}$, $\alpha_{\text{макс}}$ и $y=5$, $\alpha=16$ (рис. 1.17).

Таким образом, техника пилотирования по границам областей выполнимости фигур пилотажа должна рассматриваться в трех вариантах:

- при $y=5$ ед. и $\alpha=16^\circ$;
- при $y_{\text{макс}}$ и $\alpha_{\text{макс}}$;
- в сверхзвуковой области.

Пилотирование по границам областей выполнимости фигур с перегрузкой $5,5—5,0$ ед. и углами атаки на траектории $15—16^\circ$ для летчиков, освоивших пилотаж в середине разрешенного диапазона, привычно и особенностей не имеет. Однако, необходимо учитывать, что невыдерживание заданных значений перегрузки и угла атаки на траектории восходящей части маневра может привести к потере скорости менее 300 км/ч в верхней его точке.

При выполнении нисходящего маневра уменьшение перегрузки или угла атаки будет сопровождаться ростом скорости более числа $M=0,85$ с последующей уборкой носков крыла и в результате приводит к значительной потере высоты за маневр, поэтому при пилотировании по границе области выполнимости фигуры пилотажа необходим повышенный приборный контроль значений y , α , текущего значения скорости, числа M и высоты.

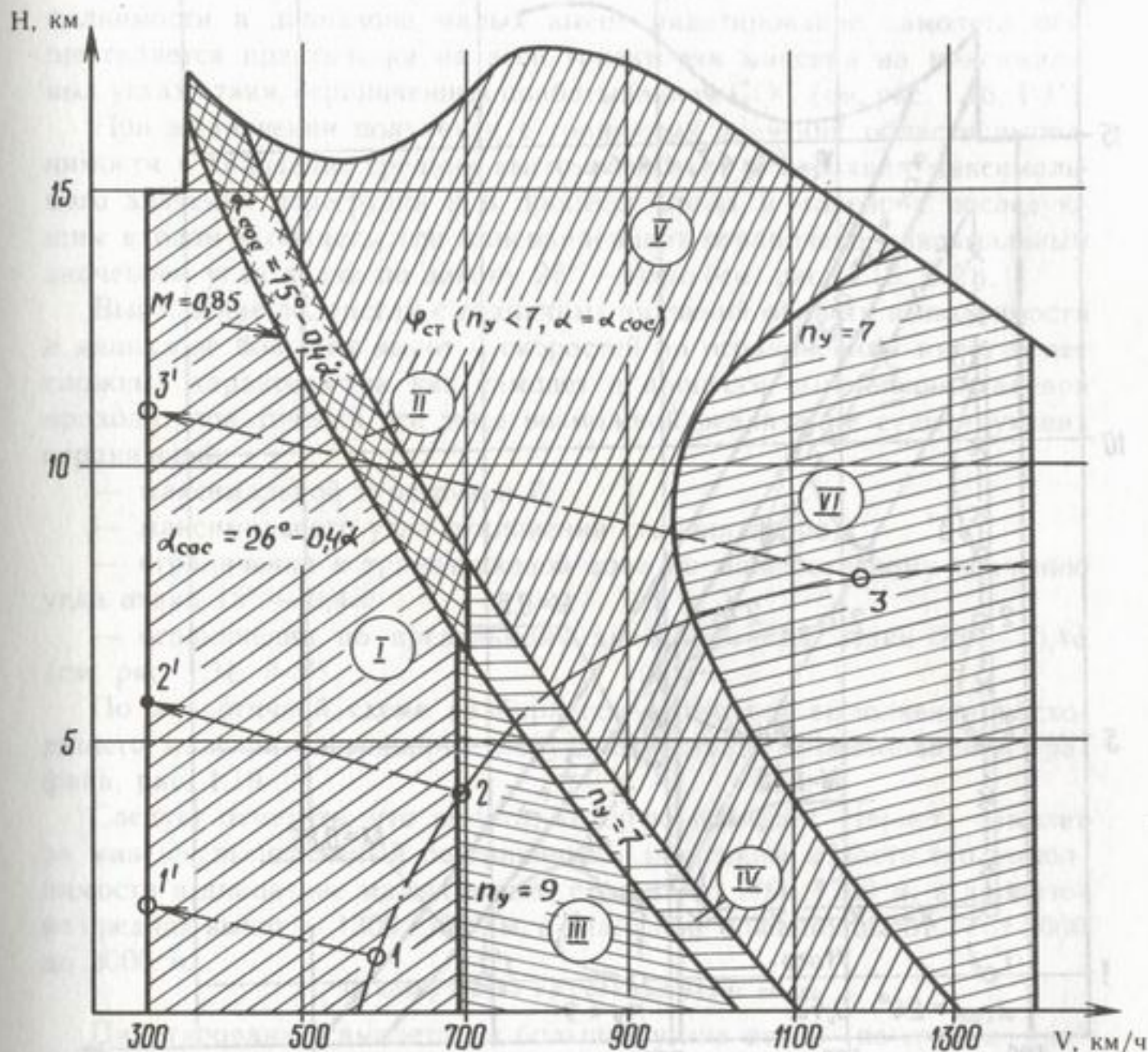


— закон управления: $P_y = 5, \alpha = 16^\circ$
 - - закон управления: $P_{y \text{ макс.}}, \alpha \text{ макс.}$

РИС. 1.17. ОБЛАСТИ ВЫПОЛНИМОСТИ ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА И ПОЛУПЕТЛИ

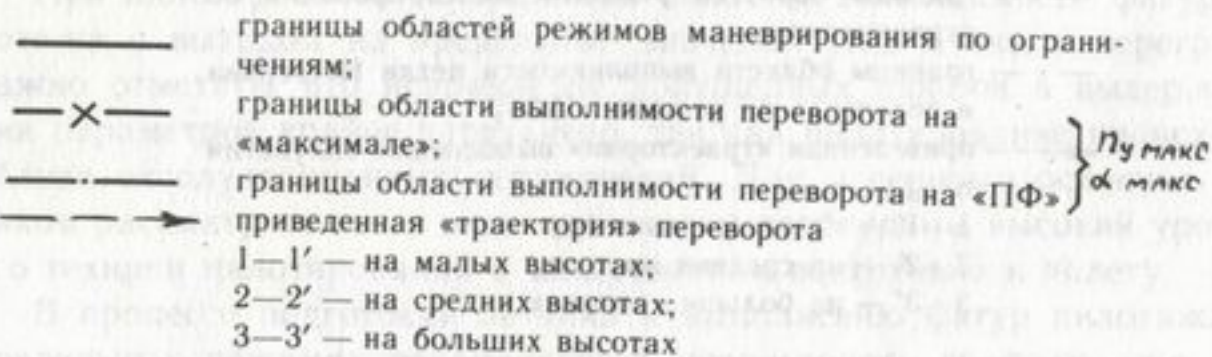
При пилотировании по границам областей выполнимости фигур пилотажа с выходом на предельные значения угла атаки и перегрузки важно отметить, что исправление допущенных ошибок в выдерживании параметров крайне затруднено, так как пилотирование происходит вблизи эксплуатационных ограничений. Для успешного освоения летчиком рассматриваемого вида подготовки необходимы высокий уровень его техники пилотирования и качественная подготовка к полету.

В процессе подготовки летчика к выполнению фигур пилотажа на предельных режимах рекомендуется использовать графики, рис. 1.18 и 1.19, позволяющие детально проанализировать законы управления самолетом при выполнении маневров с различными исходными значениями высоты и скорости.



- границы областей режимов маневрирования по ограничениям;
- · - границы области выполнимости петли Нестерова и полупетли на режиме «ПФ»;
- ← — приведенная «траектория» выполнения полупетли $\Gamma_{y \text{ макс}}, \alpha_{\text{макс}}$;
 1—1' — на малых высотах;
 2—2' — на средних высотах;
 3—3' — на больших высотах

РИС. 1.18. ОБЛАСТИ РЕЖИМОВ МАНЕВРИРОВАНИЯ
 ПО ПРЕДЕЛЬНЫМ ЗНАЧЕНИЯМ ПЕРЕГРУЗКИ
 И УГЛА АТАКИ:



68

Для пояснения методики использования графиков целесообразно разобрать конкретные примеры выполнения полупетли на малых, средних и больших высотах (см. рис. 1.18, 1-1', 2-2', 3-3').

При выполнении полупетли с граничных значений области ее выполнимости в диапазоне малых высот пилотирование самолета осуществляется практически на всей траектории маневра на максимальных углах атаки, ограниченных срабатыванием СОС (см. рис. 1.18, 1-1').

При выполнении полупетли с граничных значений области выполнимости в диапазоне средних высот возможна реализация максимального значения перегрузки 9 в процессе ввода в маневр с последующим входом в область, где маневрирование ограничено максимальным значением угла атаки по закону $26^\circ - 0,4\dot{a}$ (см. рис. 1.18, 2-2').

Выполнение полупетли с граничных значений области выполнимости в диапазоне больших высот и скоростей по ограничениям имеет более сложный характер, так как самолет в процессе выполнения маневра проходит практически все зоны возможной реализации существующих ограничений:

- максимальной перегрузки 7;
- максимального угла отклонения стабилизатора;
- ограничения в трансзвуковой зоне по максимальному значению угла атаки $15^\circ - 0,4\dot{a}$;
- ограничения по предельному значению угла атаки $26^\circ - 0,4\dot{a}$ (см. рис. 1.18, 3-3').

По аналогичной схеме разбирается и техника выполнения нисходящего маневра (переворота, полупереворота) с использованием графика, рис. 1.19.

Следует отметить, что высота, которую набирает (теряет) самолет за маневр, выполняемый по граничным значениям области его выполнимости в диапазоне малых высот, составляет 900...1200 м, в диапазоне средних высот — 1300...1500 м, в диапазоне больших высот — от 2000 до 3000 м.

Пилотирование на больших углах атаки

Пилотирование самолета на больших углах атаки (по границе срабатывания СОС) существенно расширяет маневренные возможности самолета. В летной практике различают два метода пилотирования по границе срабатывания СОС.

При первом методе необходимо плавно увеличить угол атаки до разового выхода на срабатывание СОС в момент создания предельного угла ($24...22^\circ$). После отталкивания ручки управления плавно увеличить угол атаки до граничного значения, при котором СОС еще не срабатывает, и в дальнейшем пилотировать, выдерживая это значение угла атаки. Отталкивание ручки управления сопровождается, как правило, небольшим ($5...7^\circ$) креном самолета.

При втором методе пилотирования необходимо энергично увеличить угол атаки до срабатывания СОС, контролируя правильность ее настройки, и после отталкивания ручки вновь взять ее на себя, но уже без контроля значения угла атаки, а по ощущению упора СОС и т.д. При

такой манере пилотирования самолет выполняет маневр с заметными для летчика продольными колебаниями, однако выигрыша во времени выполнения маневра этот метод по сравнению с первым не дает.

Преимущество второго метода пилотирования по границе работы СОС заключается в том, что летчик освобождается от контроля значения угла атаки по указателю в процессе маневра. Это позволяет ему уделять больше внимания просмотру внекабинного пространства, что особенно важно при ведении воздушного боя. В то же время в целях чистоты и безопасности пилотирования более приемлем первый метод, который и целесообразно использовать при первоначальном обучении летного состава технике пилотирования на больших углах атаки.

Диапазон высот и скоростей пилотирования самолета без подвесок или с управляемыми ракетами класса «воздух—воздух» на предельных углах атаки включает в себя две области: I и II (рис. 1.18).

Область I соответствует пилотированию на углах атаки срабатывания СОС по закону $\alpha_{\text{ср}} = 26^\circ - 0,4\dot{\alpha}$. Левая граница области определена минимальной скоростью на маневре 300 км/ч. Правая граница ограничена до высоты 7 км предельно допустимой перегрузкой 9 ед., а более 7 км — числом $M = 0,85$, на котором происходит уборка носков крыла.

Опыт практических полетов показал, что маневрирование в области I без выхода на срабатывание СОС возможно до углов атаки 24° .

Область II соответствует пилотированию на углах срабатывания СОС по закону $\alpha_{\text{ср}} = 15^\circ - 0,4\dot{\alpha}$. Левая граница области ограничена числом $M = 0,85$, на котором происходит выпуск носков крыла. Правая граница ограничена до высоты около 8 км максимальной перегрузкой 7 ед., а более 8 км — эффективностью стабилизатора по созданию угла атаки 15° . Маневрирование в области II без выхода на срабатывание СОС возможно до углов атаки 13° .

Особенностью маневрирования по границе срабатывания СОС при выполнении горизонтального маневра является более частый контроль за показаниями угла атаки и скорости, которая на всех режимах работы двигателей в большей части диапазона скоростей и высот областей I и II имеет тенденцию к падению.

При выполнении форсированных разворотов следует более внимательно контролировать сохранение заданной высоты, особенно при маневрировании на малых высотах. Это требование обуславливается текущим нарушением соответствия между значениями скорости, перегрузки и крена, в результате чего самолет при сохранении начального крена с уменьшением скорости имеет тенденцию к переходу на снижение, поэтому по мере падения скорости необходимо постоянно уменьшать крен, что значительно усложняет пилотирование самолета.

При выполнении горизонтального маневрирования на самолетах МиГ-29 в диапазоне средних высот на углах атаки 20° самолет имеет удовлетворительную управляемость в поперечном отношении. При выходе на углы атаки $23...25^\circ$ поперечная управляемость ухудшается (при

полностью отклоненной ручке управления самолет устраняет крен со средней угловой скоростью $20^\circ/\text{с}$, с периодическим замедлением вращения).

Выполнение форсированного разворота на форсаже с энергичным созданием угла атаки до $20...22^\circ$ сопровождается небольшими покачиваниями по крену в пределах $\pm 5^\circ$. Изменение направления форсированного разворота на противоположное увеличением крена на углах атаки более 20° сопровождается уменьшением угловой скорости изменения крена и энергичным выходом на $\alpha_{\text{сос}}$. Поэтому при изменении направления форсированного разворота на противоположное увеличением крена углы атаки должны быть не более 15° ($M < 0,85$). При выполнении вращения вокруг продольной оси особое внимание на углы атаки необходимо обращать при крене, близком к 180° , когда самолет займет положение вверх колесами. Именно в этом положении при дальнейшем вращении самолета на $\alpha > 20^\circ$ из-за взаимодействия продольного и бокового движений, как правило, происходит заброс по углу атаки со срабатыванием СОС и выходом на углы атаки, большие угла настройки СОС, что приводит к существенному ухудшению поперечной управляемости.

При выполнении горизонтального маневрирования на числах $M = 0,5 \div 0,8$ с шестью управляемыми ракетами и подвесным топливным баком на больших углах атаки поперечная управляемость самолета аналогична управляемости самолета без подвесок, но потеря поперечной управляемости наступает на меньших углах атаки.

При вводе в энергичный маневр на $M > 0,85$ особое внимание при уменьшении скорости уделять контролю за выходом носков, так как при их отказе очень легко пересилить $\alpha_{\text{сос}} = 15^\circ$ и выйти на режим обратной реакции по крену. Кроме того, при энергичном вращении по крену на числах $M > 0,85$ нельзя создавать $\alpha > 8 \div 10^\circ$, из-за возможного его заброса со срабатыванием СОС и выходом на режим резкой обратной реакции по крену на отклонение ручки управления.

При маневрировании на больших высотах и числах $M > 0,85$ (носки убраны) на углах атаки $8...10^\circ$ начинается тряска, которая сохраняется до срабатывания СОС ($\alpha = 14 \div 15^\circ$).

Выполнение форсированных разворотов с переходом из области V в область I с одновременным выпуском тормозных щитков и уменьшением тяги двигателей до режима «Малый газ» сопровождается интенсивным падением скорости, сравнительно быстрым прохождением области II и выходом в область I. При этом возможен заброс углов атаки до $25...26^\circ$ (без пересиливания летчиком упора СОС) с ухудшением поперечной управляемости самолета.

Выполнение восходящих маневров на углах атаки срабатывания СОС возможно в значительном диапазоне скоростей и высот области I.

В зависимости от параметров на вводе, темпа создания перегрузки, а также режима работы двигателей выход на углы атаки срабатывания СОС при выполнении восходящих маневров происходит при углах разворота по траектории более $45...60^\circ$. Так, например, при выполнении пет-

ли Нестерова с высоты ввода 2000 м и скорости 800 км/ч на максимальном режиме работы двигателей при перегрузке 7 ед. на вводе, создаваемой в течение 7 с, выход на углы срабатывания СОС происходит при развороте на 90° по траектории маневра. С потерей скорости на восходящей части маневра дальнейшее маневрирование на больших углах атаки обеспечивается путем энергичного добора ручки управления на себя.

При развороте по траектории петли (полупетли) на угол 90° необходимо проконтролировать скорость и при значении ее менее 500 км/ч уменьшить угол атаки до $15...16^\circ$ с тем, чтобы избежать чрезмерного падения скорости. При скорости более 500 км/ч возможен выход в верхнюю точку фигуры по границе срабатывания СОС без потери скорости менее эволютивной. Нисходящую часть фигур (петли Нестерова, косой петли) необходимо выполнять на максимальном режиме работы двигателей, так как дросселирование двигателей может привести к падению скорости вплоть до эволютивной, особенно при вводе в нисходящий маневр на скорости менее 600 км/ч. При уменьшении скорости в процессе выполнения нисходящего маневра до эволютивной необходимо уменьшить угол атаки до $12—15^\circ$ (падение скорости при этом прекращается), а затем по мере роста скорости вновь увеличить угол атаки до предельного значения.

Эта особенность более заметно проявляется при выполнении наклонных фигур (полупереворота, второй половины косой петли), где составляющая силы тяжести самолета, действующая в направлении траектории, значительно меньше, чем при выполнении прямых вертикальных фигур, поэтому в некоторых случаях для обеспечения заданной скорости в конце нисходящего маневра, выполняемого на углах срабатывания СОС, целесообразно использовать форсажный режим работы двигателей.

Пилотирование при больших значениях перегрузки

Самолет МиГ-29 позволяет выполнять пространственные маневры с перегрузками, близкими к границе переносимости летчика, то есть около 9 ед. Использование же форсажных режимов работы двигателей обеспечивает достаточно длительное сохранение перегрузки на траектории маневра.

Так, достижение и сохранение постоянной перегрузки 7 ед. в установившемся горизонтальном маневре (на вираже) возможно до высоты около 4000 м.

Психофизиологические возможности летчика при пилотировании на больших перегрузках требуют особого учета особенностей пилотирования вблизи существующих прочностных ограничений самолета. Пилотирование самолета с выходом на прочностные ограничения по перегрузке возможно в трех областях диапазона скоростей и высот: III, IV и VI (рис. 1.18).

Маневрирование в диапазоне скоростей и высот области III допустимо и возможно с выходом на максимальную перегрузку не более 9. Левая граница области ограничена значениями высоты и скорости выхода самолета на углы срабатывания СОС при одновременной реализации максимальной перегрузки 9 ед. Правая граница — числом $M=0,85$, на котором происходит уборка носков крыла.

Маневрирование в диапазоне скоростей и высот областей IV и VI допустимо и возможно с выходом на максимальную перегрузку не более 7 ед. Левая граница области IV ограничена числом $M=0,85$, на котором происходит выпуск носков крыла. Правая граница — эффективностью стабилизатора по созданию перегрузки 7 ед. Левая граница области VI ограничена эффективностью стабилизатора по созданию перегрузки 7 ед., правая — максимальной скоростью полета.

Горизонтальный и восходящий маневры с максимальной перегрузкой в диапазоне скоростей и высот областей III, IV и VI на всех режимах работы двигателей выполняется с торможением.

Техника пилотирования в областях III, IV и VI имеет существенные особенности, проявление которых наиболее характерно на начальном этапе освоения маневров с большими перегрузками.

Ввод в маневр, выполняемый вблизи предельного значения перегрузки, более продолжительный и по времени составляет от 8 до 12 с. Длительность ввода обуславливается большим абсолютным значением перегрузки и, кроме того, психофизиологическим фактором, который заключается в необходимости адаптации организма летчика к большому значению перегрузки, то есть в упреждающем мышечном ее «отслеживании» (создании соответствующих мышечных усилий).

Сравнительно продолжительный по времени выход самолета на максимальные перегрузки связан с необходимостью точного определения момента включения форсажного режима работы двигателей и вывода их на режим полного форсажа. Преждевременное включение форсажного режима приводит к значительному (до 100...150 км/ч) росту скорости за время ввода и выполнению маневра на нерасчетном режиме. При нормальном темпе ввода в маневр (1 ед. перегрузки в секунду) рекомендуется включать форсажный режим при перегрузке около 2 с последующим, несколько опережающим создание перегрузки, выводом двигателей на режим максимальной тяги.

Выдерживание параметров маневра вблизи предельного значения перегрузки также имеет свои особенности. Под воздействием больших перегрузок несколько снижается работоспособность летчика, что, в свою очередь, влияет на качество пилотирования. Вследствие этого точность выдерживания перегрузки вблизи предельных ее значений находится в пределах от $\pm 0,5$ до ± 1 ед., поэтому не следует стремиться выполнять маневр, подводя перегрузку близко к максимальному ее значению; при этом закономерным явлением будет ее незначительное превышение, что является недопустимым. Вследствие этого рекомендуется в полетах на маневрирование с предельными перегрузками выдерживать их максимальное значение на единицу меньше эксплуатационного ограничения.

Перегрузки на данном самолете характеризуются не только значительной величиной, но, и что особенно важно, большой длительностью и скоростью нарастания. Последнее имеет особое значение, поскольку при кратковременном действии (не более 5 с) переносятся перегрузки даже до 10 ед. При длительном же действии большой перегрузки, особенно в случае быстрого ее нарастания, могут наступить серьезные нарушения функционального состояния летчика вплоть до кратковременной потери сознания.

Полеты с большими перегрузками устойчиво переносятся летчиками, которые, помимо обязательного использования штатных защитных средств (ППК, чистый кислород), применяют специальные защитные противоперегрузочные приемы. Такие приемы являются весьма эффективными, но требуют специальной предварительной подготовки.

На самолете предусмотрено новое штатное противоперегрузочное снаряжение, включающее костюм ППК-3 (или ППУ ВКК-15) и автомат давления АД-5А. Новое снаряжение обеспечивает повышение устойчивости к перегрузкам на 2,5 ед.

В противоперегрузочном костюме обеспечивается эффективная и равномерная передача компенсирующего давления на тело соответствующими камерами, которые изготовлены из прорезиненной ткани, что снизило массу и улучшило гигиенические качества нового костюма.

ППК-3 необходимо использовать только в режиме МАКС. автомата давления АД-5А, так как в случае включения режима МИН. защитный эффект костюма существенно снижается.

В режиме МАКС. автомат АД-5А включается на перегрузке 2...2,6 ед. и обеспечивает линейное нарастание давления в камерах ППК (в среднем $0,11 \text{ кгс/см}^2$ на каждую единицу перегрузки). Максимальное давление в камерах достигается при перегрузке 10 ед. и соответствует $0,87...0,89 \text{ кгс/см}^2$.

При использовании ППК-3 летчик должен обязательно застегнуть страховочные крючки и замки «молнии». В случае невыполнения этих требований при наполнении воздухом камер ППК во время действия перегрузок «молнии» могут расстегнуться, что может привести к резкому снижению устойчивости летчика к перегрузке вплоть до обморочного состояния. Аналогичные явления могут также быть в случае внезапного отключения ППК от автомата давления во время действия большой перегрузки.

Защитный эффект ППК существенно зависит от тщательности подгонки его манжет, особенно брюшной манжеты. ППК должен быть хорошо подогнан, но не вызывать каких-либо неприятных ощущений у летчика. Наличие таких явлений свидетельствует о неправильной эксплуатации снаряжения. Так, обобщение опыта эксплуатации нового штатного противоперегрузочного снаряжения свидетельствует, что при первом использовании ППК-3 в полетах с воздействием перегрузок

4...6 ед., летчики могут отмечать избыточное давление брюшной манжеты, затруднение дыхания, а иногда и болевые ощущения в области живота. Это, как правило, может быть обусловлено рядом причин: неправильной подгонкой костюма, выбором несоответствующей ростовки ППК, слабой физической подготовленностью летчика, недостаточным навыком в выполнении защитных мышечных и дыхательных противоперегрузочных приемов, а также неумением правильно дышать в условиях действия перегрузок и давления ППК на живот. В костюме ППК-3 имеются специальные регулировочные тесмы для подгонки поясничной части, которые позволяют летчику самостоятельно регулировать величину компенсирующего давления на область живота. Давление ППК на область живота и защитное напряжение мышц брюшного пресса при действии перегрузки резко ограничивают брюшной тип дыхания. При этом необходимо переходить на грудной тип дыхания, что для некоторых летчиков требует соответствующей тренировки.

У некоторых летчиков в начальный период освоения полетов с большими перегрузками (более 7 ед.) могут наблюдаться точечные кровоподтеки на не закомпенсированных ППК участках кожных покровов. Эти явления в течение 1...3 суток самостоятельно исчезают и при последующих полетах, как правило, больше не возникают.

Для достижения наибольшего защитного эффекта и исключения различных неблагоприятных явлений, связанных с применением штатного противоперегрузочного снаряжения, необходимо особое внимание уделять вопросам его грамотной эксплуатации летным составом. При этом для обеспечения эффективной защиты летчика наряду с применением нового противоперегрузочного снаряжения необходима отработка методики выполнения защитных мышечных и дыхательных противоперегрузочных приемов, особенностей поведения, дыхания и мер безопасности в полетах с воздействием больших и длительных перегрузок.

Для успешной переносимости высоких и длительных перегрузок необходимо создавать напряжение мышц брюшного пресса и нижних конечностей, равномерно усиливая давление ног на педали в соответствии с темпом нарастания перегрузки. Важное значение для переносимости перегрузок имеет также умение летчика правильно дышать, выполняя защитные противоперегрузочные дыхательные приемы. При воздействии больших и особенно длительных перегрузок летчик должен переходить на грудной тип дыхания: вдох и выдох производить грудью, не уменьшая напряжения мышц брюшного пресса.

Основной мерой безопасности при выполнении полетов с большими и длительными перегрузками является умение летчика контролировать свое психофизиологическое состояние по критериям зрительных нарушений, которые, как правило, предшествуют наступлению обморочного состояния. При появлении зрительных расстройств в виде сужения поля зрения до 50 % летчику необходимо уменьшить перегрузку.

Перед выполнением полетов на пилотаже необходимо провести специальную подготовку по следующему плану:

- провести теоретические занятия;
- проверить качество подгонки ППК;
- обучить летчика особенностям дыхания при создании давления в камерах ППК;
- ознакомить летчика с методикой выполнения защитных мышечных и дыхательных противоперегрузочных приемов.

На теоретическом занятии летный состав должен быть ознакомлен специалистами медицинской службы со следующими вопросами:

- особенности воздействия на организм летчика больших и длительных перегрузок и их влияние на работоспособность;
- устройство и особенности эксплуатации штатного противоперегрузочного снаряжения;
- физиологические основы защитных мышечных и дыхательных противоперегрузочных приемов, особенности поведения и дыхания при действии больших и длительных перегрузок;
- меры безопасности при полетах с большими и длительными перегрузками.

Практические занятия проводит авиационный врач при участии специалистов группы обслуживания высотного снаряжения на кресле, оборудованном подножками для упора ног (по возможности используется самолетное кресло). Для создания давления в камерах ППК применяется штатная установка КУ-8. В день занятия летчику необходимо пройти медицинский осмотр в объеме предполетного осмотра. Вначале проверяется качество подгонки ППК и при необходимости устраняются замеченные недостатки. Затем летчик садится в кресло, фиксируется привязной системой. Ознакомление с работой ППУ проводится при двух ступенях режимов давления в камерах величиной $0,15 \text{ кгс/см}^2$ на первой ступени и $0,3 \text{ кгс/см}^2$ на второй ступени (что примерно соответствует субъективным ощущениям при работе костюма в реальном полете на перегрузках 5...7 ед.) длительностью по 1 мин каждая. Давление создается и сбрасывается плавно в течение 25...30 с. Общее время тренировки на каждой ступени составляет около 2 мин. Между первой и второй ступенями давления рекомендуется сделать 5-минутный перерыв. При создании давления в камерах ППК летчик отрабатывает навык дыхания и методику создания защитного напряжения мышц ног и брюшного пресса. С этой целью по мере нарастания давления в камерах ППК летчик усиливает давление ног на подножки кресла и отрабатывает навык переключения дыхания с брюшного типа на грудной при одновременном удержании мышц брюшного пресса в напряженном состоянии (особенно в момент вдоха), противодействуя давлению брюшной манжеты на живот. Дыхание должно быть ритмичным с коротким вдохом и медленным выдохом, несколько меньше обычной для данного летчика глубины.

Особой тренировки требует умение применять дыхательные защитные противоперегрузочные приемы, методика выполнения которых заключается в том, что после очень быстрого (менее 1 с) вдоха следует форсированный выдох через суженную голосовую щель (для создания

сопротивления выдоху), длящийся 2...3 с. Дыхательные противоперегрузочные приемы выполняются на фоне максимального мышечного напряжения и являются средством экстренного (хотя и кратковременного) повышения устойчивости к перегрузкам (1...1,5 ед.). Их следует применять, как правило, при перегрузках более 6...7 ед. Вместе с тем, чтобы применять защитные противоперегрузочные приемы, летчик должен быть хорошо физически подготовленным. В этой связи необходима специальная физическая тренировка летчика, направленная на развитие таких профессионально значимых физических качеств, как сила и статическая выносливость преимущественно мышц ног и брюшного пресса. Эти особенности необходимо учитывать при медицинском контроле за физической подготовкой летного состава.

В процессе занятия врач наблюдает за состоянием летчика, периодически уточняет его самочувствие и контролирует частоту пульса. До занятия, во время него и после занятия измеряется артериальное давление. Самочувствие на протяжении создания давления, как правило, существенно не изменяется. Отмечается учащение пульса до 100...110 уд/мин, частота дыхания до 25...30 цикл/мин, повышение артериального давления на 15...20 мм рт. ст. После сброса давления в камерах исходное состояние восстанавливается через 1...2 мин.

В результате занятия у летного состава должны сформироваться навыки правильного использования нового противоперегрузочного снаряжения в сочетании с другими методиками повышения устойчивости к перегрузкам.

1.4. ПОЛЕТЫ НА СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ И ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК

Обучение летчика полетам на сверхзвуковых скоростях и в стратосфере является составной частью обучения индивидуальной технике пилотирования.

Прежде чем приступить к освоению полетов на сверхзвуковых скоростях, необходимо изучить характеристики разгона и торможения, поведение самолета, особенности работы силовой установки, последовательность выполнения задания, возможные ошибки в полете и методы их исправления.

Учебные полеты на сверхзвуковых скоростях разрешается выполнять на высотах не менее 11000 м. В целях ознакомления летного состава с поведением самолета на сверхзвуковых скоростях в диапазоне малых высот выделяются специальные участки воздушного пространства над территориями полигонов, порядок выполнения полетов в которых определяется специальными инструкциями.

1.4.1. Особенности разгона самолета и пилотирования на сверхзвуковых скоростях

Сверхзвуковые скорости в горизонтальном полете на самолете МиГ-29 могут быть достигнуты только при использовании форсаж-

ных режимов работы двигателей, на которых самолет энергично набирает скорость, поэтому после включения форсажа необходимо чаще контролировать скорость полета, чтобы не допустить превышения установленных ограничений.

На малых и средних высотах наилучшие характеристики разгона самолета соответствуют диапазону чисел $M=0,5 \div 0,9$. По мере дальнейшего роста скорости избыток тяги двигателей уменьшается и время разгона увеличивается.

Использование полного форсажа для достижения больших дозвуковых скоростей на малых и средних высотах дает существенный выигрыш во времени разгона по сравнению с бесфорсажным режимом (максималом), однако расход топлива при этом значительно выше. Поэтому разгон самолета в дозвуковом диапазоне экономичнее выполнять на максимале или на минимальном форсаже, а полный форсаж использовать только для перехода на сверхзвуковую скорость. При этом включать его рекомендуется по достижении числа $M=0,9$.

Наилучшие характеристики разгона до максимальной сверхзвуковой скорости (по времени и расходу топлива) самолет имеет на высоте 12000...13000 м.

При выполнении полета на больших высотах и в стратосфере характеристики разгона самолета в диапазоне чисел $M=0,95 \div 1,15$ и $M>1,9$ ухудшаются, что является следствием уменьшения избытка тяги. Максимальный избыток тяги при полете на сверхзвуковой скорости и высоте более 10000 м соответствует диапазону чисел $M=1,6 \div 1,7$.

Характеристики устойчивости и управляемости самолета обеспечивают летчику простое и безопасное управление при полете на сверхзвуковых скоростях. Ниже приводятся некоторые особенности пилотирования самолета, которые необходимо знать летчику для успешного выполнения полетов в диапазоне сверхзвуковых скоростей.

Самолет МиГ-29 в полете с включенной САУ с подвесками и без подвесок обладает удовлетворительными характеристиками устойчивости.

При разгоне самолета в диапазоне чисел $M=0,5 \div 0,8$ наблюдается слабо выраженная неустойчивость или нейтральность по скорости. В диапазоне чисел $M=0,8 \div 1,1$ на малых и средних высотах самолет устойчив, а при достижении числа $M>1,1$ нейтрален по скорости.

При разгоне на больших высотах и в стратосфере в диапазоне $M=0,9 \div 1,0$, а также на $M>1,6 \div 1,7$ наблюдается неустойчивость самолета по скорости.

Характеристики устойчивости по скорости летчик оценивает по изменению величины и направления усилий на ручке управления при изменении скорости. Так, в процессе разгона до $M=0,8$ на всех высотах летчик будет ощущать незначительные тянущие усилия на ручке управления, что характеризует слабо выраженную неустойчивость по скорости. По мере увеличения скорости при разгоне на малых и средних высотах тянущие усилия сменяются на давящие, величина которых составляет 6—8 кгс.

При разгоне на больших высотах по мере достижения диапазона $M=0,9 \div 1,0$ летчик начинает ощущать незначительные тянущие усилия, которые по мере увеличения $M > 1,1$ сменяются на давящие. Изменение усилий на ручке управления при переходе зоны неустойчивости невелико и составляет не более 5—6 кгс. Появляющиеся усилия на ручке управления могут легко сниматься механизмом триммерного эффекта или нейтрализоваться физическими усилиями летчика. По достижении числа $M=1,6 \div 1,7$ и по мере дальнейшего разгона летчик будет ощущать слабо выраженные тянущие усилия не более 1,0...1,5 кгс.

С разгоном самолета до сверхзвуковой скорости падает эффективность управления по всем каналам. Так, эффективность управления по крену на сверхзвуковой скорости уменьшается примерно в 3—4 раза относительно своего максимального значения и на приборной скорости 1400...1500 км/ч у земли составляет около $40^\circ/\text{с}$. При разгоне до сверхзвуковой скорости на высотах менее 5000 м при отклонении ручки управления по крену возможно появление упоров вследствие превышения аэродинамического шарнирного момента элеронов над располагаемым моментом от бустеров. Ощущение упора при создании крена исчезает с уменьшением скорости.

При полете на сверхзвуковых скоростях самолет в путевом отношении достаточно устойчив. Использование механизма триммерного эффекта руля направления обеспечивает полное снятие усилий с педалей.

На сверхзвуковой скорости в стратосфере в результате увеличения запаса устойчивости и ухудшения эффективности стабилизатора маневренные качества самолета в продольном канале ухудшаются и на высотах более 14000 м (рис. 1.18) на числе $M > 1,05$ летчик может не опасаться превышения максимального значения перегрузки или угла атаки, поскольку они практически недостижимы при полном отклонении стабилизатора. Однако на меньших высотах самолет обладает высокими маневренными возможностями, позволяющими пилотировать с максимальной перегрузкой 7,0 ед.

Необходимо помнить, что все маневры в горизонтальной плоскости или с набором высоты, выполняемые на сверхзвуковых скоростях по границе существующих ограничений (по углу атаки или по значению максимальной перегрузки), сопровождаются падением скорости.

Торможение самолета осуществляется выключением форсажного режима и установкой РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ. Перевод самолета в набор высоты сокращает время и путь торможения. Значительно сокращает время торможения выпуск тормозных щитков, а также выполнение разворота с максимальными перегрузкой или углом атаки.

При выключении форсажного режима и переводе РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ возможен кратковременный (до 3 с) заброс частоты вращения РВД до 3 %.

Выпуск тормозных щитков в диапазоне чисел $M=1,2 \div 1,3$ сопровождается появлением незначительного пикирующего момента, который легко компенсируется взятием ручки управления на себя.

При торможении самолета от сверхзвуковой скорости до дозвуковой (в диапазоне чисел $M=1,2 \div 0,8$) в процессе выполнения маневра с положительной перегрузкой более 3 ед. необходимо помнить о возможном забросе значения перегрузки на 1...2 ед. и своевременно отреагировать на ее увеличение ослаблением тянущих усилий на ручке управления.

В процессе выполнения полета на сверхзвуковых скоростях требуется повышенное внимание показаниям приборов контроля работы двигателей и расходомера. Работа автоматики управления самолетом контролируется по характеру усилий на рычагах управления, показаниям приборов и световой сигнализации.

1.4.2. Полет на разгон самолета до максимально допустимого числа M

Полет на разгон самолета до максимально допустимого числа M должен выполняться по типовой схеме разгона для данного аэродрома и на рекомендуемых режимах, обеспечивающих минимальный расход топлива по участкам полета. Полет выполнять на самолете без подвесок или с двумя управляемыми ракетами класса «воздух—воздух».

Типовая схема полета на разгон и порядок действий летчика приведены на рис. 1.20.

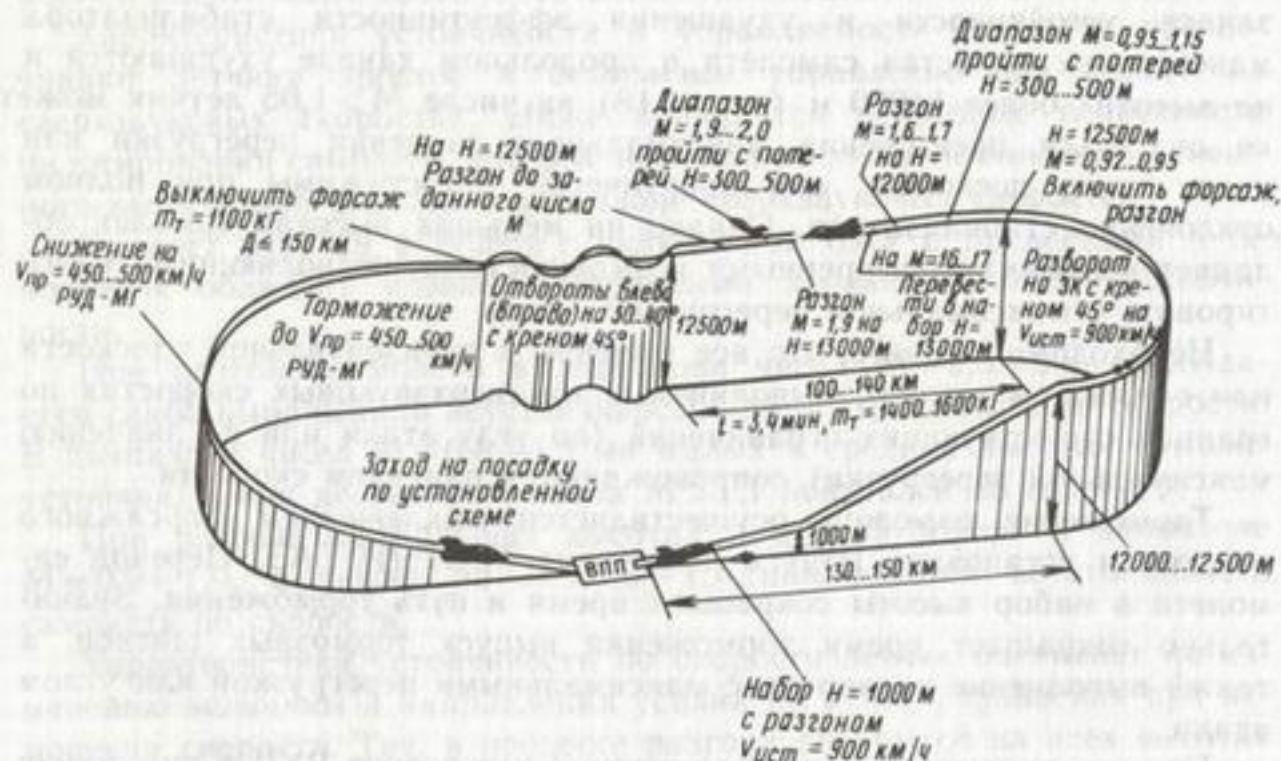


РИС. 1.20. ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА ПРИ ПОЛЕТЕ НА РАЗГОН САМОЛЕТА ДО МАКСИМАЛЬНОГО ЧИСЛА M

Взлет и набор высоты выполнить на максимальном режиме работы двигателей. После взлета до высоты 1000 м установить истинную скорость 850...900 км/ч и дальнейший набор производить, выдерживая указанное значение скорости.

На высоте 12000 м перевести самолет в горизонтальный полет и выполнить отход от аэродрома на удаление 130...150 км, обеспечивающее необходимый участок разгона максимального числа M в сторону аэродрома. За время набора высоты с исходного эшелона 1000 м до 12000 м на указанном режиме самолет МиГ-29 пролетает около 100 км.

Полет от аэродрома на высоте 12000 м следует выполнять, выдерживая значение истинной скорости 850...900 км/ч, для чего установить потребный для горизонтального полета режим работы двигателей.

На расчетной дальности доложить КП и по его команде выполнить разворот на курс разгона. Разворот выполнить с креном 45° на максимальном режиме работы двигателей и скорости 850...900 км/ч. В процессе разворота набрать высоту 12500 м.

Курс разгона должен быть выбран с таким расчетом, чтобы общее направление разгона было в сторону аэродрома в интересах обеспечения посадки с минимальным расходом топлива.

После выхода на заданный курс и по достижении скорости, соответствующей числу $M=0,92 \div 0,95$, включить режим работы двигателей «Полный форсаж», проконтролировать его включение, доложить остаток топлива и перевести самолет на снижение, установив угол тангажа по КПП $-2...-2,5^\circ$.

В процессе прохождения диапазона чисел $M=0,95 \div 1,05$ высотомер выдает заниженные на 200...300 м показания высоты, а вариометр при установленном угле снижения $-2,5^\circ$ — вертикальную скорость снижения 60...80 м/с. По достижении числа $M=1,05$ правильные показания приборов восстанавливаются.

На скорости, соответствующей числу $M=1,1 \div 1,15$, перевести самолет в горизонтальный полет. За время прохождения трансзвукового диапазона скоростей самолет теряет высоту 300...500 м. На высоте 12000 м в горизонтальном полете продолжать разгон и по достижении числа $M=1,6 \div 1,7$ перевести самолет в набор высоты 13000 м. На высоте 13000 м разогнать самолет до числа $M=1,9$ и перевести его на снижение с вертикальной скоростью 30...50 м/с. По достижении числа $M=2,0$ вывести самолет в горизонтальный полет и продолжить разгон до максимального числа $M=2,3 \div 2,35$ или до остатка топлива 1100 кг. В процессе разгона до максимального числа $M=2,35$ контролировать приборную скорость, поскольку в указанном диапазоне высот разгона возможен выход на ее максимальное значение.

В конце разгона особое внимание обращать на остаток топлива, так как расход топлива по мере увеличения числа M возрастает, особенно после включения в работу режима повышенной температуры (РПТ) на числах $M=1,9 \div 2,0$.

По достижении максимального числа M ознакомиться с поведением и управляемостью самолета, для чего выполнить отвороты влево-вправо на угол $30...40^\circ$ с креном до 45° . На дальности до аэродрома не более 150 км при остатке топлива не менее 1100 кг перевести РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ, доложить остаток топлива и выполнить торможение в сторону аэродрома до приборной скорости 450...500 км/ч.

В целях исключения больших продольных перегрузок перевод РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ производить за время не менее 4...5 с.

Переход на дозвуковую скорость выполнить до высоты 11000 м. Время торможения самолета с $M=2,0 \div 2,1$ до $M=0,95$ в горизонтальном полете на режиме «Малый газ» составляет около 1 мин, а путь торможения — 25...30 км.

В процессе снижения (без учета предпосадочного маневра) на режиме работы двигателей «Малый газ» и скорости по прибору 450...500 км/ч самолет проходит путь около 100 км с расходом топлива 120...150 кг за время 9...11 мин.

Заход на посадку рекомендуется производить, как правило, в режиме «Возврат» или с рубежа по командам с пункта управления.

1.4.3. Полет на практический потолок

Для самолета МиГ-29 практическим потолком считается высота полета, на которой вертикальная скорость набора высоты равна 3 м/с. При наборе высоты на форсажном режиме работы двигателей практический потолок при стандартной температуре равен 17500 м.

Полет на практический потолок с учебной целью выполняется без подвесок или с двумя УР класса «воздух—воздух» по схеме, установленной для данного аэродрома, и на рекомендуемых режимах, обеспечивающих минимальный расход топлива по участкам полета.

Типовая схема полета на потолок и порядок действий летчика приведены на рис. 1.21. Взлет и набор высоты выполнить на максимальном режиме работы двигателей. После взлета до высоты 1000 м установить истинную скорость 850...900 км/ч и дальнейший набор производить, выдерживая указанное значение скорости.

На высоте 12000 м перевести самолет в горизонтальный полет и выполнить отход от аэродрома на удаление 130...150 км, обеспечивающее необходимый участок разгона до числа $M=1,65$ и набора на заданном числе M практического потолка в сторону аэродрома.

После выхода на заданный курс по методике, изложенной в разделе «Полет на разгон», на высоте 12000 м разогнать самолет до числа $M=1,65$ и перевести в набор высоты с постоянным числом M . Начальный угол тангажа по КПП при этом составит $7...10^\circ$ с последующим его уменьшением по мере набора высоты практического потолка.

При достижении практического потолка следует строго выдерживать заданный режим набора высоты, так как отклонение от режима ведет к уменьшению избытка тяги и перерасходу топлива. Строгое выдер-

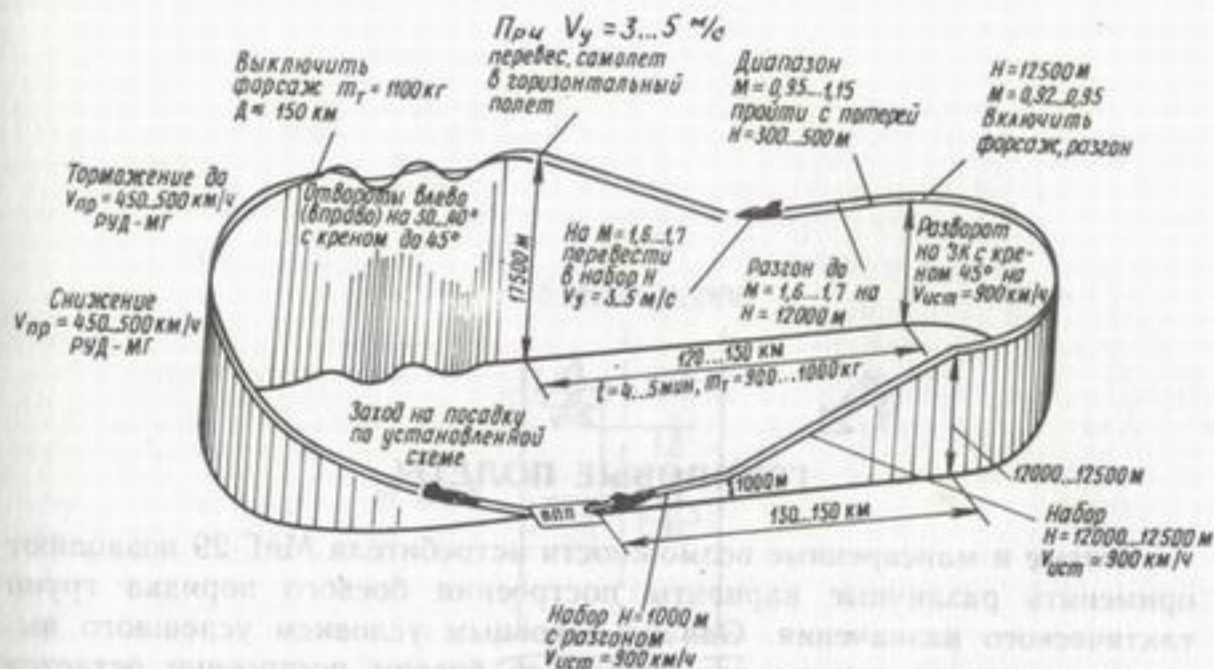


РИС. 1.21. ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА ПРИ ПОЛЕТЕ САМОЛЕТА НА ПОТОЛОК

живание рекомендуемого режима набора обеспечивает достаточный для выполнения боевой задачи на потолке остаток топлива.

При выходе на практический потолок (вертикальная скорость составляет $5...3 \text{ м/с}$) перевести самолет в горизонтальный полет и ознакомиться с поведением и управляемостью самолета, для чего выполнить отвороты влево-вправо на угол $30...40^\circ$ от линии пути с креном до 45° .

Основное внимание при полете на практическом потолке летчик должен уделять авиагоризонту, указателю числа M , приборам контроля работы двигателей, расходу топлива и кислорода, предназначенного для питания летчика.

На дальности до аэродрома не более 150 км при остатке топлива не менее 1100 кг выключить форсаж, установить РУД на упор малого газа и перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью $50...60 \text{ м/с}$. При этом снижение будет происходить на постоянной приборной скорости около 500 км/ч , и на высоте $12000...11000 \text{ м}$ число M будет менее единицы.

В процессе снижения с практического потолка на скорости 500 км/ч и режиме работы двигателей «Малый газ» (без учета предпосадочного маневра) самолет проходит путь, равный примерно 250 км , за время около 20 мин , расходуя приблизительно 200 кг топлива.

Заход на посадку, как правило, следует производить в режиме «Возврат» или с рубежа по командам пункта управления.

ГРУППОВЫЕ ПОЛЕТЫ

Боевые и маневренные возможности истребителя МиГ-29 позволяют применять различные варианты построения боевого порядка групп тактического назначения. Однако основным условием успешного выполнения полета группы при любом ее боевом построении остается хорошая слетанность экипажей в традиционных боевых порядках (строях), которые применялись на предшествовавших типах истребителей.

Выполнение группового полета на самолетах МиГ-29 имеет некоторые особенности, характерно проявляющиеся при первоначальном освоении групповой слетанности и боевого маневрирования.

2.1. ВЗЛЕТ

Расстановка самолетов на ВПП перед взлетом должна исключать попадание частиц бетона (грунта) во входные устройства двигателей ведомого летчика. Это условие обеспечивается, если будут соблюдены рекомендуемые соотношения интервала и дистанции между ведущим и ведомым при различных вариантах расстановки самолетов перед взлетом (рис. 2.1). При этом величину интервала выбирают, исходя из ширины ВПП, а потребную дистанцию определяют по величине интервала. За интервал принимается расстояние между концами крыльев, а за дистанцию — расстояние между срезом сопла самолета ведущего и носовой частью самолета ведомого. На ВПП шириной 40 м при расстановке самолетов в варианте *а* параметры интервала и дистанции составят 10×10 м. При этом продольные оси самолетов ведущего и ведомого будут расположены посередине левой и правой половины ВПП. На ВПП шириной 60 м возможна расстановка самолетов пары в варианте *а* с параметрами интервала и дистанции 30×30 м и менее, а в варианте *б* — 30×15 м.

При взлете пары по одному допустимая дистанция между самолетами ведущего и ведомого, исключающая попадание частиц бетона во входные устройства самолета ведомого, составляет не менее 350 м при строго встречном ветре и допускается до 250 м при штиле или слабом попутном ветре.

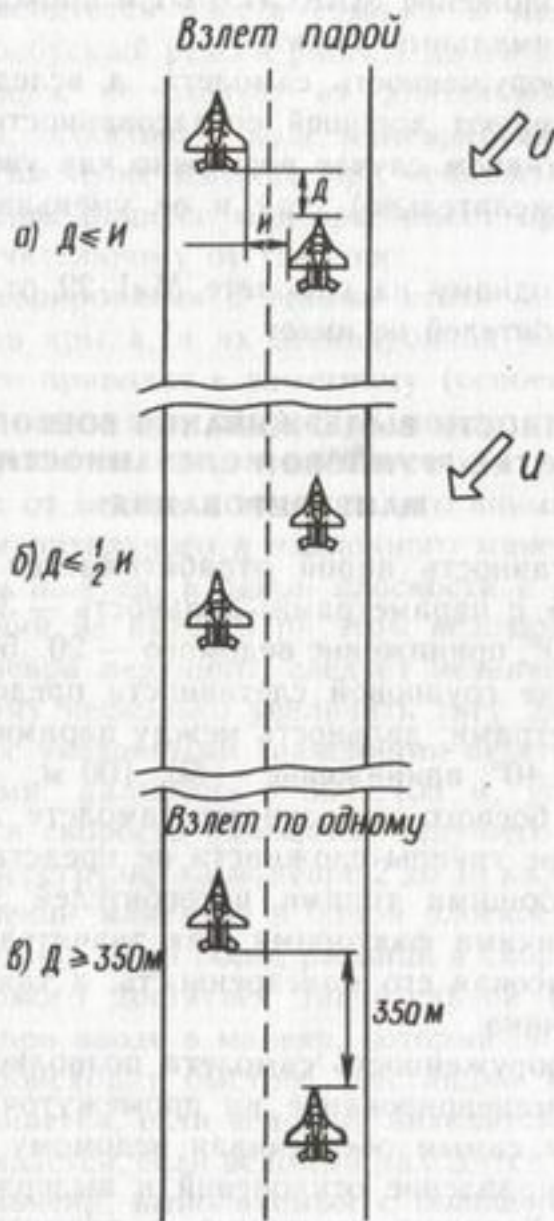


РИС. 2.1. РАСПОЛОЖЕНИЕ САМОЛЕТОВ НА ВПП ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ГРУППОВОГО ВЗЛЕТА

Соответствующая разметка ВПП значительно упростит расстановку самолетов пары (звена) перед взлетом.

При взлете парой после остановки самолетов выполнить все необходимые перед взлетом операции, по команде ведущего вывести двигатели на режим работы 90 % и доложить о готовности к взлету. После получения разрешения на взлет по команде ведущего отпустить тормозной рычаг и одновременно начать разбег. С началом разбега плавно перевести РУД в положение МАКСИМАЛ и проконтролировать выход двигателей на максимальный режим.

Большая тяговооруженность самолета, а вследствие этого скоротечность взлета требуют хорошей согласованности в действиях летчиков пары. В противном случае возможно как увеличение дистанции на взлете (что нежелательно), так и ее уменьшение и даже обгон ведущего.

Взлет пары по одному на самолете МиГ-29 отличий от взлета на других типах истребителей не имеет.

2.2. ОСОБЕННОСТИ ВЫДЕРЖИВАНИЯ БОЕВОГО ПОРЯДКА ПРИ ОТРАБОТКЕ ГРУППОВОЙ СЛЕТАННОСТИ И БОЕВОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ

Групповая слетанность парой отрабатывается в боевом порядке «пеленг самолетов» с параметрами: дальность — 300...400 м, угол визирования — 30...40°, принижение ведомого — 20...50 м. Боевой порядок звена при отработке групповой слетанности представляет собой «пеленг пар» с параметрами: дальность между парами — 600...800 м, угол визирования — 30...40°, принижение — 50...100 м.

Выдерживание боевого порядка на самолете МиГ-29 при маневрировании в составе группы сложности не представляет и по сравнению с предшествующими типами истребителей значительно проще. Это объясняется такими факторами, как значительная тяговооруженность самолета, высокая его маневренность, а также улучшенный обзор из кабины летчика.

Высокая тяговооруженность самолета позволяет выполнять достаточно энергичное маневрирование на промежуточных режимах работы двигателей, тем самым обеспечивая ведомому (ведомым) летчику резерв тяги на исправление отклонений в выдерживании параметров боевого порядка. Хорошие разгонные и тормозные характеристики самолета позволяют ведомому выдерживать свое место в строю незначительными (1...3 %) изменениями тяги двигателей.

Плавное изменение тяги двигателей при переходе от режима «Максимал» на форсажные режимы также облегчает ведомому летчику сохранение места в боевом порядке при маневрировании.

В то же время изменение режима работы двигателей приводит к изменению балансировочных усилий, и если их не компенсировать, то при уменьшении тяги самолет ведомого «проседает», а при увеличении «вспухает» в боевом порядке. Однако с приобретением навыков эта особенность самолета практически не оказывает влияния на точность сохранения места в строю.

Высокая маневренность самолета обеспечивает сокращение радиусов и времени маневров по сравнению с предшествующими типами истребителей, поэтому маневрирование в группе стало более динамичным. Учитывая большие угловые скорости маневра, ведущему летчику необходимо помнить, что ввод в маневр следует выполнять сравнительно плавно, и в первых полетах предупреждать ведомого летчика по радио о характере маневра и начале ввода.

При этом рекомендуется ввести самолет в маневр и в процессе ввода установить требуемый режим работы двигателей. Ведомому летчику, в свою очередь, не следует на длительное время отвлекать взгляд от ведущего, особенно в ходе маневрирования, так как даже кратковременное отвлечение взгляда при небольших дальностях боевого порядка и малом радиусе маневра может привести к опасному сближению или значительному отставанию.

В процессе маневрирования с углами атаки $7...9^\circ$ происходит выпуск—уборка носков крыла, и их несинхронная работа на самолетах ведущего и ведомого приводит к заметному (особенно при полетах на малых дальностях) изменению дистанции между самолетами, поэтому маневрирование группы на малых дальностях в указанном диапазоне углов атаки требует от ведомых повышенного внимания.

Выполнение горизонтального и наклонного маневров, осуществляемых с перегрузками $3...4$ ед. в одной плоскости с ведущим летчиком, существенных отличий не имеет. При этом ведомому летчику, находящемуся внутри маневра ведущего, следует незначительно уменьшить, а внешнему ведомому несколько увеличить тягу двигателей. При выполнении маневров с указанными значениями перегрузок в боевом порядке с параметрами: дальность — $300...400$ м, угол визирования — $30...40^\circ$, — разница в скорости самолетов ведущего и ведомого составит от 10 км/ч при перегрузке на маневре 2 до 30 км/ч при перегрузке 4 . Однако при выполнении маневров в одной плоскости в пределах располагаемых перегрузок 6 ед. и более разница в скорости на траектории у ведущего и ведомого достигает значительной величины (до $50...60$ км/ч). Поэтому при вводе в маневр, который по сравнению с изменением скорости происходит быстрее, дистанция между самолетами, как правило, сокращается, если ведомый находится внутри разворота, и, наоборот, увеличивается, если ведомый находится с внешней стороны.

Учитывая, что маневр, выполняемый с большой перегрузкой, приводит к некоторым физиологическим изменениям у летчика, в результате которых сужается поле зрения, а также ухудшается контрастность наблюдаемых предметов, групповую слетанность с длительными перегрузками на маневре более 6 ед. отрабатывать в сомкнутом боевом порядке не рекомендуется. Очевидно, что пилотирование с большими значениями перегрузок будет наиболее характерным для боевого маневрирования, когда самолеты пары (звена) перемещаются с различными параметрами маневра и в различных плоскостях.

Боевое маневрирование пары рекомендуется отрабатывать в боевых порядках «фронт самолетов» и «пеленг самолетов» с параметрами: дальность — $1000...1500$ м, угол визирования — $70...80^\circ$ при «фронте»

и $10...30^\circ$ при «пеленге». Принижение (превышение) 200...300 м облегчает зрительную связь между самолетами в процессе маневрирования.

Боевое маневрирование звеном отрабатывается в боевых порядках «фронт пар» и «пеленг пар» на дальности между парами 1500...2000 м при тех же углах визирования, что и для пары самолетов, с принижением (превышением) 300...500 м. Боевой порядок в парах — «пеленг самолетов» на дальности 300...400 м.

Совершенствование летчиков в групповой слетанности и боевом маневрировании должно проводиться путем освоения всего диапазона высот, а также маневрирования вблизи предельных значений перегрузки и угла атаки с использованием форсажных режимов двигателей.

Самолет МиГ-29 оптимизирован для ведения маневренного боя и позволяет отрабатывать различные комбинации маневров с элементами сложного и высшего пилотажа в широком диапазоне скоростей и высот полета. Это открывает большие возможности для творческого поиска эффективных приемов группового боя, что и является одной из главных целей совершенствования летного состава строевых частей истребительной авиации.

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА НОЧЬЮ

3.1. ОСОБЕННОСТИ СВЕТОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

Внекабинное светотехническое оборудование самолета по сравнению с предшествующими типами самолетов более совершенно.

Рулежная фара обеспечивает достаточную освещенность впереди лежащей местности, которая в совокупности с хорошим обзором из кабины позволяет рулить на неосвещенном аэродроме. Посадочные фары создают более мощное световое поле, которое освещает то место, куда направлен взгляд летчика на посадке.

Внутрикабинное освещение белым светом более удобно, чем ранее применяемое освещение красным светом. Реостаты обеспечивают удовлетворительную регулировку силы света на сигнализаторах, табло и приборах в зависимости от условий ночного полета.

Однако светотехническое оборудование имеет и слабые стороны, которые необходимо учитывать летчику при подготовке к полетам.

Табло «экрана» подсвечено ярче других приборов, а его освещенность не регулируется, что отвлекает внимание летчика в полете. Поэтому в первых ночных полетах табло «экрана» целесообразно заклеивать просвечивающейся цветной пленкой, особенно при полетах молодых летчиков.

Приборы гидрогазовых систем и ИКЖ имеют мелкую оцифровку и надписи (индексы) в ночных условиях читаются плохо, а общий подсвет их заливающим белым светом излишне ярок и создает блики на подъемной части фонаря кабины. Для облегчения работы с этими приборами в полете целесообразно перед ночными полетами пройти тренаж в закрытой чехлами кабине для запоминания положения рабочих зон контролируемых параметров на этих приборах.

Питание освещения заливающим светом осуществлено от сети переменного тока, поэтому в полете лампочки заливающего света могут пульсировать, что при первоначальном освоении самолета, особенно при полетах в облаках, создает дополнительные трудности. Необходимо более тщательно регулировать освещенность кабины переключателями

СИГНАЛИЗАТОРЫ ЯРЧЕ и ПУЛЬТЫ, НАДПИСИ ЯРЧЕ, а заливающим светом пользоваться периодически, непродолжительное время.

При нормальной освещенности кабины выключатели, переключатели и кнопки, с которыми оперирует летчик в полете, видно хуже, чем на самолетах с освещением красным светом; поэтому перед тем, как выполнить какое-либо действие в кабине, необходимо внимательно прочитать надпись под этим органом управления, а затем перевести его в нужное положение. Особенно это требование важно при пользовании переключателями на левом горизонтальном пульте и, в частности, переключателем режима работы ФКП, так как при оперировании с ним возможно произвольное закрытие перекрывного крана левого двигателя.

На пульте радиостанции не регулируется яркость лампы **АВАРИЙНЫЙ ПРИЕМ**. Ее целесообразно заклеивать пленкой, как и на других типах самолетов-истребителей.

Другой особенностью светотехнического оборудования самолета является то, что при нахождении переключателя ИЛС в положении **НОЧЬ** не обеспечивается его фотографирование ФКП, поэтому для получения четкого изображения информации СЕИ на пленке ФКП необходимо перед ночным полетом установить красный светофильтр на объектив ИЛС.

Свет от приборов, пультов и надписей создает блики впереди сдвижной части фонаря кабины, отвлекающие летчика от пилотирования самолета. Уменьшение их влияния можно достичь, регулируя высоту установки кресла летчика.

3.2. ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ

Запуск и опробование двигателей ночью производить в той же последовательности, что и при полетах днем.

Особенностей руления, взлета и полета по кругу ночью по сравнению с другими типами самолетов-истребителей практически нет.

К особенностям освещения и эксплуатации кабины самолета летчик привыкает через 2—3 полета.

Однако необходимо отметить, что заход на посадку и сама посадка ночью, особенно на первом этапе, более удобны при несколько повышенной глиссаде снижения (при проходе ДПРМ на высоте 250 м).

Другой особенностью выполнения посадки является повышенная яркость посадочных фар, свет которых даже при незначительной дымке создает довольно плотный экран, несколько затрудняющий пилотирование самолета при снижении к высоте начала выравнивания.

Посадка же ночью с использованием самолетных фар без посадочных прожекторов значительно проще, чем на других типах самолетов-истребителей.

САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ

Самолетовождение является одним из основных видов летной подготовки. Главной задачей летного состава при освоении самолетовождения является выработка навыков точного выхода на цель (в зону прикрытия войск, на установленный рубеж) в заданное время, умение вести ориентировку и осуществлять выход на аэродром и заход на посадку в простых и сложных метеорологических условиях с гарантийным остатком топлива.

В основе самолетовождения должно быть комплексное использование навигационных средств, установленных на самолете, а также наземных навигационных средств в сочетании с визуальной ориентировкой.

Решение навигационных задач на самолете МиГ-29 осуществляется с использованием системы навигации (СН).

Ниже рассматривается общая характеристика системы навигации, порядок подготовки и выполнение полетов с ее применением.

4.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СН

4.1.1. Назначение системы и решаемые задачи

Система навигации предназначена для непрерывного автоматического определения и выдачи потребителям (в РЛПК, ОЭПС, САУ, СО) и на индикацию навигационно-пилотажных параметров, необходимых для управления самолетом при решении навигационных и боевых задач.

Система навигации при совместной работе с азимутально-дальномерными радиомаяками и ПРМГ (посадочной радиомаячной группой) наземной радиотехнической системы обеспечивает формирование и выдачу в САУ, СЕИ и пилотажно-навигационные приборы сигналов, необходимых для управления самолетом при выполнении:

- маршрутных полетов по заранее запрограммированным трем промежуточным пунктам маршрута и трем аэродромам;

- возврата на аэродром вылета или один из двух запасных аэродромов посадки с выходом в зону действия посадочных радиомаяков при удалении навигационного маяка до 80 км от аэродрома посадки (удаление маяка от аэродрома посадки ограничено дальностью уверенного приема его сигналов на высоте предпосадочного маневра);
- заходов на посадку со снижением до высоты 50 м как на запрограммированные, так и на незапрограммированные аэродромы (во взаимодействии с САУ при автоматическом или директорном управлении);
- повторных заходов на посадку на запрограммированные аэродромы.

4.1.2. Возможности системы навигации

СН обеспечивает:

- программирование трех ППМ, трех аэродромов, трех радиомаяков РСБН;
- автономное счисление текущих географических координат места самолета и текущего истинного курса самолета;
- автоматическую коррекцию счисленных автономно текущих координат места самолета по данным от запрограммированного радиомаяка РСБН при нахождении самолета в зоне его действия;
- визуальную коррекцию текущих координат места самолета по запрограммированному ППМ и аэродрому;
- определение и выдачу потребителям и на индикацию летчику углов крена, тангажа, курса самолета, барометрической высоты, истинной и приборной воздушной скорости, числа M , азимута и дальности относительно маяка РСБН (ППМ).

4.1.3. Состав СН

В состав системы навигации входит следующая аппаратура:

1. Информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК-80-4 для определения и выдачи на индикацию и в цифровое вычислительное устройство (ЦВУ) значений курса, крена и тангажа, а также для определения и выдачи в ЦВУ составляющих абсолютной линейной скорости самолета.

В состав ИК-ВК входят:

- две инерциальные курсовертикали (основная и резервная);
- индукционный датчик;
- задатчик магнитного склонения (расположен в кабине);
- пульт широтной коррекции;
- блок усиления.

2. Бортовое радионавигационное оборудование БРНО-29 в состав которого входят:

- бортовая аппаратура радиотехнической системы ближней навигации (РСБН) — для измерения и выдачи на индикацию и в цифровое

вычислительное устройство азимута самолета и дальности относительно радиомаяка РСБН; для измерения и выдачи на индикацию и в САУ отклонений самолета от равносигнальных зон курсового и глиссадного радиомаяков ПРМГ; для измерения и выдачи на индикацию дальности до точки приземления;

— цифровое вычислительное устройство для решения навигационных задач (ЦВУ-М или ЦВУ).

В настоящее время в эксплуатации находятся комплекты БРНО-29 как с ЦВУ-М, так и с ЦВУ, не отличающиеся друг от друга по основным техническим данным. Отличия в работе с ЦВУ-М от работы с ЦВУ обусловлены следующими особенностями:

координаты навигационных точек вводятся в ЦВУ-М в угловых величинах с признаком «0», а не в линейных величинах с признаком «1»;

номера каналов работы РСБН и ПРМГ вводятся в ЦВУ-М в «чистом» виде, то есть теми цифрами, из которых состоит номер канала, а не «числами», определяющимися по специальной методике;

введенная в ЦВУ-М информация хранится 30, а не 10 суток.

3. Система воздушных сигналов (СВС) для измерения и выдачи на индикацию и в ЦВУ барометрической высоты, приборной и истинной воздушной скорости и числа М.

4. Пульт ввода программы (ПВП) для ввода данных в аппаратуру СН. На самолете может быть установлен ПВП в одном из двух вариантов исполнения. Порядок работы с ними и их изображения даны в подразд. 4.2.3 (рис. 4.7 и 4.8).

5. Щиток управления (ЩУ) СН для управления работой системы навигации.

На щитке управления СН (рис. 4.1) расположены:

— переключатель ИКВ ОСН. — ЗАП. В положении ОСН. индикация и работа ЦВУ осуществляются по данным от основной ИКВ, в положении ЗАП. — от резервной ИКВ;

— табло $D < 40$ км. Табло загорается при подходе на расстояние менее 40 км к запрограммированному ППМ (КТА) в режиме «Навигация», кнопка-лампа с номером которого горит в ряду ППМ-АЭР.;

— табло КОРР. (оранжевого цвета). При нахождении переключателя КАНАЛЫ АВТ. — РУЧН. в положении АВТ. горение табло сигнализирует о том, что в ЦВУ осуществляется коррекция счисленных текущих координат места самолета по данным от запрограммированного радиомаяка РСБН, кнопка-лампа с номером которого горит в ряду МАЯКИ. При нахождении переключателя КАНАЛЫ АВТ. — РУЧН. в положении РУЧН. горение табло сигнализирует об устойчивом прохождении сигналов азимута и дальности от радиомаяка РСБН, тип и канал которого набраны на счетчике НАВИГАЦИЯ;

— переключатель КАНАЛЫ АВТ. — РУЧН. При нахождении переключателя в положении АВТ. и горении табло КОРР. в ЦВУ осуществляется коррекция текущих координат места самолета по данным от запрограммированного радиомаяка РСБН, кнопка-лампа с номером которого в ряду МАЯКИ нажата и горит. Кроме того, при нахождении

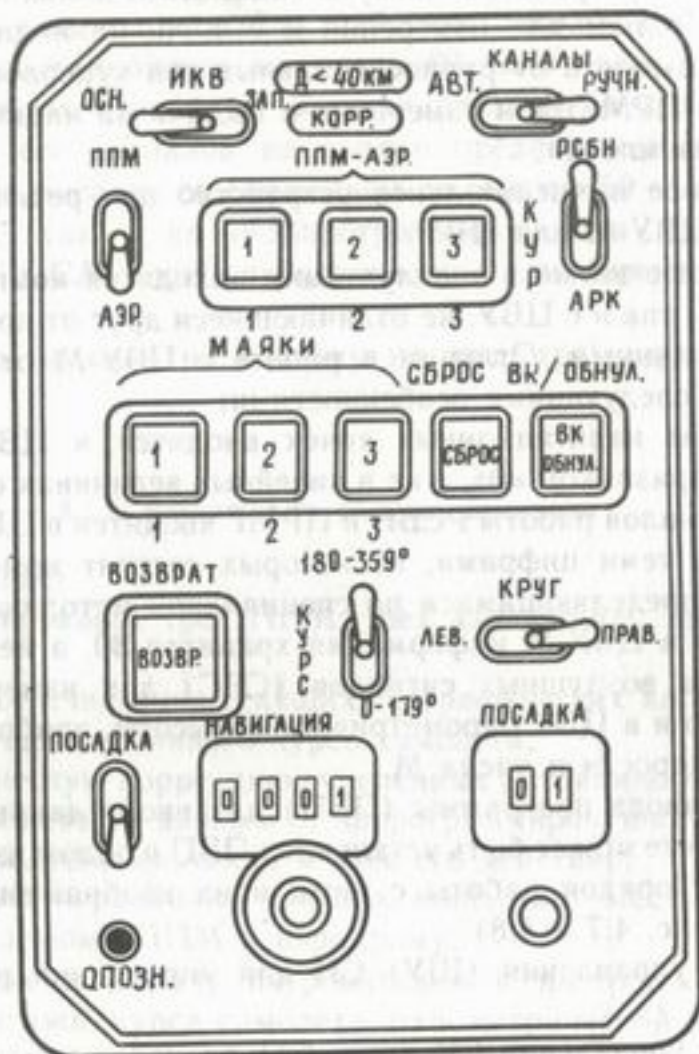


РИС. 4.1. ЩИТОК УПРАВЛЕНИЯ СН

переключателя в положении АВТ., при горящем и негорящем табло КОРР., при любом положении переключателя ИКВ ОСН. — ЗАП. и при работающем ЦВУ:

в рядах ППМ-АЭР. и МАЯКИ горят нажатые кнопки-лампы; стрелка КУР при нахождении переключателя КУР РСБН-АРК в положении РСБН индицирует истинный азимут самолета относительно запрограммированного радиомаяка РСБН (с которым работает самолетная аппаратура РСБН), истинный пеленг и курсовой угол этого радиомаяка (в режиме «Возврат» стрелка КУР индицирует курсовой угол КТА);

шкала текущего курса при любом положении переключателя ИКВ ОСН. — ЗАП. индицирует истинный текущий курс самолета, поступающий от ЦВУ. При этом бленкер КС на ПНП убран из поля зрения;

стрелка ЗК (при нахождении переключателя КУРС ЗАДАН. АВТОМ. — РУЧН. в положении АВТОМ.) и счетчик дальности ПНП работают от ЦВУ.

При установке переключателя в положение РУЧН.:

РСБН переключается на работу с радиомаяком, тип и канал работы которого установлены на счетчике НАВИГАЦИЯ ЦУ СН;

табло КОРР. гаснет, а после захвата сигнала от радиомаяка РСБН снова загорается;

коррекция текущих координат места самолета по данным от запрограммированных радиомаяков РСБН в ЦВУ прекращается, горевшая в ряду МАЯКИ кнопка-лампа гаснет;

шкала текущего курса ПНП при любом положении переключателя ИКВ ОСН. — ЗАП., индицирует условный текущий курс самолета (курс относительно истинного меридиана точки выставки ИК-ВК, в технической литературе этот курс именуется «приведенным»);

стрелка заданного курса ПНП работает от своей кремальеры;

стрелка КУР после загорания табло КОРР. индицирует обратным концом по шкале текущего курса истинный азимут самолета относительно радиомаяка РСБН, а острым концом по этой же шкале — истинный пеленг радиомаяка РСБН, отсчет острого конца стрелки КУР по внешней шкале ПНП отличается от курсового угла радиомаяка РСБН на величину угла сходимости меридианов между точкой выставки ИК-ВК и местом самолета;

счетчик дальности ПНП индицирует наклонную дальность до радиомаяка РСБН.

После перевода переключателя из положения РУЧН. в положение АВТ. надо нажать в ряду МАЯКИ кнопку-лампу с номером нужного запрограммированного радиомаяка РСБН.

В случае отказа ЦВУ при нахождении переключателя в положении АВТ. надо перевести его в положение РУЧН., так как шкала текущего курса в этом случае на индикацию условного текущего курса автоматически не переключается;

— переключатель ППМ-АЭР. для переключения кнопок-ламп ряда ППМ-АЭР. на индикацию номера ППМ или аэродрома;

— три кнопки-ламп с номерами 1, 2 и 3 в ряду ППМ-АЭР. для выбора (нажатием соответствующей кнопки-лампы) ППМ или аэродрома, а также для выбора ориентира для коррекции курса на стоянке в режиме «Подготовка»;

— переключатель КУР РСБН — АРК для переключения стрелки КУР ПНП на индикацию от РСБН или от АРК;

— три кнопки-ламп с номерами 1, 2 и 3 в ряду МАЯКИ для выбора запрограммированного радиомаяка РСБН;

— кнопка-лампа СБРОС для выбора ориентира с номером «0» для коррекции курса с помощью оптического визира комплекса ОЭПрНК на стоянке в режиме «Подготовка». В режиме «Работа» кнопка-лампа не задействована. При ее нажатии в полете происходит сбой выдачи навигационной информации, для восстановления которой надо вновь нажать необходимую кнопку-лампу в ряду ППМ-АЭР.;

— кнопка-лампа ВК/ОБНУЛ. для коррекции и ввода в ЦВУ истинного стояночного курса в режиме «Подготовка» и для визуальной

коррекции текущих координат места самолета по запрограммированному ППМ (КТА) в полете;

- кнопка-лампа ВОЗВРАТ для включения режима «Возврат»;
- переключатель КУРС $180-359^{\circ} - 0-179^{\circ}$ для выбора направления захода на посадку в соответствии с истинным курсом посадки на запрограммированном аэродроме;
- переключатель КРУГ ЛЕВ.-ПРАВ. используется только в режиме «Повторный заход на посадку» для выбора направления круга полетов на запрограммированном аэродроме;
- выключатель ПОСАДКА для ручного включения режима «Посадка» на запрограммированном и незапрограммированном аэродромах;
- счетчик и установленные на одной оси ручки-переключатели НАВИГАЦИЯ для набора типа (малая ручка) и канала работы (большая ручка) радиомаяка РСБН. Левая цифра счетчика обозначает тип маяка. Три правые цифры — канал работы;
- счетчик и ручка-переключатель ПОСАДКА для выбора канала работы ПРМГ;
- кнопка ОПОЗН. для выдачи сигнала «Опознавание» по требованию КП (РП).

4.1.4. Система координат, используемая в СН

В СН используется условно-географическая система координат. Координаты точек (ППМ, радиомаяков РСБН, КТА) измеряются в географической системе координат, а для ввода в вычислитель пересчитываются в условно-географическую систему координат.

Условно-географическая система координат представляет собой географическую систему координат, ограниченную «сферическим квадратом» со стороной 36° по долготе и 36° по широте (рис. 4.2). Применяется условно-географическая система координат с целью сокращения объема зависимостей, решаемых вычислителем, и упрощения ввода исходных данных перед полетом.

Начало условно-географической системы координат находится в левом нижнем углу «квадрата» и выбирается с таким расчетом, чтобы район полетов или маршрут полета с программируемыми точками находился в его пределах.

Ввод координат программируемых точек в вычислитель осуществляется в приращениях условно-географических координат $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$. Счисление текущих координат места самолета начинается от координат КТА в момент отрыва самолета при взлете.

4.2. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТАМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СН

Подготовка к полетам с использованием СН включает:

- подготовку аэродрома (стоянок);
- подготовку летного состава к полетам;
- подготовку данных для программирования маршрута полета и аэродромов;

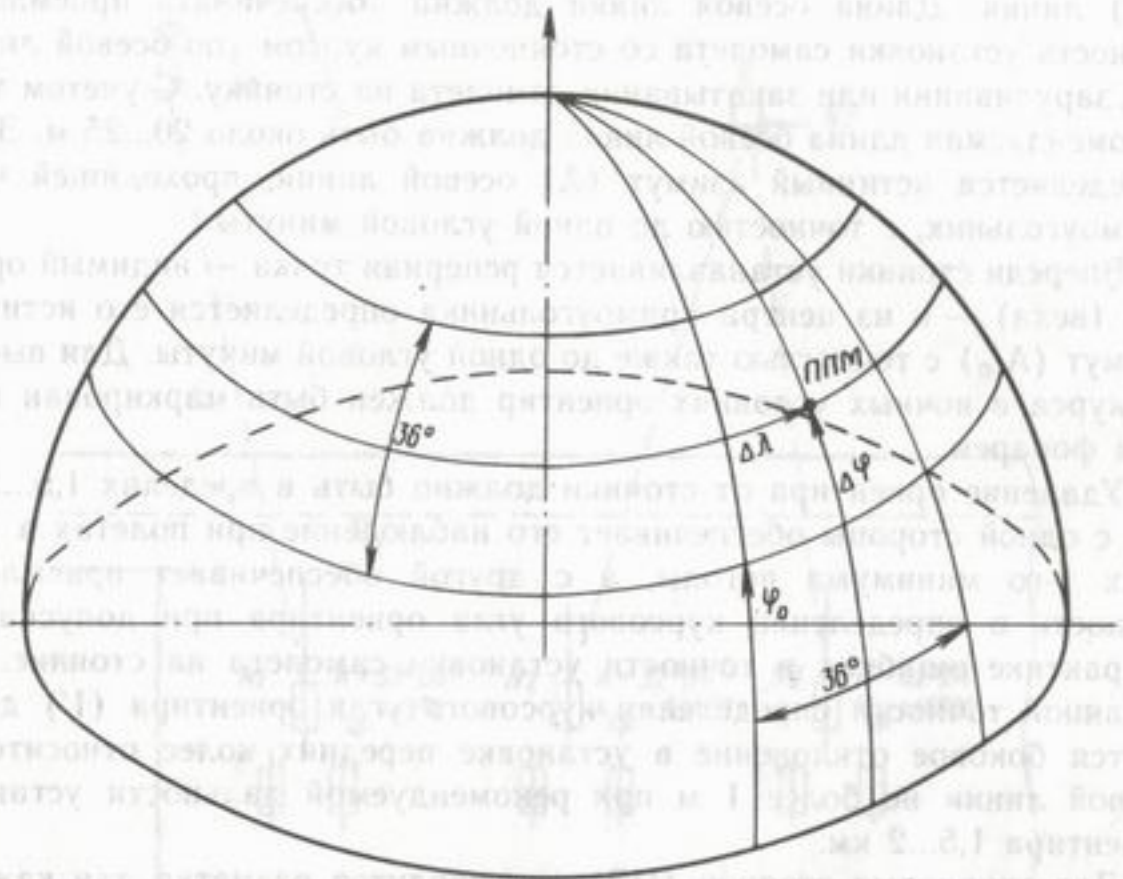


РИС. 4.2. СИСТЕМА КООРДИНАТ, ПРИМЕНЯЕМАЯ В СН

- определение данных для проверки правильности программирования маршрута полета;
- ввод данных в аппаратуру СН;
- подготовку СН перед полетом.

4.2.1. Подготовка аэродрома (стоянок)

Подготовка аэродрома заключается в геодезическом оборудовании стоянок, на которых производится подготовка самолетов к вылету.

Геодезические работы организуются и проводятся штурманской службой и заключаются в соответствующей разметке стоянок и определении истинных азимутов реперных точек (визуально видимых ориентиров) с места установки самолетов. Такие работы производятся с целью начальной выставки стояночного истинного курса самолета перед вылетом с соответствующей точностью (по заданному курсу или путем коррекции курса по видимому ориентиру).

Разметка стоянки выполняется краской. На бетоне, по месту установки передних колес самолета, наносится прямоугольник размером, несколько большим, чем диаметр и ширина передних колес, и вдоль длинной стороны прямоугольника проводится осевая (ориентир-

ная) линия. Длина осевой линии должна обеспечивать приемлемую точность установки самолета со стояночным курсом (по осевой линии) при заруливании или закатывании самолета на стоянку. С учетом этого рекомендуемая длина осевой линии должна быть около 20...25 м. Затем определяется истинный азимут (A) осевой линии, проходящей через прямоугольник, с точностью до одной угловой минуты.

Впереди стоянки устанавливается реперная точка — видимый ориентир (веха) — и из центра прямоугольника определяется его истинный азимут ($A_{ор}$) с точностью также до одной угловой минуты. Для выставки курса в ночных условиях ориентир должен быть маркирован красным фонарем.

Удаление ориентира от стоянки должно быть в пределах 1,5...2 км, что с одной стороны обеспечивает его наблюдение при полетах в условиях 1-го минимума погоды, а с другой обеспечивает приемлемую точность в определении курсового угла ориентира при допускаемых в практике ошибках в точности установки самолета на стоянке. Для заданной точности определения курсового угла ориентира ($1'$) допускается боковое отклонение в установке передних колес относительно осевой линии не более 1 м при рекомендуемой дальности установки ориентира 1,5...2 км.

Для групповых стоянок (ЦЗ) производится разметка для каждого самолета и возле прямоугольников записываются номер стоянки, азимуты осевой линии и ориентира (рис. 4.3). Для групповых стоянок впереди устанавливается несколько (до четырех) ориентиров с таким расчетом, чтобы в поле зрения ОЭПрНК каждого самолета находился как минимум один ориентир.

Для более точной установки самолета по осевой (ориентирной) линии применяется разметка на все колеса самолета. Если после заруливания (закатывания) самолета на стоянку колеса шасси оказались точно по осям прямоугольников, то истинный стояночный курс самолета принимается равным азимуту осевой линии.

4.2.2. Подготовка летного состава к полетам с использованием СН

Подготовка летного состава к полетам с использованием СН включает выбор маршрута и подготовку полетной карты, а также подготовку данных для программирования маршрута полета.

Выбор маршрута и подготовка полетной карты

Выбор маршрута определяется поставленной задачей, навигационной и оперативно-тактической обстановкой, а также возможностями СН.

Как указывалось, ЦВУ СН позволяет программировать три ППМ, три аэродрома и три радиомаяка РСБН. Если число ППМ больше трех, например 5, то 4-й и 5-й ППМ можно запрограммировать как аэродромы.

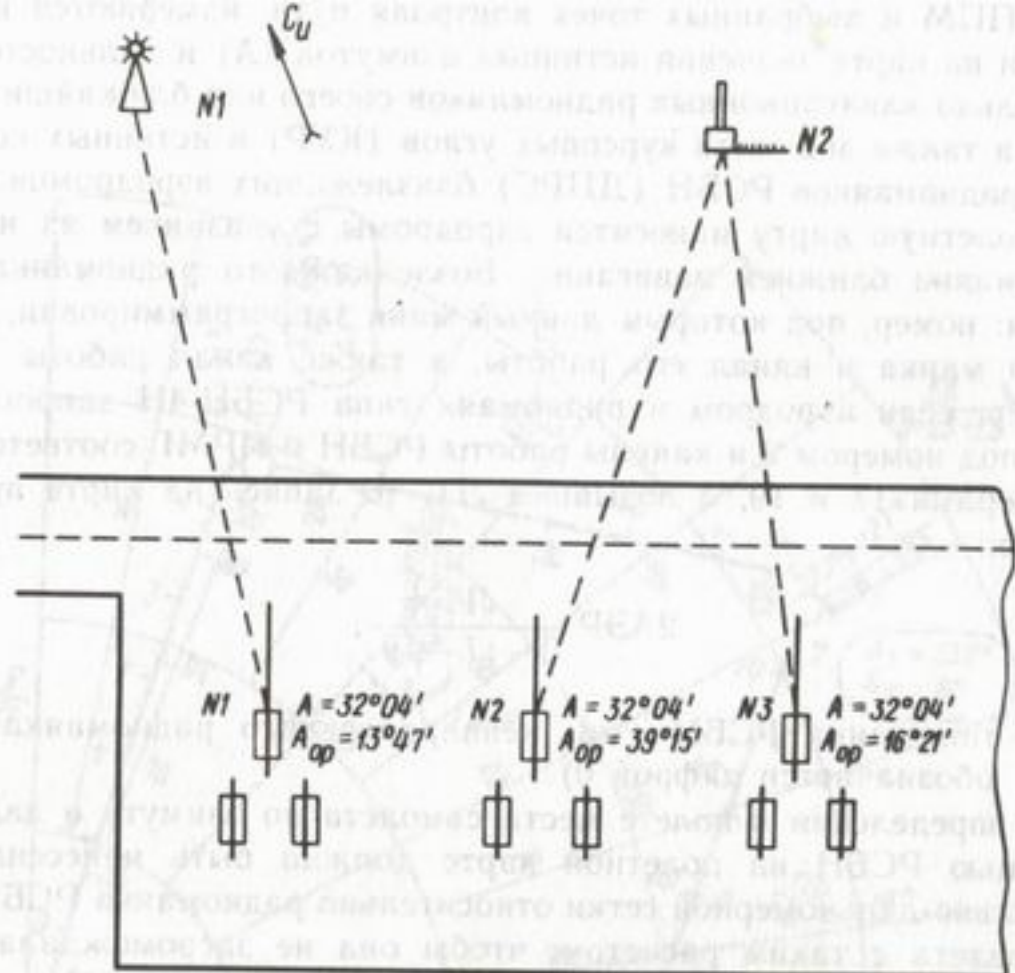


РИС. 4.3. ОБОРУДОВАНИЕ И РАЗ-
МЕТКА ГРУППОВОЙ СТОЯНКИ

В качестве ППМ выбираются характерные ориентиры с таким расчетом, чтобы по ним можно было выполнять визуальную коррекцию текущих координат места самолета (МС), а также обеспечивалась возможность выполнения полета по маршруту при отказе ЦВУ.

Данные, наносимые на полетную карту (или схему штурманского плана полета), должны обеспечивать:

- контроль пути с комплексным использованием всех средств самолетовождения в сочетании с визуальной ориентировкой на каждом участке маршрута;
- взаимный контроль в полете правильности работы бортовых навигационных систем на каждом участке маршрута;
- своевременное обнаружение отказа навигационного оборудования, выполнение полета по маршруту и выход на аэродром посадки при отказе части навигационного оборудования.

Маршрут прокладывается по общим правилам. Траектории разворотов после ППМ прокладываются для заданных крена и истинной воздушной скорости. Для каждого участка маршрута определяется его протяженность (S), время полета (t) и истинный путевой угол (ИПУ). Разметка пути производится по времени от пройденного ППМ (справа от ЛЗП) и по расстоянию, оставшемуся до очередного ППМ (слева от ЛЗП).

Для ППМ и выбранных точек контроля пути измеряются и записываются на карте значения истинных азимутов (А) и дальностей (Д) относительно навигационных радиомаяков своего или ближайших аэродромов, а также значений курсовых углов (КУР) и истинных пеленгов (ИПР) радиомаяков РСБН (ДПРС) близлежащих аэродромов.

На полетную карту наносятся аэродромы с указанием их номеров и радиомаяки ближней навигации. Возле каждого радиомаяка записывается: номер, под которым данный маяк запрограммирован, позывные, тип маяка и канал его работы, а также канал работы ПРМГ. Например, если аэродром и радиомаяк типа РСБН-4Н запрограммированы под номером 2 и каналы работы РСБН и ПРМГ соответственно под номерами 17 и 19, а позывные ЛТ, то запись на карте производится так:

$$2\text{АЭР} \frac{\text{ЛТ}}{0-17-19},$$

где 0 — тип маяка РСБН (тип ненаправленного радиомаяка РСБН обозначается цифрой 0).

Для определения в полете места самолета по азимуту и дальности с помощью РСБН на полетной карте должна быть нанесена часть азимутально-дальномерной сетки относительно радиомаяка РСБН аэродрома взлета с таким расчетом, чтобы она не загромождала карту.

Вариант подготовки полетной карты показан на рис. 4.4.

Подготовка данных для программирования маршрута полета

Подготовка данных для программирования представляет собой несколько последовательных операций, которые выполняются штурманом части (подразделением) или летчиком в зависимости от масштаба поставленной задачи. Вначале производится выборка необходимых сведений из Сборников, Регламентов и Перечней радионавигационных данных, а также выполняются некоторые расчеты. В результате проведенных расчетов в интересах упорядочения последующей работы составляется Таблица исходных данных. Затем заполняется бланк «Таблица данных для программирования», который передается в ИАС для ввода данных в аппаратуру СН.

Ниже излагается методика подготовки данных для программирования.

Данными для программирования являются:

— географическая широта точки начала отсчета условно-географической системы координат φ_0 (географическая долгота точки начала отсчета условно-географической системы координат λ_0 в ЦВУ не вводится, так как в навигационных расчетах она не используется);

— условно-географические координаты $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ трех ППМ, трех аэродромов (в том числе аэродрома вылета) и трех радиомаяков РСБН;

— истинные курсы посадки (ИКп), а также типы маяков и каналы работы РСБН и ПРМГ своего и двух запасных аэродромов;

— истинные стояночный курс и азимуты четырех ориентиров относительно стоянки, на которой будет производиться предполетная подготовка самолета;

— проверочные данные правильности ввода программы полета.

Географические широта и долгота точки начала отсчета условно-географической системы координат выбирает штурман (летчик), исходя из следующих соображений:

— район полетов (маршрут) со всеми программируемыми точками (аэродромы, ППМ, радиомаяки) должен находиться к северу от выбранной параллели и к востоку от меридиана;

— оцифровка меридиана и параллели, проходящих через точку начала условно-географических координат (φ_0 , λ_0) должна быть кратна 1° .

Условно-географические координаты трех ППМ, трех аэродромов и трех радиомаяков рассчитываются по следующей методике:

а) Из аэронавигационных документов выбираются географические координаты радиомаяков РСБН и центров ВПП (КТА) аэродромов.

б) На карте масштаба 1:1000 000 или 1:500 000 определяются географические координаты ППМ методом пропорционального деления.

Суть метода состоит в следующем:

— с помощью масштабной линейки измеряется расстояние (L) между соседними параллелями, расположенными на карте южнее и севернее ППМ;

— измеряется расстояние (l) между южной параллелью и ППМ;

— определяется разность широт ($\Delta\varphi$) в секундах между южной параллелью и ППМ по формулам:

для карты масштаба 1:1000000

$$\Delta\varphi = \frac{3600}{L} \cdot l;$$

для карты масштаба 1:500000

$$\Delta\varphi = \frac{1200}{L} \cdot l;$$

— полученное значение разности широт в секундах переводится в минуты и секунды;

— рассчитывается географическая широта ППМ по формуле

$$\varphi_{\text{ППМ}} = \varphi_{\text{ЮП}} + \Delta\varphi,$$

где $\varphi_{\text{ЮП}}$ — оцифровка параллели, расположенной южнее ППМ.

По аналогичной методике рассчитывается географическая долгота ППМ. Однако, если съем координат производился с карты масштаба

1:500000, для расчета разности долготы в секундах между западным меридианом и ППМ используется формула

$$\Delta\lambda = \frac{1800}{L} \cdot l.$$

Пример съема и расчета координат ППМ с карт масштабов 1:1000000 и 1:500000 показан на рис. 4.5;

в) рассчитываются условно-географические координаты ППМ, аэродромов и радиомаяков по формулам:

$$\Delta\varphi = \varphi_i - \varphi_0; \Delta\lambda_i = \lambda_i - \lambda_0,$$

где φ_i, λ_i — географические координаты ППМ, КТА и радиомаяков;
 φ_0, λ_0 — географические координаты точки начала отсчета условно-географической системы координат.

Пример. $\varphi_0 = 55^\circ; \lambda_0 = 38^\circ;$

$\varphi_{\text{ППМ-1}} = 56^\circ 23' 30''; \lambda_{\text{ППМ-1}} = 40^\circ 15' 20'';$

$\Delta\varphi_{\text{ППМ-1}} = 56^\circ 23' 30'' - 55^\circ = 1^\circ 23' 30'';$

$\Delta\lambda_{\text{ППМ-1}} = 40^\circ 15' 20'' - 38^\circ = 2^\circ 15' 20''.$

Истинные курсы посадки аэродромов, а также типы маяков и каналы работы РСБН и ПРМГ своего и запасных аэродромов выбираются из аэронавигационных документов. При этом имеются некоторые особенности:

а) поскольку диапазон ввода в систему навигации курсов ВПП аэродромов находится в пределах от 0 до $179,99^\circ$, то выбирается значение посадочного курса в указанных пределах. Например, если ВПП имеет истинные посадочные курсы $340^\circ 26' / 160^\circ 26'$, то для программирования посадочного курса выбирается направление $160^\circ 26'$ ($160,43^\circ$);

б) типы ненаправленных радиомаяков ближней навигации (РСБН) обозначаются цифрой 0.

Истинный стояночный курс и истинные азимуты четырех ориентиров определяются геодезической службой из заранее размеченной точки стоянки с точностью до 1' и для записи в Таблицу исходных данных выражаются с точностью до сотых долей градуса.

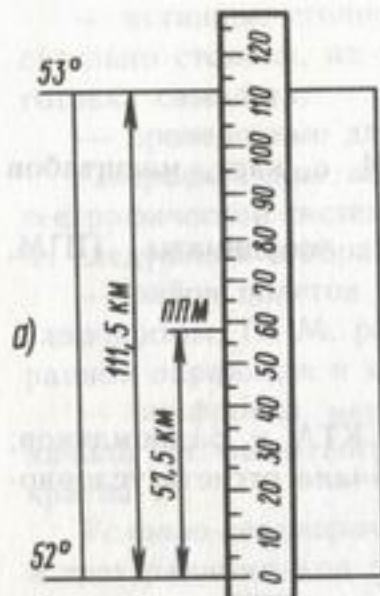
Например, $28^\circ 11' = 28,18^\circ$.

Диапазон ввода стояночного курса и пеленгов ориентиров находится в пределах от 0 до $359,99^\circ$.

Проверочные данные правильности ввода программы определяются на полетной карте с помощью транспортира и линейки. К данным проверки программы относятся истинные заданные курсы (ЗК) и дальности (Д) от КТА аэродрома вылета до запрограммированных ППМ и запасных аэродромов.

На основании рассчитанных и полученных данных заполняется таблица исходных данных (см. табл. 4.1).

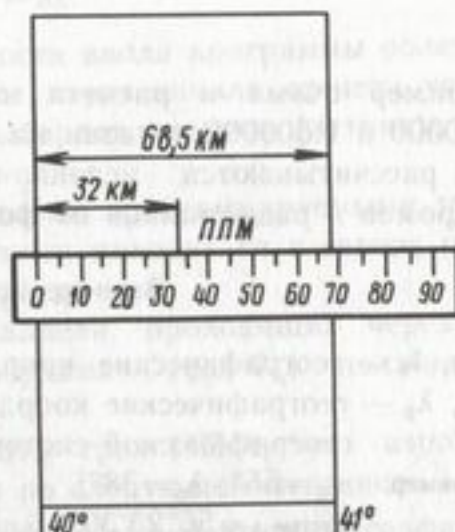
Последующая работа по составлению программы полета заключается в том, что некоторые данные табл. 4.1 переводятся в линейный код по следующей методике:



$$\Delta \varphi = \frac{3600}{111,5} \cdot 57,5 = 1857''$$

$$1857 : 60 = 30'57''$$

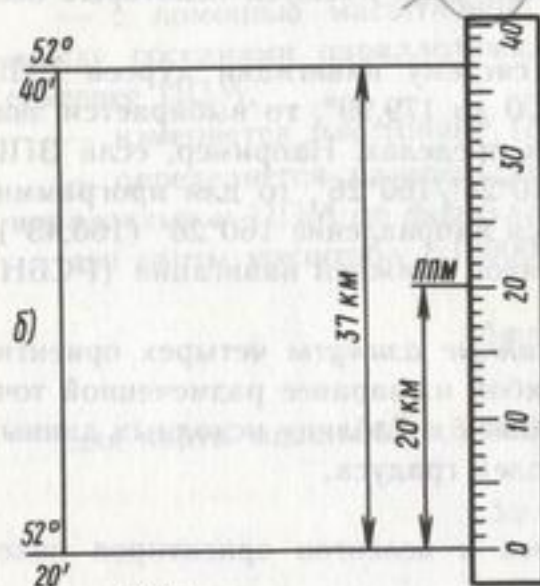
$$\varphi_{\text{ППМ}} = 52^\circ + 30'57'' = 52^\circ 30'57''$$



$$\Delta \lambda = \frac{3600}{68,5} \cdot 32 = 1682''$$

$$1682 : 60 = 28'02''$$

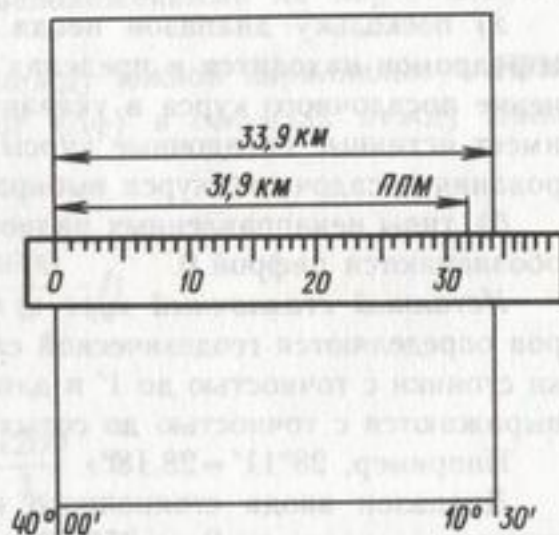
$$\lambda_{\text{ППМ}} = 40^\circ + 28'02'' = 40^\circ 28'02''$$



$$\Delta \varphi = \frac{1200}{37} \cdot 20 = 649''$$

$$649 : 60 = 10'49''$$

$$\varphi_{\text{ППМ}} = 52^\circ 20' + 10'49'' = 52^\circ 30'49''$$



$$\Delta \lambda = \frac{1800}{33,9} \cdot 31,9 = 1694''$$

$$1694 : 60 = 28'14''$$

$$\lambda_{\text{ППМ}} = 40^\circ + 28'14'' = 40^\circ 28'14''$$

РИС. 4.5. СЪЕМ И РАСЧЕТ КООРДИНАТ ППМ С КАРТ МАСШТАБОМ 1:1000000 И 1:500000

Исходные данные

Условно-географические координаты				Истинные курсы посадки	
φ_0	055,00°	λ_0	038,00°	1АЭР.	163,15°
$\Delta\varphi_{1\text{ППМ}}$	1°23'30"	$\Delta\lambda_{1\text{ППМ}}$	0°28'14"	2АЭР.	027,29°
$\Delta\varphi_{2\text{ППМ}}$	3°26'45"	$\Delta\lambda_{2\text{ППМ}}$	1°48'31"	3АЭР.	104,30°
$\Delta\varphi_{3\text{ППМ}}$	3°42'16"	$\Delta\lambda_{3\text{ППМ}}$	0°04'33"	Истинный азимут ориентира из точки старта (стоянки №)	
$\Delta\varphi_{1\text{АЭР.}}$	2°36'13"	$\Delta\lambda_{1\text{АЭР.}}$	9°36'53"		
$\Delta\varphi_{2\text{АЭР.}}$	2°43'15"	$\Delta\lambda_{2\text{АЭР.}}$	1°25'54"		
$\Delta\varphi_{3\text{АЭР.}}$	2°53'47"	$\Delta\lambda_{3\text{АЭР.}}$	0°30'00"		
$\Delta\varphi_{1\text{Р/М}}$	2°35'41"	$\Delta\lambda_{1\text{Р/М}}$	9°37'04"	№	Ориентир
$\Delta\varphi_{2\text{Р/М}}$	2°42'43"	$\Delta\lambda_{2\text{Р/М}}$	1°26'05"		Азимут
$\Delta\varphi_{3\text{Р/М}}$	2°53'15"	$\Delta\lambda_{3\text{Р/М}}$	0°30'11"		
				0	Веха 273,55°
				1	Труба 293,22°
				2	Вышка 300,25°
				3	Шпиль 4,40°

Система	Тип маяка	Канал работы	Данные для проверки		
			ППМ и аэродромы	ИК _{зад.} градус	Д, км
РСБН-4Н	0	3	1ППМ	99	59
РСБН-4Н	0	15	2ППМ	58	175
РСБН-4Н	0	17	3ППМ	16	127
ПРМГ-4	—	10			
ПРМГ-4	—	22	2АЭР.	83	123
ПРМГ-4	—	27	3АЭР.	61	68

— с использованием табл. 4.2 переводится в линейный код географическая широта начала координат.

Пример. $\varphi_0 = 55^\circ = 050006$;

— с использованием табл. 4.3 переводятся в линейный код вычисленные градусы, минуты и секунды условно-географических координат ППМ, аэродромов и радиомаяков.

Пример. $\Delta\varphi_{\text{ППМ-1}} = 1^\circ 23' 30'' = 00910,2 + 00348,9 + 00007,6 = 01266,7$.

$\Delta\lambda_{\text{ППМ-1}} = 2^\circ 15' 20'' = 01820,4 + 00227,6 + 00005,1 = 02053,1$.

Полученные величины округляются до целых значений в большую или меньшую сторону в зависимости от значения цифры после запятой.

Пример. $\Delta\varphi_{\text{ППМ-1}} = 01266,7 \approx 01267$;

$\Delta\lambda_{\text{ППМ-1}} = 02053,1 \approx 02053$;

— с использованием табл. 4.4 переводятся в линейный код числа, соответствующие номерам частотно-кодовых каналов (ЧКК) радиомаяков навигации и посадки.

Пример. ЧКК радиомаяков ПРМГ и РСБН первого аэродрома соответственно равны 3 и 17. Из табл. 4.4 напротив этих значений из колонки «Число для ввода в ЦВУ» выбираются соответственно 06304 и 02464.

Остальные данные из табл. 4.1 в линейный код не переводятся и переносятся в таблицу данных для программирования угловыми величинами. Угловые величины вводятся в аппаратуру в градусах и долях градуса.

Методика оформления таблицы данных для программирования следующая:

— оформляется бланк (табл. 4.5);

— в первую графу бланка записываются параметры программы полета в рекомендуемой последовательности;

— во вторую графу вносятся адреса ячеек ЦВУ, предназначенные для ввода соответствующего параметра;

— в третью графу записывается признак параметра, характеризующий его как угловую или линейную величину. Если параметр выражен в угловых размерах (градусы, доли градуса), то в графе «Признак», напротив соответствующего параметра, записывается 0, и если величина линейная, то записывается 1;

— в четвертую графу записывается численное значение параметра, выраженное в линейном коде или угловых размерах.

Параметр, выраженный в угловых размерах, может иметь как пятизначное, так и любое другое число менее пятизначного. В этом случае для ввода в графу «Число» значения параметра недостающий разряд числа заполняется нулями.

Пример. Истинный азимут ориентира равен $4^\circ 24'$ или $4,4^\circ$. Записать его значение в графу «Число» следует в виде 00440.

После заполнения таблица передается специалистам ИАС для ввода в программу на полет.

Перевод в линейный код географической широты
начала координат

Угловая величина, градус	Линейный код	Угловая величина, градус	Линейный код	Угловая величина, градус	Линейный код
1	00091	31	02822	61	05552
2	00182	32	02913	62	05643
3	00273	33	03004	63	05734
4	00364	34	03095	64	05825
5	00455	35	03186	65	05916
6	00546	36	03277	66	06007
7	00637	37	03368	67	06098
8	00728	38	03459	68	06189
9	00819	39	03550	69	06280
10	00910	40	03641	70	06372
11	01001	41	03732	71	06463
12	01092	42	03823	72	06554
13	01183	43	03914	73	06645
14	01274	44	04005	74	06736
15	01365	45	04096	75	06827
16	01456	46	04187	76	06918
17	01547	47	04278	77	07009
18	01638	48	04369	78	07100
19	01729	49	04460	79	07191
20	01820	50	04551	80	07282
21	01911	51	04642	81	07373
22	02002	52	04733	82	07464
23	02093	53	04824	83	07555
24	02184	54	04915	84	07646
25	02276	55	05006	85	07737
26	02367	56	05097	86	07828
27	02458	57	05188	87	07919
28	02549	58	05279	88	08010
29	02640	59	05370	89	08101
30	02731	60	05461	90	08192

Угловая величина, градус	Линейный код	Угловая величина, градус	Линейный код	Угловая величина, градус	Линейный код
-1	32677	-31	29946	-61	27216
-2	32586	-32	29855	-62	27125
-3	32495	-33	29764	-63	27034
-4	32404	-34	29673	-64	26943
-5	32313	-35	29582	-65	26852
-6	32222	-36	29491	-66	26761
-7	32131	-37	29400	-67	26670
-8	32040	-38	29309	-68	26579
-9	31949	-39	29218	-69	26488
-10	31858	-40	29127	-70	26396
-11	31767	-41	29036	-71	26305
-12	31676	-42	28945	-72	26214
-13	31585	-43	28854	-73	26123
-14	31494	-44	28763	-74	26032
-15	31403	-45	28672	-75	25941
-16	31312	-46	28581	-76	25850
-17	31221	-47	28490	-77	25759
-18	31130	-48	29399	-78	25668
-19	31039	-49	28308	-79	25577
-20	30948	-50	28217	-80	25486
-21	30857	-51	28126	-81	25395
-22	30766	-52	28035	-82	25304
-23	30675	-53	27944	-83	25213
-24	30584	-54	27853	-84	25122
-25	30492	-55	27762	-85	25031
-26	30401	-56	27671	-86	24940
-27	30310	-57	27580	-87	24849
-28	30219	-58	27489	-88	24758
-29	29128	-59	27398	-89	24667
-30	30037	-60	27307	-90	24576

Перевод в линейный код угловых значений координат ППМ
аэродромов и радиомаяков РСБН

Угловая величина	Линей- ный код	Угловая величина	Линей- ный код	Угловая величина	Линей- ный код	Угловая величина	Линейный код
1"	00000,3	31"	00007,8	1'	00015,2	31'	00470,3
2"	00000,5	32"	00008,1	2'	00030,3	32'	00485,5
3"	00000,8	33"	00008,3	3'	00045,5	33'	00500,6
4"	00001,0	34"	00008,6	4'	00060,7	34'	00515,8
5"	00001,3	35"	00008,8	5'	00075,9	35'	00531,0
6"	00001,5	36"	00009,1	6'	00091,0	36'	00546,1
7"	00001,8	37"	00009,4	7'	00106,2	37'	00561,3
8"	00002,0	38"	00009,6	8'	00121,4	38'	00576,5
9"	00002,3	39"	00009,9	9'	00136,5	39'	00591,6
10"	00002,5	40"	00010,1	10'	00151,7	40'	00606,8
11"	00002,8	41"	00010,4	11'	00166,9	41'	00622,0
12"	00003,0	42"	00010,6	12'	00182,0	42'	00637,2
13"	00003,3	43"	00010,9	13'	00197,2	43'	00652,3
14"	00003,5	44"	00011,1	14'	00212,4	44'	00667,5
15"	00003,8	45"	00011,4	15'	00227,6	45'	00682,7
16"	00004,0	46"	00011,6	16'	00242,7	46'	00697,8
17"	00004,3	47"	00011,9	17'	00257,9	47'	00713,0
18"	00004,6	48"	00012,1	18'	00273,1	48'	00728,2
19"	00004,8	49"	00012,4	19'	00288,2	49'	00743,3
20"	00005,1	50"	00012,6	20'	00303,4	50'	00758,5
21"	00005,3	51"	00012,9	21'	00318,6	51'	00773,7
22"	00005,6	52"	00013,1	22'	00333,7	52'	00788,9
23"	00005,8	53"	00013,4	23'	00348,9	53'	00804,0
24"	00006,1	54"	00013,7	24'	00364,1	54'	00819,2
25"	00006,3	55"	00013,9	25'	00379,3	55'	00834,4
26"	00006,6	56"	00014,2	26'	00394,4	56'	00849,5
27"	00006,8	57"	00014,4	27'	00409,6	57'	00864,7
28"	00007,1	58"	00014,7	28'	00424,8	58'	00879,9
29"	00007,4	59"	00014,9	29'	00439,9	59'	00895,1
30"	00007,6			30'	00455,1		

Угловая величина	Линей- ный код	Угловая величина	Линей- ный код	Угловая величина	Линей- ный код	Угловая величина	Линейный код
1°	00910,2	10°	09102,2	19°	17294,2	28°	25486,2
2°	01820,4	11°	10012,4	20°	18204,4	29°	26396,4
3°	02730,7	12°	10922,7	21°	19114,7	30°	27306,7
4°	03640,9	13°	11832,9	22°	20024,9	31°	28216,9
5°	04551,1	14°	12743,1	23°	20935,1	32°	29127,1
6°	05461,3	15°	13653,3	24°	21845,3	33°	30037,3
7°	06371,6	16°	14563,6	25°	22755,6	34°	30947,6
8°	07281,8	17°	15473,8	26°	23665,8	35°	31857,8
9°	08192,0	18°	16384,0	27°	24576,0	36°	32768

Таблица 4.4

Перевод в линейный код значений ЧКК
радиомаяков систем навигации и посадки

№ ЧКК	Число для ввода в ЦВУ	№ ЧКК	Число для ввода в ЦВУ	№ ЧКК	Число для ввода в ЦВУ	№ ЧКК	Число для ввода в ЦВУ
1	02208	26	04640	51	07072	76	01312
2	04256	27	06688	52	00928	77	03392
3	06304	28	00544	53	03008	78	05440
4	00160	29	02624	54	05056	79	07488
5	02240	30	04672	55	07104	80	01344
6	04288	31	06720	56	00960	81	03488
7	06336	32	00576	57	03104	82	05536
8	00192	33	02720	58	05152	83	07584
9	02336	34	04768	59	07200	84	01440
10	04384	35	06816	60	01056	85	03520
11	06432	36	00672	61	03136	86	05568
12	00288	37	02752	62	05184	87	07616
13	02368	38	04800	63	07232	88	01472
14	04416	39	06848	64	01088		
15	06464	40	00704	65	03232		
16	00320	41	02848	66	05280		
17	02464	42	04896	67	07328		
18	04512	43	06944	68	01184		
19	06560	44	00800	69	03264		
20	00416	45	02880	70	05312		
21	02496	46	04928	71	07360		
22	04544	47	06976	72	01216		
23	06592	48	00832	73	03360		
24	00448	49	02976	74	05408		
25	02592	50	05024	75	07456		

Данные для программирования

Параметр	Адрес	Признак		Число			
Φ_0	07	1	0	5	0	0	6
$\Delta\Phi_{1AЭР.}$	11	1	1	2	3	8	8
$\Delta\lambda_{1AЭР.}$	12	1	0	2	2	5	0
$\Delta\Phi_{2AЭР.}$	31	1					
$\Delta\lambda_{2AЭР.}$	32	1		и т. д.			
$\Delta\Phi_{3AЭР.}$	51	1					
$\Delta\lambda_{3AЭР.}$	52	1					
$\Delta\Phi_{1ППМ}$	01	1					
$\Delta\lambda_{1ППМ}$	02	1					
$\Delta\Phi_{2ППМ}$	21	1					
$\Delta\lambda_{2ППМ}$	22	1					
$\Delta\Phi_{3ППМ}$	41	1					
$\Delta\lambda_{3ППМ}$	42	1					
$\Delta\Phi_{1Р/М}$	44	1					
$\Delta\lambda_{1Р/М}$	14	1					
$\Delta\Phi_{2Р/М}$	45	1					
$\Delta\lambda_{2Р/М}$	15	1					
$\Delta\Phi_{3Р/М}$	46	1					
$\Delta\lambda_{3Р/М}$	16	1					
$\Psi_{ВПП-1}$	10	0	0	0	4	4	0
$\Psi_{ВПП-2}$	30	0		и т. д.			
$\Psi_{ВПП-3}$	50	0					
$A_{0ор}$	27	0					
$A_{1ор}$	37	0					
$A_{2ор}$	47	0					
$A_{3ор}$	57	0					
$ИК_{ст}$	55	0					
Каналы работы							
$1Р/М$	04	1	0	6	3	0	4
РСБН $2Р/М$	05	1		и т. д.			
$3Р/М$	06	1					
$1AЭР.$	13	1	0	2	3	0	4
ПРМГ $2AЭР.$	33	1		и т. д.			
$3AЭР.$	53	1					

Географическая широта точки начала отсчета условно-географических координат φ_0 выражается в градусах и долях градуса.

Пример.

$\varphi_0 = 30^\circ$. В банк данных программирования записывается;
 $\varphi_0 = 03000$ ($030,00^\circ$).

Географические координаты ППМ определяются по карте масштаба 1:500 000 (1:1000 000) методом пропорционального деления, суть которого состоит в следующем (рис. 4.6):

- измеряется расстояние (L) между соседними параллелями, оцифровка которых кратна 1° , расположенными севернее и южнее ППМ;
- измеряется расстояние (l) между ППМ и параллелью с оцифровкой кратной 1° , расположенной южнее ППМ;
- рассчитывается разность широт между ППМ и южной параллелью с точностью до $0,001^\circ$ по формуле

$$\Delta\varphi = \frac{l}{L};$$

- рассчитывается географическая широта ППМ по формуле

$$\varphi_{\text{ППМ}} = \varphi_{\text{юп}} + \Delta\varphi,$$

где $\varphi_{\text{юп}}$ — оцифровка параллели, расположенной южнее ППМ.

Пример.

$\varphi_{\text{юп}} = 50^\circ$ $L = 250$ мм; $l = 50$ мм.

$$\Delta\varphi = \frac{l}{L} = \frac{50}{250} = 0,2^\circ; \quad \varphi_{\text{ППМ}} = 50^\circ + 0,2^\circ = 50,2^\circ.$$

Аналогично определяется географическая долгота ППМ.

Условно-географические координаты ППМ, КТА, радиомаяков РСБН рассчитываются по формулам:

$$\Delta\varphi_i = \varphi_i - \varphi_0; \quad \Delta\lambda_i = \lambda_i - \lambda_0;$$

где φ_i ; λ_i — географические координаты ППМ, КТА, радиомаяков РСБН;

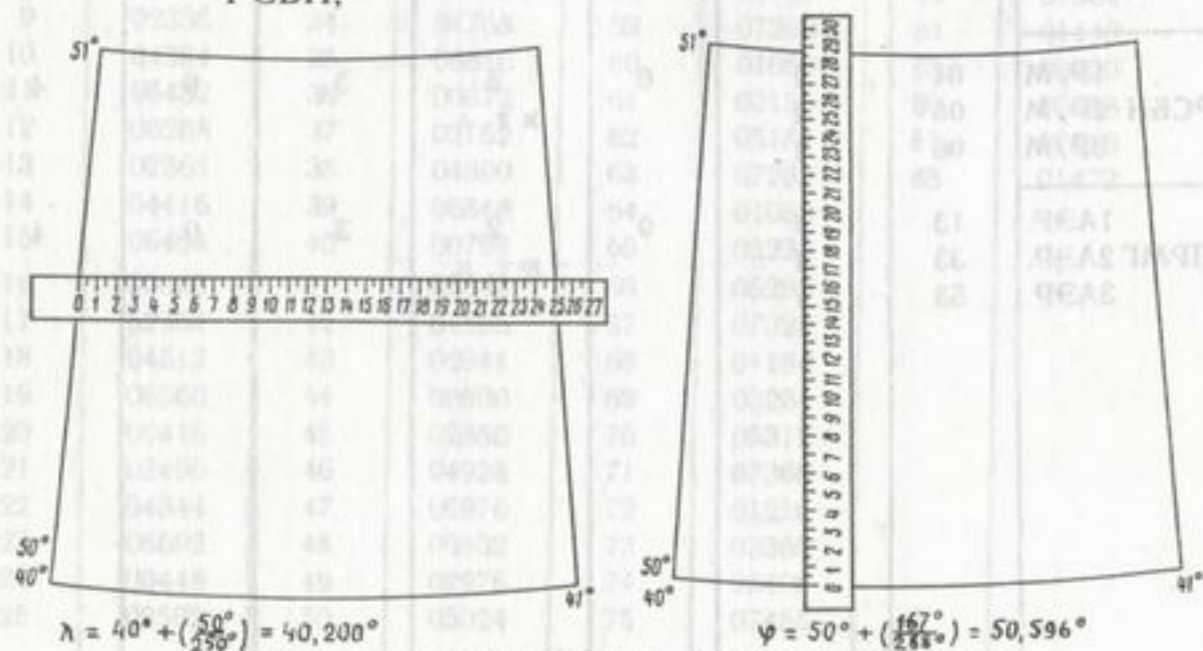


РИС. 4.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОГРАФИЧЕСКИХ
 КООРДИНАТ ППМ

φ_0, λ_0 — географические координаты точки начала отсчета условно-географических координат.

Пример.

$$\varphi_0 = 55^\circ; \lambda_0 = 38^\circ; \varphi_{ппм} = 56,503^\circ;$$

$$\lambda_{ппм} = 40,154^\circ$$

$$\Delta\varphi_i = 56,503^\circ - 55^\circ = 1,503^\circ;$$

$$\Delta\lambda_i = 40,154^\circ - 38^\circ = 2,154^\circ.$$

В бланк данных для программирования записывается:

$$\Delta\varphi_i = 01503, \Delta\lambda_i = 02154.$$

Истинные курсы посадки записываются в бланк и вводятся в ЦВУ-М пятизначным числом в пределах 000,00...179,99°.

Пример.

ИК_п ($\Psi_{впп} = 340^\circ 26' = 160,43^\circ$). Записывается и вводится:

$$\Psi_{впп} = 16043.$$

Истинные азимуты ориентиров ($A_{ор}$) для стоянки самолета и истинный стояночный курс (ИК_{ст}) записываются и вводятся пятизначным числом в пределах 000,00...359,99°.

Все угловые величины записываются в бланк и вводятся с признаком «0».

Каналы работы радиомаяков РСБН в бланк данных для программирования записываются пятизначным числом, цифры которого обозначают:

1-я цифра — тип маяка (0 — для ненаправленных маяков);

2-я цифра — 0;

3...5-я цифры — каналы работы.

Например, для радиомаяка РСБН-4Н, имеющего канал работы 27, записывается число: «00027».

Канал работы ПРГМ записывается пятизначным числом, в котором: последние две цифры — канал работы, первые три цифры — нули.

Например, канал работы 14 записывается числом — 00014.

Каналы работы РСБН и ПРМГ записываются в бланк и вводятся с признаком «1».

Правила и примеры записи параметров в бланк данных для программирования показаны в табл. 4.6.

Таблица 4.6

Данные для программирования в ЦВУ-М

Параметр	Адрес	Признак	Число				
			Десятки градусов	Единицы град.	Десятые доли град.	Сотые доли град.	Тысячные доли град.
$\Delta\varphi$ I АЭР	11	0					

Параметр			Адрес	Признак	Число				
Δλ 1 АЭР			12	0	То же	То же	То же	То же	То же
Δφ 2 АЭР			31	0	0	1	5	0	3
Δλ 2 АЭР			32	0	0	2	1	5	4
Δλ 3 АЭР			51	0	и т.д.				
Δλ 3 АЭР			52	0					
Δφ 1 ППМ			01	0					
Δλ 1 ППМ			02	0					
Δφ 2 ППМ			21	0					
Δλ 2 ППМ			22	0					
Δφ 3 ППМ			41	0					
Δλ 3 ППМ			42	0					
Δφ 1 Р/М			44	0					
Δλ 1 Р/М			14	0					
Δφ 2 Р/М			45	0					
Δλ 2 Р/М			15	0					
Δφ 3 Р/М			46	0					
Δλ 3 Р/М			16	0					
Ψ ВПП-1			10	0	Сотни град.	Десятки град.	Единицы град.	Десятые доли град.	Сотые доли град.
Ψ ВПП-2			30	0	1	6	0	4	3
Ψ ВПП-3			50	0					
A ₀ ор			07	0	0	3	0	0	0
A ₀ ор			27	0	Сотни град.	Десятки град.	Единицы град.	Десятые доли град.	Сотые доли град.
A ₁ ор			37	0					
A ₂ ор			47	0	3	5	5	8	9
A ₃ ор			57	0					
ИК _{ст}			55	0	0	2	8	1	3
					Тип маяка	Нуль	Канал работы		
Канал работы	РСБН	1 Р/М	04	1	0	0	0	2	7
		2 Р/М	05	1					
		3 Р/М	06	1					
	ПРМГ	1 АЭР.	13	1	Нули			Канал работы	
		2 АЭР.	33	1	0	0	0	1	4
		3 АЭР.	53	1					

Подготовка СН к работе включает:

- ввод данных в ЦВУ (ЦВУ-М);
- подготовку СН к полету и контроль ее работоспособности.

Ввод данных в ЦВУ (ЦВУ-М)

Ввод данных в ЦВУ с пульта ввода программы ПВП, изображенного на рис. 4.7, производится в такой последовательности:

- органы управления на ШУ СН (рис. 4.1) должны находиться в исходном положении: переключатели ИКВ, КАНАЛЫ, АРК—РСБН, ППМ—АЭР. соответственно в положениях ОСН., АВТ., РСБН, АЭР.; переключатель ПОСАДКА выключен; переключатель КУРС — в соответствии с посадочным курсом; переключатель КРУГ — в соответствии с кругом полетов; на шкале НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА должны быть установлены тип маяка и каналы работы РСБН и ПРМГ своего аэродрома;

- включить выключатель НАВИГАЦИЯ на правом пульте кабины;
- на ПВП (см. рис. 4.7) выключатель ВКЛ. установить в верхнее положение;

- проконтролировать горение сигнальных ламп 1, 2, 5, 6, 7 и подсвета индикации наборного поля ПВП (после включения ПВП возможно загорание лампы РЕЖ., которая гаснет при нажатии кнопки СБРОС);

- нажать кнопку СБРОС, при этом сигнальная лампа РЕЖ. гаснет и на счетчике высвечиваются нули;

- на цифровом индикаторе набрать адрес, признак и число по Таблице данных для программирования (всего 8 цифр). При ошибке в наборе нажать кнопку СБРОС и вновь набрать адрес, признак и число;

- нажать кнопку записи на ПВП, при этом должна загореться лампа, РЕЖ., а на счетчике отрабатывается число, записанное в ЦВУ;

- проконтролировать на счетчике правильность записанного в ЦВУ числа. Отличие набранного для ввода и записанного в ЦВУ чисел должно быть: для угловых величин — не более семи единиц младшего разряда, для линейных величин — не более одной единицы младшего разряда.

- нажать кнопку СБРОС, при этом на счетчике высветятся нули, а лампа РЕЖ. погаснет;

- в таком же порядке ввести остальные параметры;

- для контроля ранее записанных в ЦВУ данных набрать адрес и признак контролируемого параметра и нажать кнопку ЧТЕН. При этом на счетчике высвечивается записанное в ЦВУ для данного параметра число. Оно должно отличаться от введенного ранее не более чем на семь единиц младшего разряда для угловых величин и не более чем на одну единицу младшего разряда для линейных величин.

Если записанная величина контролируемого параметра отличается от ранее введенной, нажать кнопку СБРОС и вновь ввести данный параметр по указанной методике.

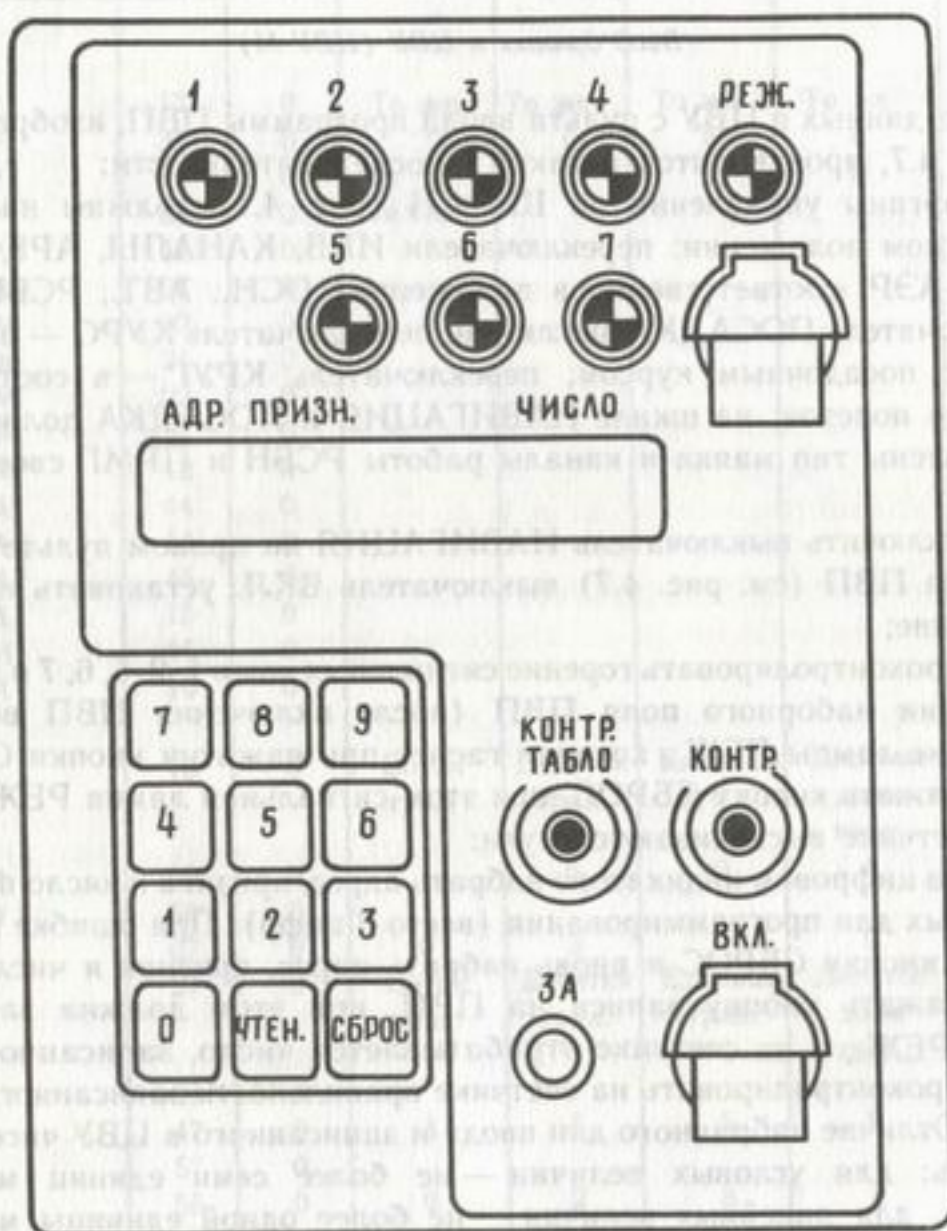


РИС. 4.7. ПУЛЬТ ВВОДА ПРОГРАММЫ

— после ввода всех параметров выключить выключатель ВКЛ. на ПВП и выключатель НАВИГАЦИЯ на правом пульте кабины.

Ввод параметров можно производить в любой последовательности.

Введенная с ПВП информация хранится в ЦВУ до 10 суток.

Ввод данных в ЦВУ с модернизированного пульта ввода программы ПВП (рис. 4.8) производится с того же бланка «Данные для программирования», приведенного в табл. 4.5, в такой последовательности:

1. Установить органы управления СН в исходные положения;

2. Включить выключатель НАВИГАЦИЯ на правом пульте кабины, при этом на ПВП в кнопке-лампе ВКЛ./ОТКЛ. должна загореться надпись ОТКЛ.;

3. Нажать кнопку-лампу ВКЛ./ОТКЛ. на ПВП, при этом в ней должна погаснуть надпись ОТКЛ. и загореться надпись ВКЛ.;

4. Проконтролировать загорание:

— подсвета индикации кнопочного наборного поля ПВП;

— цифр 1, 2, 5, 6, 7 на табло индикации исправности блоков (верхнее табло ПВП);

— надписи КОНТР. в кнопке-лампе КОНТР./ВКЛ.;

— кнопок-ламп ЗАП. и КОНТР.ТАБЛО;

5. Нажать и удерживать в нажатом положении кнопку-лампу КОНТР.ТАБЛО, при этом должны загореться цифры, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 и индекс Р на табло индикации исправности блоков, а также цифры 8 на всех индикаторах табло информации (нижнее табло ПНП);

6. Отпустить кнопку-лампу КОНТР.ТАБЛО, при этом должны погаснуть цифры 3 и 4 и индекс Р на верхнем табло и все цифры 8 на нижнем табло;

7. Нажать и отпустить кнопку-лампу КОНТР./ВКЛ., при этом в ней должна загореться надпись ВКЛ., а на верхнем табло должны загореться цифра 3 и затем цифра 4;

8. Повторно нажать кнопку-лампу КОНТР./ВКЛ., при этом надпись ВКЛ. в этой кнопке-лампе и цифры 3 и 4 на верхнем табло должны погаснуть;

9. Ввести данные с бланка «Данные для программирования» (табл. 4.5), для чего:

— последовательно набрать на табло информации с помощью наборного поля: адрес (две цифры), признак (цифру 0 — для угловых значений или цифру 1 — для линейных значений параметров) и число, обозначающее угловое или линейное значение вводимого в данный адрес параметра;

— проконтролировать на табло информации правильность набора адреса, признака и числа. Адрес, признак и число на табло информации разделяются запятыми. При ошибке набора нажать кнопку СБРОС, при этом все цифры на табло информации должны погаснуть, после чего снова набрать адрес, признак и число;

— для записи вводимых данных в ЦВУ нажать кнопку-лампу ЗАП. и, не отпуская ее, проконтролировать загорание индекса Р на верхнем табло и индикацию записанного в ЦВУ числа на табло информации.

7

8

9

4

5

6

1

2

3

0

ЧТЕН

СБРОС

КОНТР
ВКЛ

ЗАП

КОНТР
ТАБЛО

N	БЛОКИ
1	A-312 — 001
2	A-312 — 002
3	A-317 — 003 — A
4	A-317 — 003-Д
5	A-340 — 052
6	A-340 — 071, — 052, — 053
7	A-323 — 006

ВКЛ
ОТКЛ

РИС. 4.8. МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ ПУЛЬТ ВВОДА
ПРОГРАММЫ

Отличие набранного для ввода от записанного в ЦВУ числа должно быть:
для угловых значений — не более семи единиц младшего разряда;
для линейных значений — не более одной единицы младшего разряда;
— отпустить кнопку-лампу ЗАП., при этом должны погаснуть индекс Р на верхнем табло и все цифры на табло информации (на нижнем табло ПВП).

— в аналогичной последовательности ввести остальные параметры;

10. Для контроля ранее введенных в ЦВУ данных нажать и отпустить кнопку СБРОС и с помощью наборного поля последовательно набрать адрес и признак контролируемого параметра, а затем нажать кнопку ЧТЕН. После этого записанное в ЦВУ значение контролируемого параметра будет индицироваться на табло информации. Оно должно отличаться от ранее введенного не более чем на семь единиц младшего разряда для угловых значений и на единицу младшего разряда для линейных значений. Если отличие значения контролируемого параметра от ранее введенного выходит за пределы допустимого, нажать кнопку СБРОС и снова ввести данный параметр по методике, указанной выше;

11. После ввода всех данных нажать кнопку-лампу ВКЛ./ОТКЛ. и выключить выключатель НАВИГАЦИЯ на правом пульте кабины самолета.

Ввод данных в ЦВУ-М с модернизированного пульта ввода программы ПВП (рис. 4.8) производится с бланка «Данные для программирования в ЦВУ-М», приведенного в табл. 4.6, в такой последовательности:

1. Установить органы управления СН в исходные положения.

2. Включить выключатель НАВИГАЦИЯ на правом пульте кабины, при этом на ПВП должна загореться надпись ОТКЛ. в кнопке-лампе ВКЛ./ОТКЛ.;

3. Нажать кнопку-лампу ВКЛ./ОТКЛ., при этом на ПВП должны загореться:

— надпись ВКЛ. в нажатой кнопке-лампе ВКЛ./ОТКЛ. (надпись ОТКЛ. погаснет);

— подсвет индикации кнопочного наборного поля;

— цифры 1, 2, 5, 6, 7 на табло индикации исправности блоков (верхнее табло);

— надпись КОНТР. в кнопке-лампе КОНТР./ВКЛ.;

— кнопки-ламп ЗАП. и КОНТР.ТАБЛО.

Нажать и удерживать в нажатом положении кнопку-лампу КОНТР.ТАБЛО, при этом должны загореться цифры 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 и индекс Р на верхнем табло, цифры 8 на всех индикаторах нижнего табло;

5. Отпустить кнопку-лампу КОНТР.ТАБЛО, при этом должны погаснуть цифры 3 и 4 и индекс Р на верхнем табло и все цифры 8 на нижнем табло;

6. Нажать и отпустить кнопку-лампу КОНТР./ВКЛ., при этом в ней должна загореться надпись ВКЛ., а на верхнем табло — цифра 3 и затем цифра 4;

7. Повторно нажать кнопку-лампу КОНТР./ВКЛ., при этом должны погаснуть надпись ВКЛ. в этой кнопке-лампе и цифры 3 и 4 на верхнем табло;

8. Ввести данные с бланка «Данные для программирования в ЦВУ-М» (табл. 4.6), для чего:

— с помощью наборного поля набрать на нижнем табло адрес 77, признак «1» и число 27777, нажать кнопку-лампу ЗАП. и, удерживая ее в нажатом положении, проконтролировать загорание индекса Р на верхнем табло и индикацию числа 77,1,27777 на нижнем табло. Отпустить кнопку-лампу ЗАП.;

— с бланка данных для программирования (табл. 4.6) набрать на нижнем табло (табло информации) с помощью наборного поля последовательно:

адрес вводимого параметра (две цифры);

признак (цифру «0» или «1»);

значение вводимого параметра (пять цифр);

— проконтролировать правильность набора адреса, признака и значения вводимого параметра. При ошибке набора нажать кнопку СБРОС, при этом все цифры на табло информации гаснут, а затем вновь набрать адрес, признак и значение параметра;

— для записи вводимых данных в ЦВУ-М нажать кнопку-лампу ЗАП. и, не отпуская ее, проконтролировать загорание индекса Р на верхнем табло и индикацию записанного в ЦВУ-М значения параметра на нижнем табло. Отличие набранного для ввода от записанного в ЦВУ-М углового значения параметра должно быть не более одной единицы младшего разряда. Записанный в ЦВУ-М канал работы РСБН или ПРМГ не должен отличаться от набранного для ввода;

— отпустить кнопку-лампу ЗАП., при этом должны погаснуть индекс Р на верхнем табло и все цифры на нижнем табло;

— в аналогичном порядке ввести остальные параметры (в любой их последовательности);

— набрать адрес 77, признак «1» и число 39999, нажать кнопку-лампу ЗАП. и проконтролировать загорание индекса Р на верхнем табло и индикацию числа 77,1,39999 на нижнем табло. Индекс Р на верхнем табло и число 77,1,39999 на нижнем табло горят в течение 8—10 с, после чего они должны погаснуть.

9. Для контроля ранее введенных в ЦВУ-М данных нажать кнопку СБРОС, с помощью наборного поля набрать на нижнем табло число 77,1,00001, нажать кнопку-лампу ЗАП., а затем набрать адрес и признак контролируемого параметра и нажать кнопку ЧТЕН.

После этого записанное в ЦВУ-М значение контролируемого параметра будет индицироваться на табло. Отличие записанного в ЦВУ-М углового значения параметра от введенного ранее должно быть не более чем на одну единицу младшего разряда, а записанный канал работы РСБН или ПРМГ не должен отличаться от заданного (введенного ранее).

Если отличие записанного в ЦВУ-М значения контролируемого параметра от введенного ранее выходит за пределы допустимого, нажать кнопку СБРОС и снова ввести его по методике, указанной в п. 8;

10. После ввода всех данных нажать кнопку-лампу ВКЛ./ОТКЛ. и выключить выключатель НАВИГАЦИЯ на правом пульте кабины самолета.

Введенные в ЦВУ-М данные хранятся до 30 суток.

В связи с отличиями в подготовке и методке ввода данных для программирования в ЦВУ и ЦВУ-М оператор, вводящий данные должен твердо знать, какого типа вычислитель имеет СН на данном самолете.

Если тип вычислителя оператору неизвестен, то данные для ввода в СН должны готовиться в двух вариантах (табл. 4.5 и 4.6), а перед их вводом он должен (при наличии модернизированного ПВП, изображенного на рис. 4.8) определить, какого типа вычислительное устройство имеет СН на данном самолете.

Для этого необходимо:

1. Установить органы управления СН в исходные положения и включить выключатель НАВИГАЦИЯ.

2. Нажать кнопку-лампу ВКЛ./ОТКЛ. и проконтролировать загорание надписи ВКЛ. в этой кнопке-лампе, подсвета индикации наборного поля, цифр 1, 2, 5, 6, 7 на верхнем табло, надписи КОНТР. в кнопке-лампе КОНТР./ВКЛ., кнопок-ламп ЗАП. и КОНТР. ТАБЛО.

3. Нажать и удерживать в нажатом положении кнопку-лампу КОНТР. ТАБЛО, при этом должны загореться цифры 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 и индекс Р на верхнем табло и цифры 8 на всех индикаторах нижнего табло.

4. Отпустить кнопку-лампу КОНТР. ТАБЛО, при этом должны погаснуть цифры 3, 4 и индекс Р на верхнем табло и все цифры на нижнем табло.

5. Набрать на нижнем табло с помощью наборного поля адрес 77 и признак 0, нажать кнопку ЧТЕН. и проконтролировать, какое число индицируется на нижнем табло:

— если индицируется число 36666, то в БРНО-29 установлено ЦВУ-М;

— если индицируется любое другое число, то в БРНО-29 установлено ЦВУ.

6. Нажать кнопку СБРОС, кнопку-лампу ВКЛ./ОТКЛ. и выключить выключатель НАВИГАЦИЯ.

Подготовка СН к полету и контроль ее работоспособности

Перед посадкой в кабину принять доклад от техника самолета о том, что самолет подготовлен в соответствии с заданием, в СН запрограммирован заданный маршрут, на ПШК установлена географическая широта аэродрома (при разнице широт аэродрома взлета и дальнего по широте

ППМ более 3° на ПШК устанавливается средняя широта маршрута). Техник самолета обязан также доложить летчику, для какой кнопки лампы в ряду ППМ—АЭР. запрограммирован азимут ориентира, находящегося впереди данной стоянки.

Перед посадкой в кабину со стремянки установить на ЗМС магнитное склонение аэродрома (или проверить его установку). Выполнение этой операции после посадки летчика в кабину затруднено. Необходимо учитывать, что счетчик ЗМС имеет оцифровку от 0 до 360° , поэтому для установки магнитного склонения, равного, например, -8° , надо на счетчике набрать отсчет, равный 352° .

После посадки в кабину установить на указателе высоты атмосферное давление аэродрома и проверить установку органов управления СН в исходное положение:

- на приборной доске переключатель КУРС ЗАДАН в положение АВТОМ.;

- на щитке управления СН переключатели ИКВ, КАНАЛЫ, АРК—РСБН, ППМ—АЭР., КУРС, КРУГ в положение ОСН., АВТ., РСБН, АЭР.; КУРС — в соответствии с курсом взлета; КРУГ — в соответствии с кругом полета, выключатель ПОСАДКА выключен;

- на счетчиках НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА должны быть набраны тип маяка и каналы работы РСБН и ПРМГ своего аэродрома.

Порядок набора показаний счетчика НАВИГАЦИЯ имеет некоторые особенности. Первая цифра счетчика набирается в соответствии с типом маяка, а остальные три — каналом его работы. Для настройки на ненаправленные радиомаяки тип маяка на ЩУ СН набирается цифрой 0. Вторая особенность заключается в том, что, если канал работы радиомаяка представляет собой одно- или двухзначное число, другие разряды на счетчике НАВИГАЦИЯ набираются нулями. Например, канал работы маяка РСБН-2Н число 9, тогда на счетчике НАВИГАЦИЯ необходимо набрать 0009;

- на правом горизонтальном пульте выключатели НАВИГАЦИЯ, КВ ОСН., КВ ЗАП. должны быть выключены, а переключатель РАБОТА—ПОДГОТОВКА — в положении ПОДГОТОВКА.

Действия летчика по подготовке и контролю работоспособности СН зависят от полетного задания и способа начальной выставки ИК-ВК. С учетом этих факторов применяются два режима подготовки СН к полету: ускоренной и нормальной.

Ускоренная подготовка

Ускоренная подготовка СН применяется, как правило, при производстве всех видов полетов в районе своего аэродрома.

Ускоренная подготовка системы навигации к полету и проверка ее работоспособности могут проводиться как до запуска, так и после запуска двигателей. Однако в целях упорядочения действий летчика и исключения перерасхода топлива на земле ускоренная подготовка СН проводится до запуска двигателей. При этом действия летчика должны быть следующие:

— при подключенном аэродромном питании включить на правом пульте кабины выключатели: АККУМ. БОРТ. АЭРОДРОМ., РАДИО, Б/СИСТЕМЫ, КВ ОСН., КВ ЗАП., НАВИГАЦИЯ;

— проконтролировать включение системы навигации по загоранию на ЩУ первых кнопок-ламп в рядах ППМ—АЭР. и МАЯКИ, отработку углов крена и тангажа на приборе КПП, отработку дальности 0...2,5 км и произвольное значение ЗК на приборе ПНП.

Бленкер КС на приборе ПНП должен быть убран. Кнопка-лампа АРРЕТИР на КПП не горит;

— через 30...40 с после включения КВ ОСН., КВ ЗАП., НАВИГАЦИЯ нажать на 10...15 с одновременно кнопку СОГЛАС. М. КУРСА на приборной доске и кнопку-лампу ВК/ОБНУЛ. на ЩУ. Проконтролировать на ПНП отработку истинного стояночного курса самолета;

— не позже чем через 1,5 мин после включения питания перевести переключатель РАБОТА—ПОДГОТОВ. в положение РАБОТА;

— через 3 мин после включения питания проконтролировать на правом пульте загорание табло УСКОР. ГОТОВ;

— проконтролировать: на КПП углы крена и тангажа, которые должны соответствовать стояночным с точностью $\pm 2,5^\circ$; на ПНП истинный курс самолета, который должен соответствовать стояночному курсу с точностью $\pm 2,5^\circ$; на указателе УВ установку высоты на 0. При этом давление на указателе может отличаться от давления на уровне ВПП до 2 мм рт. ст. при давлении дня 760 мм рт. ст. и более и до 3 мм рт. ст. при давлении менее 760 мм рт. ст.; на указателе УМС значение истинной скорости 250...350 км/ч и числа М, которое должно быть в пределах 0,2...0,29;

— перед полетом по маршруту проконтролировать программу маршрута: установить переключатель ППМ—АЭР. в положение АЭР. и, поочередно нажимая кнопки-ламп 1, 2, 3, проверить отработку дальности и заданного курса до КТА этих аэродромов; установить переключатель ППМ—АЭР. в положение ППМ и, поочередно нажимая кнопки 1, 2, 3 ППМ, проверить отработку дальности и заданного курса на ППМ. Точность отработки показаний счетчика зависит от дальности до запрограммированного пункта маршрута и представлена в табл. 4.7.

Таблица 4.7

Дальность до ППМ (КТА), км	До 200	200...400	400...600	600...1000
ΔD , км	± 5	± 10	± 30	± 60
Точность показаний ЗК, градус	± 5	± 5	± 10	± 12

Показания счетчика ЗПУ при проверке должны соответствовать показаниям заданного курса.

После проверки программы при полете по маршруту установить переключатель ППМ—АЭР. в положение ППМ и нажать кнопку-лампу 1 в ряду ППМ—АЭР.;

— перевести переключатель ИКВ ОСН.—ЗАП. на ЩУ в положение ЗАП., проконтролировать показания КПП и ПНП, которые должны по точности соответствовать показаниям приборов при работе ИКВ в положении ОСН.;

— перевести переключатель ИКВ ОСН.—ЗАП. на ЩУ в положение ОСН. и доложить технику самолета о готовности СН к работе: «УСКОР. ГОТОВ. горит».

При проведении ускоренной подготовки необходимо учитывать, что не позднее 1,5 мин после включения системы переключатель ПОДГОТОВКА—РАБОТА должен быть переведен в положение РАБОТА. В противном случае процесс ускоренной подготовки переходит в подготовку системы с нормальным режимом выставки курса, что потребует дополнительной затраты времени 10...12 мин на выход СН в рабочий режим.

Выруливание самолета разрешается только после загорания табло УСКОР. ГОТОВ., которое гаснет на взлете.

В интересах сокращения общего времени подготовки самолета к вылету временные паузы, имеющиеся в процессе ускоренной подготовки, используются летчиком для проверки другого оборудования самолета. Последовательность действий летчика при выполнении ускоренной подготовки совместно с проверкой другого оборудования приводится в подразд. 1.1.1.

Нормальная подготовка

Нормальная подготовка системы навигации к полету применяется, как правило, при выполнении маршрутных полетов (перелетов) с участками большой протяженности, а также при отсутствии на маршруте коррекции от наземных радиомаяков.

Нормальная подготовка проводится специалистами ИАС (или летчиком) непосредственно перед полетом.

При нормальной подготовке СН специалистом ИАС с вводом в вычислитель стояночного курса с помощью пульта ввода программы летчик после посадки в кабину должен убедиться, что на ПНП отрабатывается истинный стояночный курс самолета, проверить программу маршрута, а после загорания на правом пульте табло ГОТОВ. НАВИГ. перевести СН в рабочий режим, установив переключатель РАБОТА—ПОДГОТОВКА в положение РАБОТА, при этом табло ГОТОВ. НАВИГ. должно погаснуть.

При проведении нормальной подготовки СН с коррекцией стояночного курса по ориентиру летчику необходимо выполнить следующие действия:

— перед посадкой в кабину убедиться, что шасси самолета расположено в размеченных прямоугольниках, и проверить (установить) магнитное склонение на ЗМС;

— после посадки в кабину выполнить все предварительные действия по включению СН, как и при ускоренной подготовке. Дополнительно включить выключатели ОРУЖИЕ и СУВ, а также установить галетный переключатель ПСР-31 в положение НВГ;

— через 30...40 с после включения КВ ОСН., КВ ЗАП. и НАВИГАЦИЯ нажать на 10...15 с кнопку СОГЛАС. М. КУРСА и кнопку-лампу ВК/ОБНУЛ. Проконтролировать на ПНП отработку стояночного курса самолета;

— нажать на ЩУ кнопку-лампу 1, 2, 3, соответствующую номеру выбранного ориентира, или кнопку СБРОС для ввода азимута ориентира № 0 (при любом положении переключателя ППМ—АЭР.);

— проконтролировать включение СЕИ и с помощью кньюппеля на ручке управления добиться совмещения на индикаторе СЕИ марки с изображением выбранного ориентира. После наложения марки на ориентир нажать кнопку МРК—ЗАХВАТ—ПЗ на ручке управления правым двигателем и проконтролировать на ПНП отработку точного истинного стояночного курса;

— через 3 мин после включения питания проверить показания на КПП стояночных углов, на УВ высоты, на УМС скорости и числа М, правильность ввода программы маршрута, а также показания приборов при положении переключателя ИКВ ОСН.—ЗАП. в положении ЗАП. Точность показаний приборов должна быть такой же, как и при ускоренной подготовке;

— через 13 мин (при температуре от -30° до -60° через 20 мин) после включения питания проконтролировать загорание табло ГОТОВ. НАВИГ. и перевести переключатель РАБОТА—ПОДГОТОВКА в положение РАБОТА. При этом табло ГОТОВ. НАВИГ. гаснет.

В последние 5 мин нормальной подготовки СН на самолете не должны проводиться работы, вызывающие его колебания (заправка топливом, подвеска боекомплекта и т. д.).

При необходимости разрешается прервать режим нормальной подготовки переводом переключателя РАБОТА — ПОДГОТОВКА в положение РАБОТА, но не ранее чем через 5 мин после включения СН.

При этом загорается табло УСКОР. ГОТОВ. После этого СН обеспечивает точностные характеристики, соответствующие режиму ускоренной подготовки.

Устанавливать переключатель РАБОТА — ПОДГОТОВКА в положение РАБОТА через 1,5...5 мин после включения СН не рекомендуется, так как точностные характеристики СН в этом случае будут хуже, чем при ускоренной подготовке.

4.3. ВЫПОЛНЕНИЕ МАРШРУТНОГО ПОЛЕТА (РЕЖИМ «НАВИГАЦИЯ»)

Выполнение маршрутного полета может осуществляться в следующих режимах работы системы навигации:

— с радиокоррекцией по любому из трех запрограммированных радиомаяков (при ускоренной или нормальной подготовке СН к полету);

— в инерциальном режиме счисления координат без радиокоррекции в полете (при проведении нормальной подготовки и работе от основного ИКВ);

— в курсо-воздушном режиме счисления координат без радиокоррекции в полете (при проведении ускоренной подготовки).

При этом погрешности счисления координат места самолета (2σ) для каждого режима соответственно составляют:

- 0,4 % $D \pm 0,3$ км (D — дальность до радиомаяка коррекции);
- 8 км за 1 час полета;
- 4 % от пути, пройденного после последней коррекции (без учета ветра).

Точность самолетовождения при различном режиме работы СН наглядно просматривается на примере. Если самолет отлетел от радиомаяка коррекции на расстояние 100 км при скорости полета 900 км/ч, то ошибки в определении его координат для каждого режима соответственно составят: 100...700 м, около 900 м и 4 км.

В учебных полетах обычно используется первый из перечисленных режимов работы при ускоренной подготовке СН к полету, обеспечивающий наиболее высокие точностные характеристики самолетовождения при сравнительно малом времени подготовки системы к вылету.

Выполнение маршрутного полета начинается с построения маневра выхода на курс маршрута, который в зависимости от условий воздушной обстановки может представлять:

- доворот на курс маршрута после взлета;
- доворот на курс маршрута после выполнения полета по малому (или большому) кругу;
- доворот на курс маршрута после набора высоты по схеме и выхода на радиомаяк.

При этом летчик должен иметь навигационную информацию, позволяющую ему легко ориентироваться в воздушном пространстве аэродрома и, кроме того, стандартно действовать с органами управления при выходе на маршрут. Для удовлетворения этих требований необходимо после проверки СН выполнить следующие действия:

- переключатель КУРС ЗАДАН. АВТОМ.—РУЧН. установить в положение РУЧН. и кремальерой установить стрелку ЗК на посадочный курс;
- переключатель ППМ—АЭР. установить в положение АЭР. и нажать кнопку-лампу I;
- переключатель РСБН—АРК установить в положение РСБН.

Рекомендованное положение органов управления СН позволяет летчику в воздухе привычно определять положение самолета относительно ВПП, дальность до нее и направление на радиомаяк, что упрощает построение любого из перечисленных выше маневров ухода на маршрут.

На ВПП перед взлетом установить самолет строго по оси ВПП и проверить правильность показаний шкалы текущего курса ПНП. Если отсчет шкалы текущего курса неравен посадочному и отличается от него на величину менее 5° , необходимо:

— запомнить, на сколько и в какую сторону показания шкалы текущего курса отличаются от посадочного курса;

— кремальерой установить стрелку ЗК против треугольного индекса, что обеспечивает точное выдерживание направления при заходе на посадку после принудительного включения режима «Посадка».

Если после выруливания на ВПП ошибка в показаниях шкалы текущего курса будет 5° и более, полет не выполнять и зарулить на стоянку.

После взлета и выполнения маневра ухода на маршрут установить переключатели КУРС ЗАДАН. АВТОМ.—РУЧН. в положение АВТОМ., а ППМ—АЭР. в положение ППМ и проконтролировать показания приборов. Показания приборов должны быть следующие:

а) на ПНП:

— шкала текущего курса индицирует напротив треугольного индекса истинный текущий курс (ИКт) самолета;

— стрелка ЗК индицирует заданный истинный курс на ППМ без учета угла сноса;

— стрелка КУР индицирует обратным концом азимут самолета относительно радиомаяка (по внутренней шкале), а острым концом ИПР и КУР (по внутренней и внешней шкалам соответственно);

— на счетчике ЗПУ индицируется отсчет курса, равный ЗК;

— на счетчике дальности отрабатывается горизонтальная дальность до ППМ;

— бленкеры К и Г в поле зрения, планки положения не работают;

— индекс углов сноса не работает (не задействован);

б) на КПП:

— на шкалах крена и тангажа индицируются соответственно крен и тангаж;

— курсовая планка положения отклоняется от центра кружка в ту же сторону, что и стрелка ЗК от треугольного индекса (на ПНП);

— бленкеры Т и К находятся в поле зрения, глиссадная планка положения и директорные стрелки не работают;

в) на ИЛС (для получения на ИЛС навигационной информации галетный переключатель ПСР-31 должен находиться в положении НВГ):

— индицируется силуэт самолета, шкала крена и тангажа;

— на подвижной шкале против треугольного индекса индицируется значение текущего курса;

— кольцо отклоняется от неподвижного перекрестия в ту же сторону, что и стрелка ЗК от треугольного индекса (кольцо дублирует курсовую планку положения КПП);

— на счетчике скорости индицируется приборная скорость;

— на счетчике высоты индицируется барометрическая высота;

— в нижней части ИЛС индицируется дальность до ППМ (КТА или радиомаяка).

4.3.1. Полет по запрограммированному маршруту при штилевом ветре на высоте полета

При любом режиме работы системы навигации полет на ППМ при штилевом ветре выполняется путем удерживания стрелки ЗК против треугольного индекса. При этом самолет пройдет по линии заданного пути, заданный курс будет равен ИПУ, кольцо СЕИ будет находиться в центре перекрестия, а курсовая планка положения КПП — в центре кружка.

В процессе полета на участке маршрута работу СН периодически контролировать по наличию радиокоррекции (устойчивому горению лампы КОРР. на ЩУ), по уменьшению дальности до ППМ на счетчике дальности, а также по расчетному времени пролета контрольных ориентиров.

При подлете к очередному ППМ на дальности около 40 км на ЩУ СН загорается табло $D < 40$ км. На дальности 6 км до ППМ стрелка ЗК стабилизирует свой отсчет по шкале текущего курса. При выходе самолета на ППМ (определяется по отработке дальности на счетчике, равной или близкой к нулю) нажать кнопку-лампу очередного ППМ. Включение кнопки-лампы очередного ППМ проконтролировать по ее загоранию, погасанию кнопки-лампы пройденного ППМ, отработке нового заданного курса и дальности до очередного ППМ.

Для полета на очередной ППМ необходимо развернуться с расчетным креном на курс, задаваемый стрелкой ЗК, и удерживать ее против треугольного индекса. Включить отсчет времени.

Порядок выхода на второй и третий ППМ аналогичный.

Для полета на аэродром, используемый в качестве ППМ, необходимо переключатель ППМ—АЭР. установить в положение АЭР., нажать кнопку-лампу с номером нужного аэродрома и проконтролировать отработку заданного курса и дальности.

Необходимо иметь в виду, что в этом случае в ряду МАЯКИ может быть нажата кнопка-лампа радиомаяка другого аэродрома. Последующие действия летчика такие же, как и при полете на ППМ.

После выхода на конечный пункт маршрута доложить руководителю полетов и выполнить заход на посадку способом, предусмотренным заданием на полет или указанным руководителем полетов.

4.3.2. Полет по запрограммированному маршруту при боковом ветре на высоте полета

Траектория полета самолета при боковом ветре на запрограммированную точку (ППМ, КТА), который выполняется путем совмещения стрелки ЗК с треугольным индексом, зависит от режима работы СН.

При полете с радиокоррекцией, а также без радиокоррекции в инерциальном режиме счисления координат траектория движения самолета не совпадает с ЛЗП и представляет собой радиодромию (рис. 4.9, а). При этом самолет выходит в запрограммированную точку (ППМ или КТА).

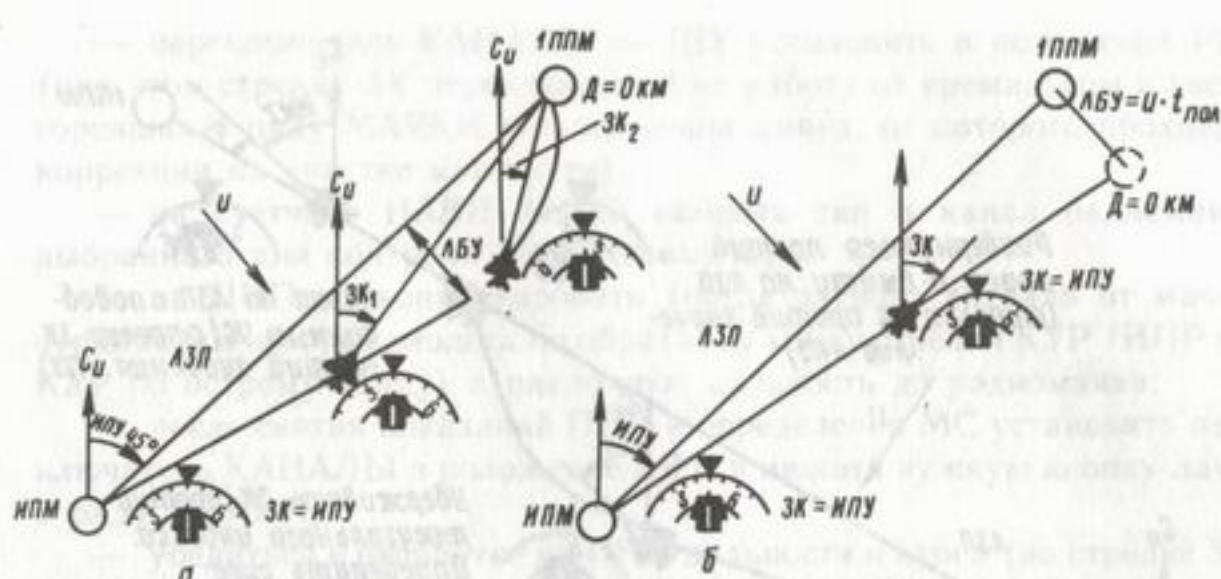


РИС. 4.9. ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ:

- а — траектория полета с радиокоррекцией и в инерциальном режиме счисления координат без радиокоррекции;
- б — траектория полета при курсо-воздушном счислении координат без радиокоррекции

При использовании курсо-воздушного режима счисления координат без радиокоррекции (в случае ее пропадания на участке маршрута) траектория движения самолета представляет собой прямую, не совпадающую с ЛЗП и отклоненную от нее на угол, величина которого зависит от направления и силы ветра (рис. 4.9, б). В результате полета по прямой самолет не выходит на запрограммированный пункт маршрута, хотя летчик выдерживает стрелку ЗК против треугольного индекса.

Полет по радиодромии сопровождается отклонением самолета от ЛЗП на величину линейного бокового уклонения (ЛБУ), которое зависит от протяженности участка маршрута, скорости полета, направления и силы ветра и может достигать значительной величины.

Например, при скорости полета по маршруту 800 км/ч и боковом ветре 200 км/ч на участке маршрута протяженностью 400 км линейное боковое уклонение от ЛЗП составит около 40 км. Это приводит к увеличению протяженности маршрута, перерасходу топлива, а также усложняет ориентировку и контроль полета.

Таким образом, в интересах точного выполнения полета по заданному маршруту (по ЛЗП) и упрощения контроля пути необходимо независимо от используемого режима работы системы навигации перед вылетом произвести расчет маршрута по известному ветру.

В полете по маршруту с радиокоррекцией и в инерциальном режиме без радиокоррекции рекомендуется после выхода на ИПМ (ППМ), выдерживая стрелку ЗК против треугольного индекса, качественно опре-

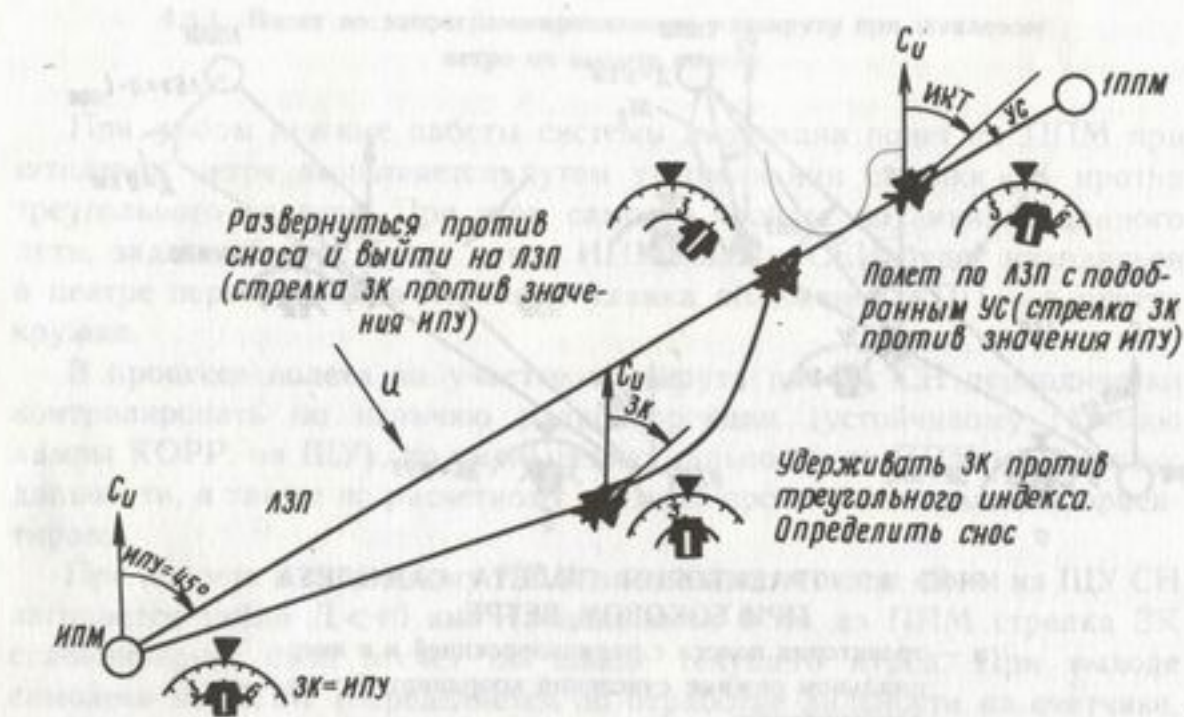


РИС. 4.10. ВЫХОД НА ЛЗП ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

делить направление и величину сноса, сравнить его с расчетным и подобрать поправку в курс полета по ЛЗП на ППМ. Методика определения сноса и выхода на линию заданного пути показана на примере (рис. 4.10). Курс полета по ЛЗП будет подобран верно, если стрелка ЗК будет находиться напротив значения ИПУ по шкале текущего курса.

При полете по маршруту в режиме курсо-воздушного счисления координат без радиокоррекции для выхода на поворотные пункты маршрута (ППМ, КТА) необходимо использовать расчетные данные (поправку в курс на УС и время полета) с применением в полете ранее известных методов контроля и исправления пути.

4.3.3. Контроль места самолета с использованием возможностей СН

В полете по маршруту летчик должен постоянно контролировать место самолета относительно линии заданного пути. Основным способом контроля, принятым при полете в простых метеорологических условиях, является визуальный контроль, а дублирующим — контроль с использованием РТС, который в сложных условиях и ночью является основным. Контроль места самолета с помощью РТС осуществляется с использованием возможностей СН.

Для определения места самолета относительно какого-либо радиомаяка (запрограммированного или незапрограммированного) необходимо, сохраняя заданный курс полета (по шкале текущего курса), выполнить следующие действия:

— переключатель КАНАЛЫ на ЩУ установить в положение РУЧ. (при этом стрелка ЗК переключается на работу от кремальеры и гаснет горевшая в ряду МАЯКИ кнопка-лампа маяка, от которого проходила коррекция на участке маршрута);

— на счетчике НАВИГАЦИЯ набрать тип и канал радиомаяка, выбранного для контроля места самолета;

— на ПНП проконтролировать (после захвата сигнала от маяка) отработку азимута самолета по обратному концу стрелки КУР (ИПР или КУР по острому концу) и наклонную дальность до радиомаяка;

— после снятия показаний ПНП и определения МС установить переключатель КАНАЛЫ в положение АВТ. и нажать нужную кнопку-лампу в ряду МАЯКИ;

— убедиться в отработке на ПНП дальности и курса (по стрелке ЗК) на ППМ, кнопка-лампа которого горит в ряду ППМ—АЭР.

Место самолета с помощью запрограммированного радиомаяка можно определить и при установке переключателя КАНАЛЫ в положение АВТ. Для этого необходимо:

— нажать в ряду МАЯКИ кнопку-лампу радиомаяка, выбранного для контроля места самолета;

— переключатель ППМ—АЭР. установить в положение АЭР.;

— нажать в ряду ППМ—АЭР. кнопку-лампу с номером аэродрома, на котором находится выбранный маяк (номера кнопок-ламп в рядах ППМ—АЭР. и МАЯКИ будут одинаковы);

— проконтролировать на ПНП отработку стрелкой ЗК курса на КТА аэродрома и горизонтальную дальность до него, а также значение истинного азимута самолета относительно радиомаяка по стрелке КУР (ИПР или КУР по острому концу);

— по считанным значениям дальности и азимута определить место самолета и установить органы управления в положение, необходимое для выполнения дальнейшего полета по маршруту (переключатель ППМ—АЭР. установить в положение ППМ; в ряду ППМ—АЭР. нажать кнопку-лампу соответствующего ППМ; в ряду МАЯКИ нажать кнопку-лампу радиомаяка коррекции полета на данном участке маршрута).

Выполнение полета по запрограммированному маршруту без радиокоррекции при любом режиме счисления координат сопровождается накоплением ошибки счисления, что приводит к выходу в запрограммированную точку с отклонением как по дальности, так и по БУ. По мере дальнейшего полета величина ошибки будет увеличиваться и может привести к тому, что выход на КПМ произойдет с отклонениями, исключающими выполнение задания. В СН имеется возможность уточнения координат места самолета (их коррекции) по визуально видимому запрограммированному ППМ (КТА), позволяющая снять накопленную ошибку счисления.

Для коррекции текущих координат МС по запрограммированному ППМ или аэродрому необходимо при подходе к нему визуально его обнаружить, опознать и доворотом самолета добиться точного прохождения через ориентир. В момент нахождения самолета точно над ориентиром

кратковременно нажать кнопку-лампу ВК/ОБНУЛ. Проконтролировать отработку на счетчике дальности значения, равного нулю, и нажать кнопку-лампу очередного ППМ.

4.3.4. Выполнение полета по незапрограммированному маршруту

Подготовка и выполнение полета по незапрограммированному маршруту производятся так же, как на самолетах, не оборудованных системой навигации. В этом случае на полетной карте, кроме обычных данных, должны быть обозначены точки стояния радиомаяков РСБН, возле контрольных ориентиров и ППМ нанести КУР и ИПР радиомаяков РСБН для контроля пути с помощью СН, а также часть азимутально-дальномерной сетки относительно радиомаяка РСБН своего аэродрома для определения местоположения самолета в полете по азимуту и дальности.

При выполнении полета переключатель КАНАЛЫ на ЩУ СН должен быть установлен в положение РУЧН., на шкале НАВИГАЦИЯ установлены тип и канал работы радиомаяка РСБН, переключатель АРК—РСБН установлен в положение РСБН.

Для контроля места самолета по азимуту и дальности от другого радиомаяка РСБН надо на шкале НАВИГАЦИЯ установить тип и канал этого радиомаяка, переключение аппаратуры определить по загоранию лампы КОРР. и прослушать позывные.

4.3.5. Выполнение полета в зону дежурства в воздухе и в зону пилотажа

Полет в зону должен выполняться, как правило, с использованием системы навигации. Это повышает точность, надежность и безопасность самолетовождения.

При подготовке к полету в зону дежурства в воздухе целесообразно наметить одну-две точки маршрута полета в зоне, определить их условно-географические координаты и ввести эти координаты в СН в качестве координат ППМ. Если маршрут полета в зоне дежурства имеет прямолинейные участки, то программируемые в качестве ППМ точки целесообразно выбирать в конце этих участков (рис. 4.11).

Перед выруливанием систему навигации подготовить так же, как к полету по маршруту. После взлета, выполнив маневр ухода, переключатель ППМ—АЭР. установить в положение ППМ, нажать кнопку-лампу 1 в ряду ППМ—АЭР., переключатель КУРС ЗАДАН. установить в положение АВТОМ. и вывести самолет в точку, запрограммированную в качестве 1-го ППМ. Пройдя после ППМ расчетное время ($D_{расч.}$), включить кнопку-лампу 2-го ППМ и начать разворот на него.

В момент прохода 2-го ППМ нажать кнопку-лампу 1. Полет по маршруту маневра в зоне выполнять в течение времени, предусмотренного заданием.

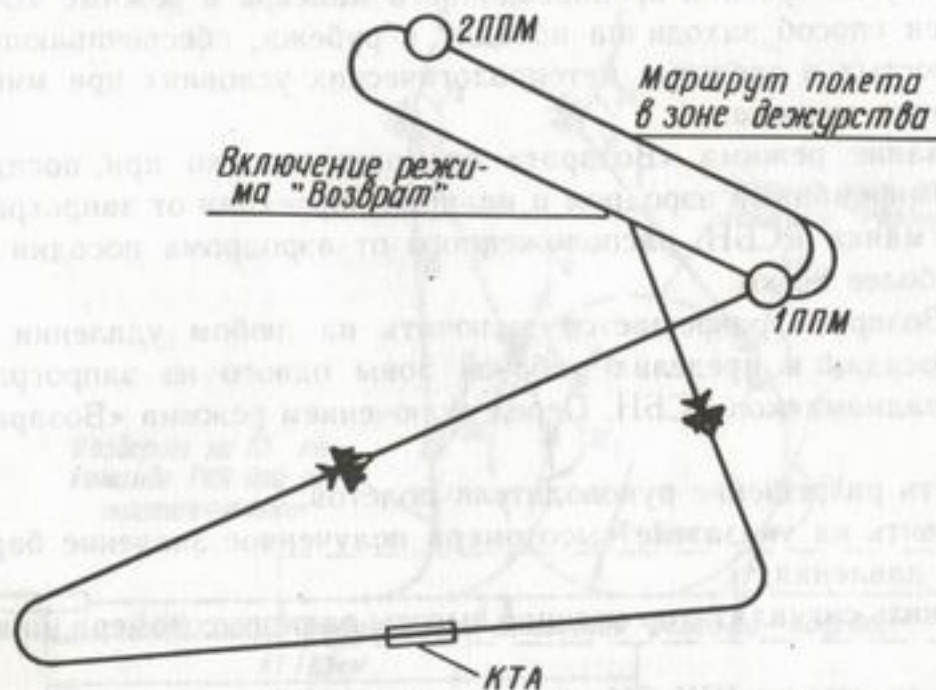


РИС. 4.11. ПОЛЕТ В ЗОНУ ДЕЖУРСТВА
В ВОЗДУХЕ

При подготовке полета в пилотажную зону в СН целесообразно в качестве трех ППМ программировать центры трех зон, выбирая номера ППМ по возможности в соответствии с номерами зон.

После взлета и выполнения маневра ухода в зону нажать кнопку-лампу в ряду ППМ—АЭР., соответствующую заданной руководителем полетов зоне, и осуществить выход в зону, как на ППМ. Проход центра зоны определяется по отработке на ПНП дальности, равной нулю.

В процессе маневрирования в зоне необходимо иметь в виду, что стрелка ЗК будет фиксировать отсчет по шкале текущего курса в круге радиусом 6 км относительно центра зоны, а при выходе самолета из него вновь разворачиваться на центр зоны.

После окончания дежурства в зоне или после получения команды о выходе на аэродром для посадки включить режим «Возврат» или выйти на аэродром и выполнить посадку в соответствии с указаниями руководителя полетов.

4.4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПРЕПОСАДОЧНОГО МАНЕВРА И ЗАХОД НА ПОСАДКУ НА ЗАПРОГРАММИРОВАННОМ АЭРОДРОМЕ (РЕЖИМЫ «ВОЗВРАТ» И «ПОСАДКА»)

4.4.1. Режим «Возврат»

Система навигации в режиме «Возврат» обеспечивает летчика необходимой информацией для построения предпосадочного маневра в вертикальной и горизонтальной плоскостях, позволяющей осуществить вывод самолета в ручной режим управления на посадочный курс, на высоту 600 м.

В программу построения предпосадочного маневра в режиме «Возврат» заложен способ захода на посадку с рубежа, обеспечивающий посадку в простых и сложных метеорологических условиях при минимальном остатке топлива.

Использование режима «Возврат» возможно только при посадке на запрограммированный аэродром и наличии коррекции от запрограммированного маяка РСБН, расположенного от аэродрома посадки на удалении не более 80 км.

Режим «Возврат» разрешается включать на любом удалении от аэродрома посадки в пределах рабочей зоны одного из запрограммированных радиомаяков РСБН. Перед включением режима «Возврат» необходимо:

- получить разрешение руководителя полетов;
- установить на указателе высотомера полученное значение барометрического давления;
- установить сигнализатор опасной высоты радиовысотомера на высоту 600 м;
- убедиться, что на ЩУ СН горит лампа КОРР.;
- переключатель АРК—РСБН установить в положение РСБН;
- переключатель КУРС — в соответствии с посадочным курсом аэродрома;
- переключатель КРУГ — в соответствии с направлением круга полетов;
- на шкалах НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА установить (проверить установку) тип маяка и каналы работы РСБН и ПРМГ аэродрома посадки (на случай отказа вычислителя).

Переключатель ППМ—АЭР. может находиться в любом положении (в режиме «Возврат» выполняет функцию положения АЭР.).

Для включения режима «Возврат» выполнить следующие действия:

- на ЩУ СН нажать кнопку-лампу ВОЗВРАТ;
- в ряду ППМ—АЭР. нажать кнопку-лампу аэродрома посадки;
- в ряду МАЯКИ нажать кнопку-лампу маяка РСБН, выбранного для коррекции (при расположении маяка РСБН на аэродроме посадки номера кнопок-ламп аэродрома и маяка будут совпадать, если они запрограммированы под одинаковыми номерами);
- проконтролировать включение режима по загоранию нажатых кнопок-ламп.

Указанную очередность включения режима «Возврат» необходимо строго соблюдать, так как при нажатии кнопки-лампы ВОЗВРАТ горевшая ранее в ряду ППМ—АЭР. кнопка-лампа 2 или 3 гаснет и загорается кнопка-лампа 1. При этом отрабатываются данные для захода на посадку на первый аэродром.

После включения режима «Возврат» летчик на приборах имеет следующую информацию:

- стрелка ЗК на ПНП показывает заданный курс в точку начала разворота на посадочный курс (рис. 4.12);
- стрелка КУР острым концом показывает курсовой угол КТА (направление полета на аэродром);

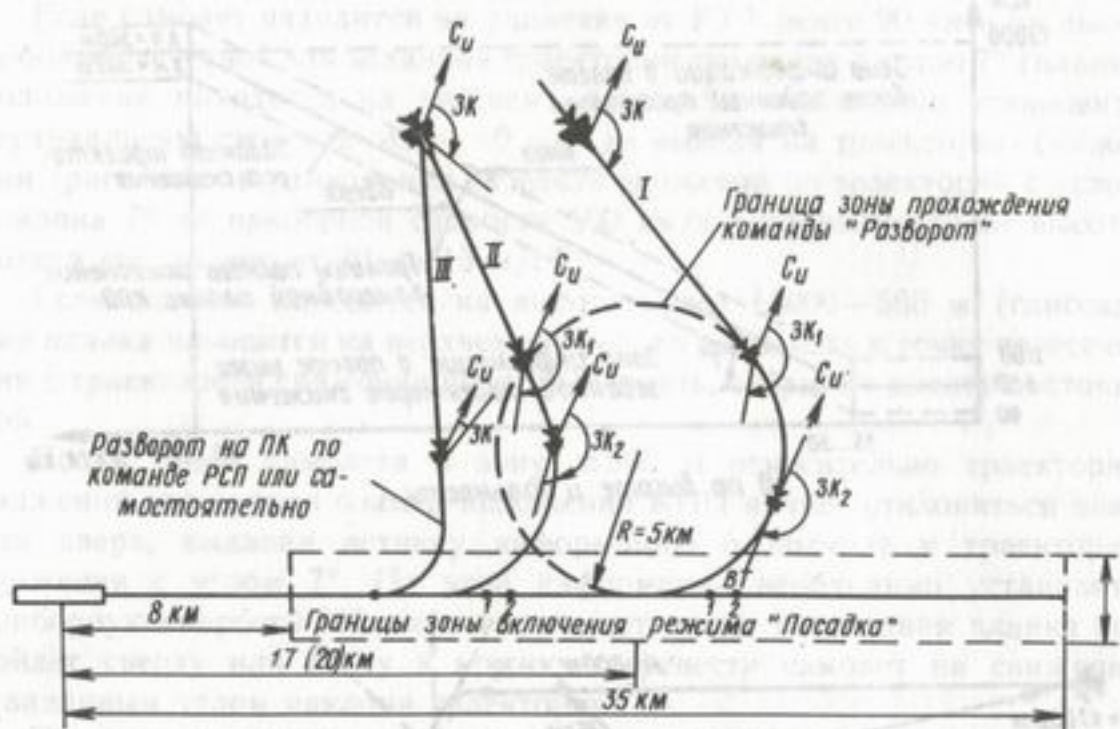
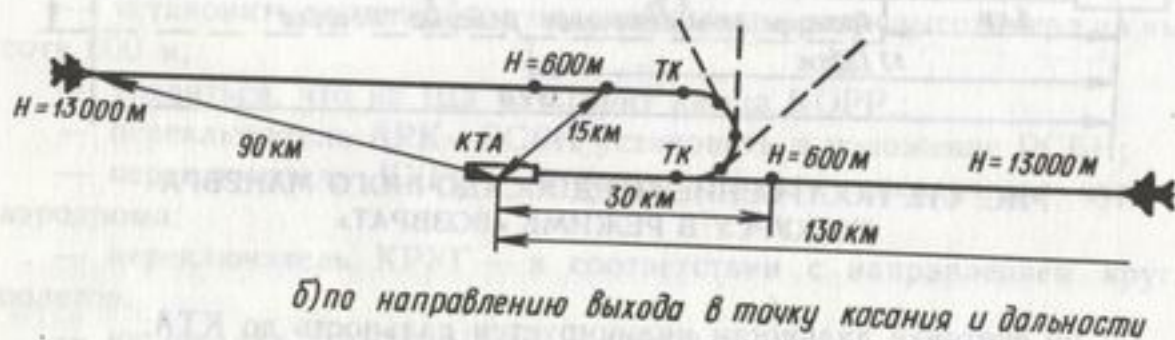


РИС. 4.12. ПОСТРОЕНИЕ ПРЕДПОСАДОЧНОГО МАНЕВРА ПО КУРСУ В РЕЖИМЕ «ВОЗВРАТ»

- на счетчике дальности индицируется дальность до КТА;
- курсовая планка положения КПП и кольцо ИЛС показывают направление доворота на заданный курс, отклоняясь от центрального кружка (кольцо на ИЛС — от перекрестия) в ту же сторону, что и стрелка ЗК от треугольного индекса;
- глиссадная планка положения КПП и кольцо ИЛС при удалении самолета от аэродрома более 90...130 км (удаление точки начала снижения с высоты 13000 м от КТА в зависимости от направления выхода в точку касания с окружностью радиусом 5 км) покажут положение высоты 13000 м относительно высоты полета самолета; с удаления 90...130 км — положение траектории снижения с углом наклона 7° относительно высоты полета самолета; с дальности 15...30 км (удаление точки выхода на высоту 600 м от КТА в зависимости от направления выхода в точку касания с окружностью радиусом 5 км) — положение высоты 600 м относительно высоты полета самолета. При отклонении самолета от указанных высот (траектории снижения) более ± 560 м глиссадная планка и кольцо ИЛС отклоняются в крайнее нижнее или верхнее положение (рис. 4.13, а).

В тексте приведены минимальные и максимальные значения дальности до КТА, при которых должен изменяться режим полета (горизонтальный полет — снижение — горизонтальный полет). Все промежуточные значения дальности до КТА, которые находятся в указанном диапазоне, вычисляются в зависимости от направления выхода в точку начала разворота на посадочный курс (точка касания с окружностью, рис. 4.13, б).



4.13. ПОСТРОЕНИЕ ПРЕДПОСАДОЧНОГО МАНЕВРА ПО ВЫСОТЕ В РЕЖИМЕ «ВОЗВРАТ»

При выполнении полета в режиме «Возврат» необходимо, управляя самолетом вручную, совместить стрелку ЗК с треугольным индексом ППП и в процессе полета удерживать ее в таком положении доворотами самолета. В случае если выполнение полета в направлении, задаваемом стрелкой ЗК, по условиям воздушной обстановки невозможно (связано с пересечением зон пилотажа, полигона и т. п.), то с разрешения руководителя полетов полет может выполняться в обход этого района с последующим выполнением разворота на курс, задаваемый стрелкой ЗК.

Пилотирование самолета в вертикальной плоскости осуществлять в зависимости от фактической высоты полета и дальности до КТА в момент включения режима «Возврат». Если самолет в момент включения находится на удалении от КТА более 130 км и выше 13000 + 560 м (глиссадная планка положения КПП находится на нижнем упоре), то необходимо снизиться с таким расчетом, чтобы на дальности до КТА около 130 км находиться на заданной высоте. Выход на высоту 13000 м определяется по входу глиссадной планки положения КПП в кружок. В дальнейшем выполнять полет до ТНС на высоте 13000 м, удерживая глиссадную планку в пределах кружка.

Если самолет находится на удалении от КТА менее 90 км и на высоте более расчетной для заданной траектории снижения с углом 7° (планка положения находится на нижнем упоре), то необходимо установить вертикальную скорость около 40 м/с до выхода на траекторию снижения (расчетная вертикальная скорость снижения по траектории с углом наклона 7° на приборной скорости 500 км/ч в зависимости от высоты полета составляет от 30 до 15 м/с).

Если самолет находится на высоте менее 13000—560 м (глиссадная планка находится на верхнем упоре), то до выхода в точку пересечения с траекторией снижения полет выполнять, сохраняя высоту постоянной.

После входа самолета в зону ± 560 м относительно траектории снижения глиссадная планка положения КПП начнет отклоняться вниз или вверх, выдавая летчику информацию о подходе к траектории снижения с углом 7° . По этой информации необходимо установить приборную скорость 500 км/ч и в момент, когда глиссадная планка подойдет сверху или снизу к кружку, перевести самолет на снижение с заданным углом наклона траектории.

По мере снижения, особенно с высоты 1500 м, усилить контроль за высотой полета по указателю высотомера. Затем, руководствуясь показаниями глиссадной планки положения КПП с контролем по указателю высоты и радиовысотомеру, перевести самолет в горизонтальный полет на высоте 600 м. Дополнительно выход на высоту 600 м контролировать по звуковому сигналу опасной высоты. Снижение на высоту 600 м при выдерживании глиссадной планки КПП в центре кружка заканчивается за 10 км до точки касания с окружностью радиусом 5 км, рассчитанной на выполнение разворота для выхода на посадочный курс с креном 30° .

После выхода в точку касания с окружностью стрелка ЗК отрабатывает курс на так называемую вынесенную точку (ВТ), которая перемещается по линии посадочного курса находясь на 2,5 км впереди проекции самолета на эту линию.

Летчику по команде стрелки ЗК ввести самолет в разворот с креном 30° для выхода на посадочный курс. В процессе разворота по заданной траектории угол между стрелкой ЗК и треугольным индексом будет постепенно уменьшаться. При этом летчику не надо стремиться быстро «догнать» стрелку ЗК путем увеличения крена более 30° , так как к концу разворота для точного выхода на посадочный курс придется создавать обратный крен. При подходе к посадочному курсу проконтролировать автоматическое включение режима «Посадка».

Команда на выполнение разворота на посадочный курс (отклонение стрелки ЗК на ВТ) проходит только в том случае, если самолет выйдет на границу или войдет в пространство, ограниченное окружностью радиусом 5 км (см. рис. 4.12, траектория I, II). Если по какой-нибудь причине траектория самолета не отвечает данному условию, то выход на посадочный курс летчик должен выполнять самостоятельно по значению текущего курса и стрелке КУР (стрелка ЗК показывает

курс в точку касания с окружностью) или по командам РСП (см. рис. 4.12, траектория III). При этом автоматическое включение режима «Посадка» произойдет в том случае, если самолет выйдет на посадочный курс на удалении от КТА не менее 8 км.

Отключить режим «Возврат» можно повторным нажатием кнопки-лампы «Возврат». При этом СН переходит в режим маршрутного полета на ППМ или на аэродром как на ППМ (в зависимости от того, в каком положении находится переключатель ППМ—АЭР.), а кнопка-лампа «Возврат» гаснет. Если при полете в режиме «Возврат» отключится радиокоррекция (погаснет лампа КОРР.), то режим «Возврат» выключится и включится режим полета на КТА как на ППМ.

4.4.2. Режим «Посадка»

Режим «Посадка» автоматически включается при входе самолета в $\pm 1,5$ -километровый коридор относительно оси ВПП при разности текущего и посадочного курсов не более 45° , высоте полета не более 1125 м и дальности до КТА в пределах 8...35 км.

При включении режима «Посадка» происходит следующее:

- уходят из поля зрения (убираются) бленкеры К и Г на ПНП, а на ИЛС появляются буквы К и Г;
- стрелка ЗК устанавливается на отсчет истинного курса посадки;
- стрелка КУР автоматически переключается с РСБН на АРК;
- дальность на счетчике ПНП скачком уменьшается на 1,0...2,5 км (измеряется по сигналам ретранслятора дальномера до начала ВПП);
- планка положения ПНП и кольцо ИЛС показывают положение равносигнальных зон курсоглиссадных радиомаяков относительно самолета (куда доворачивать самолет, чтобы выйти на глиссаду);
- курсовая планка положения КПП дублирует курсовую планку ПНП, а глиссадная планка КПП до входа самолета в глиссаду показывает положение высоты 600 м относительно самолета, а после входа в глиссаду дублирует глиссадную планку положения ПНП.

При автоматическом включении режима «Посадка» кнопка-лампа ВОЗВРАТ продолжает гореть, сигнализируя о готовности системы обеспечить включение режима «Повторный заход», а лампа КОРР. гаснет.

В СН предусмотрено принудительное включение режима «Посадка», для чего необходимо предварительно установить канал работы ПРМГ аэродрома посадки на шкале ПОСАДКА и включить выключатель ПОСАДКА на ЩУ.

При работающем режиме «Посадка» заход на посадку может выполняться при ручном, директорном и автоматическом управлении самолетом.

Заход на посадку при ручном управлении самолетом

Для выполнения захода на посадку при ручном управлении после включения режима «Посадка» оценить темп приближения стрелки

КУР к стрелке ЗК, установившейся на посадочный курс, и при необходимости изменением крена (не превышая крен 45°) добиться их совмещения к моменту окончания разворота на посадочный курс. Для этого в процессе разворота совместить азимутальный конец стрелки КУР (находящийся на обрезе черного поля) с нижним концом курсовой планки положения и выполнять разворот так, чтобы до входа планки в центральный кружок она была совмещена с азимутальным концом стрелки КУР. При точном выдерживании скорости 500 км/ч изменять крен практически не требуется. Выход на посадочный курс происходит на удалении 20...17 км от ВПП.

После выхода на посадочный курс выпустить шасси, а затем закрылки и установить скорость 400 км/ч.

В процессе дальнейшего горизонтального полета на посадочном курсе по глиссадной планке положения ПНП контролировать выход на глиссаду ГРМ. При подходе глиссадной планки положения ПНП к центральному кружку плавно перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 4...6 м/с.

Снижение в равноточных зонах курсоглиссадных радиомаяков производить, удерживая планки положения в центре кружка.

Направление полета контролировать по положению стрелок КУР и ЗК относительно треугольного индекса ПНП, а снижение по глиссаде — сопоставлением дальности на ПНП и высоты полета.

На снижении начать плавное уменьшение скорости с таким расчетом, чтобы на высоте 400 м выйти на скорости 360...370 км/ч, ДПРМ пройти на скорости 320...330 км/ч, а БПРМ — на скорости 300...310 км/ч. После выхода из облаков продолжать выдерживание режима полета по приборам, постепенно переключаясь на визуальное пилотирование. После обнаружения ВПП визуально уточнить заход, расчет и произвести посадку.

Заход на посадку при директорном управлении самолетом

Для выполнения захода на посадку при директорном управлении после входа в зону действия посадочных радиомаяков и включения режима «Посадка» (при убранных бленкерах К и Г и работающих планках) нажать на ПУ САУ кнопку ТРАЕКТ. УПР. При этом загорается лампа-сигнализатор этой кнопки, убираются бленкеры Т и К на КПП, начинают работать директорные стрелки КПП и директорное кольцо ИЛС.

Дальнейший разворот на посадочный курс продолжать по командам вертикальной директорной стрелки.

Точность выхода на посадочный курс, как и при заходе в ручном режиме управления, контролировать по соответствию приближения стрелок КУР и ЗК к треугольному индексу ПНП и при необходимости вносить коррективы, управляя самолетом вручную.

После выхода на посадочный курс, выпуска шасси и закрылков выполнять полет на высоте 600 м и скорости 400 км/ч до пересечения

самолетом равносигнальной зоны ГРМ. При этом горизонтальная директорная стрелка КПП и директорное кольцо ИЛС выдают команды на устранение отклонений от высоты полета, на которой включен режим директорного управления, а на ПУ САУ высвечивается лампа-сигнализатор кнопки СТАБ. ВЫС.

Режим полета на этом этапе выдерживать по командам директорных стрелок с контролем по планкам положения, стрелками КУР и ЗК, вариометру, указателю скорости, высотомеру и счетчику дальности ПНП.

При выходе на глиссаду ГРМ (на дальность 12...14 км по ПНП) режим стабилизации высоты отключается, при этом лампа-сигнализатор кнопки СТАБ. ВЫС. гаснет, горизонтальная директорная стрелка КПП и директорное кольцо ИЛС отклоняются вниз, выдавая команду о переводе самолета на снижение по глиссаде ГРМ. По этой команде перевести самолет на снижение (вертикальная скорость 4...6 м/с).

Снижение при директорном режиме управления производить до высоты 50 м на тех же режимах, что и при заходе на посадку при ручном управлении.

После обнаружения ВПП и перехода на визуальный полет уточнить заход, расчет и произвести посадку.

Заход на посадку при автоматическом управлении самолетом

Для выполнения захода при автоматическом управлении после входа в зону действия посадочных радиомаяков и включения режима «Посадка» (при убранных бленкерах и работающих планках положения ПНП) снять усилия с ручки управления самолетом механизмом триммерного эффекта стабилизатора, включить директорное управление, маневром самолета установить директорные стрелки КПП в центральный кружок и нажать на ПУ САУ кнопку АП. При этом загораются лампы-сигнализаторы кнопок АП и СТАБ. ВЫС. После включения автоматического управления освободить по усилиям ручку управления самолетом.

Включение автоматического режима управления допускается и без предварительного включения директорного управления нажатием кнопки ТРАЕКТ. УПР. (при этом на ПУ САУ должна гореть лампа-сигнализатор кнопки АП), но в этом случае САУ более энергично, чем это делает летчик, изменяет крен самолета, что при полете в облаках нежелательно.

Дальнейший разворот на посадочный курс, горизонтальный полет и снижение на посадочном курсе будут выполняться автоматически. При этом после выхода самолета на глиссаду ГРМ, перед переводом самолета на снижение автоматикой САУ, лампа-сигнализатор кнопки СТАБ. ВЫС. гаснет.

Летчику необходимо контролировать выдерживание режима автоматикой САУ, при этом показания планок положения, стрелок КУР и ЗК должны соответствовать положению директорных стрелок.

После выхода на посадочный курс выпустить шасси и закрылки, установить скорость 400 км/ч. В процессе всего полета корректировать режим работы двигателей, не допуская падения скорости.

Снижение при автоматическом управлении производить до высоты 50 м на тех же режимах снижения, что и при заходе на посадку при ручном управлении. На этой высоте кратковременным нажатием красной кнопки на ручке управления самолетом отключить автоматическое управление, при необходимости сбалансировать самолет механизмом триммерного эффекта и произвести посадку.

4.5. ЗАХОД НА ПОСАДКУ В РЕЖИМЕ «ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД»

Режим «Повторный заход» (ПЗ) обеспечивает заход на посадку двумя разворотами на 180° на один из запрограммированных аэродромов при наличии коррекции от радиомаяка РСБН при ручном управлении самолетом.

Режим ПЗ в первую очередь применяется для захода на посадку в сложных метеорологических условиях по кратчайшей и наиболее простой запрограммированной траектории, если посадка с ходу по каким-либо причинам не была выполнена, а также в целях тренировки летного состава. Ширина маршрута полета самолета в режиме ПЗ составляет 10 км.

Режим ПЗ может быть включен летчиком на посадочном курсе при высоте полета менее 1125 м и с удаления до КТА менее 17 (20) км только в том случае, если заход на посадку выполнялся в режиме «Возврат» и в СН была сформирована команда «Разворот». После прохода КТА режим ПЗ может быть включен на любой дальности в пределах рабочей зоны радиомаяка коррекции.

Команда «Разворот» при заходе на посадку в режиме «Возврат» может быть сформирована в двух случаях:

1) в момент выхода самолета в точку касания с окружностью радиусом 5 км или попадания в нее (рис. 4.12, траектории I, II). При этом наличие команды «Разворот» летчик определяет по отклонению стрелки ЗК в сторону разворота. В этом случае режим ПЗ может быть включен независимо от того, включался ли автоматически режим «Посадка» или нет;

2) в момент автоматического включения режима «Посадка» при заходе на посадку с прямой (кнопка-лампа ВОЗВРАТ нажата) либо по траектории III рис. 4.12. При этом с включением режима «Посадка» формируется команда «Разворот», что позволяет использовать режим ПЗ.

К выполнению повторного захода летчик должен быть готов в каждом полете и твердо знать свои действия.

Методика ухода на повторный заход описана в подразд. 1.2.7 «Уход на второй круг (повторный заход)». Последующие действия летчика изложены ниже.

После перевода самолета в набор высоты, уборки шасси и закрылков нажать на ПУ САУ кнопку ПОВТ. ЗАХОД и проконтролировать включение режима по загоранию лампы-сигнализатора этой кнопки. При этом:

- отключается режим «Посадка»;
- кнопка-лампа ВОЗВРАТ продолжает гореть, сигнализируя о готовности системы после выключения режима «Повторный заход» обеспечить вывод самолета на посадочный курс в режиме «Возврат»;
- стрелка ЗК с посадочного курса разворачивается на вынесенную точку, указывая направление первого разворота (рис. 4.14).

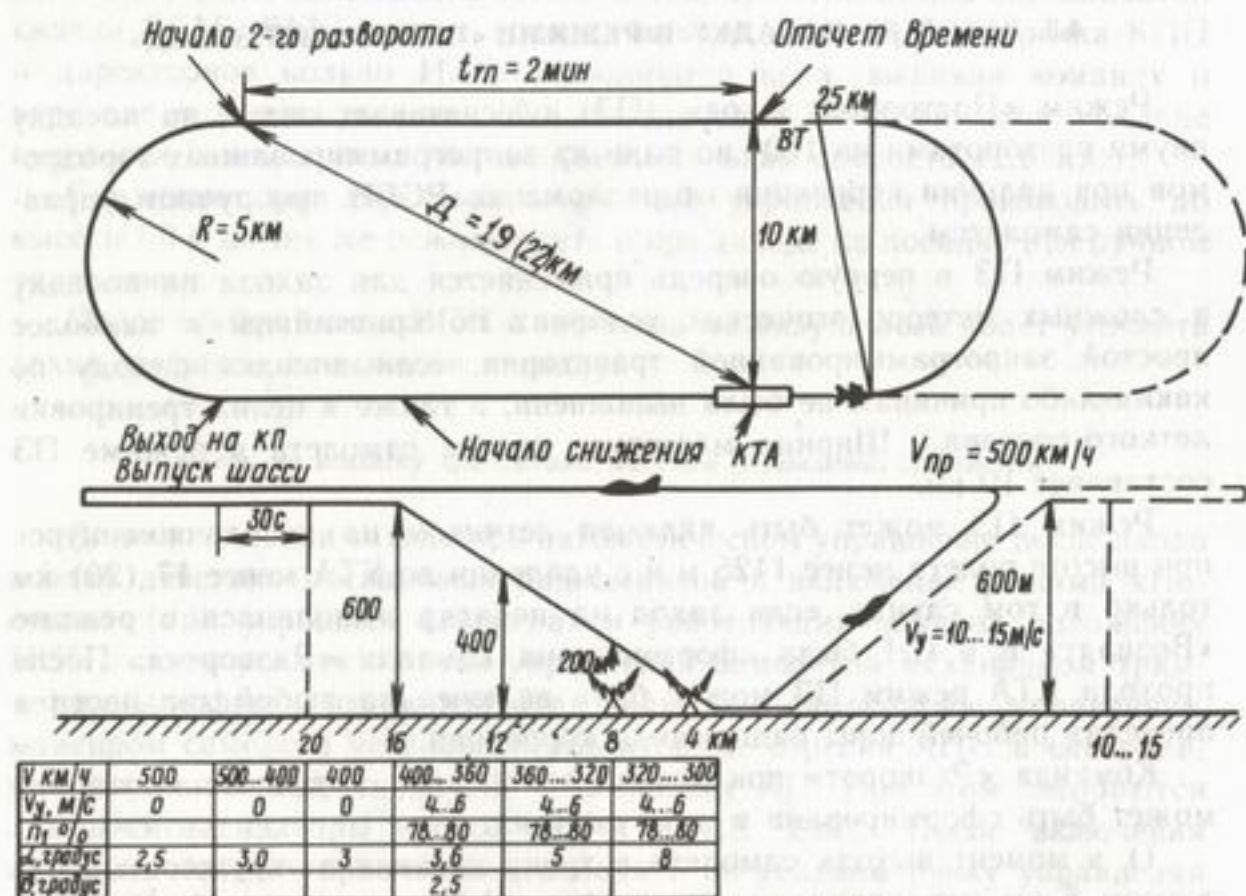


РИС. 4.14. ЗАХОД НА ПОСАДКУ В РЕЖИМЕ «ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД»

После достижения высоты 200 м на скорости 500 км/ч ввести самолет в разворот с креном до 30° на курс, обратный посадочному (задаваемый стрелкой ЗК). В процессе разворота набрать высоту 600 м и установить режим работы двигателей, необходимый для выполнения полета на скорости 500 км/ч.

Полет в ТНР выполнять, совмещая стрелку ЗК с треугольным индексом ПНП, точность построения маршрута контролировать по курсовой планке положения КПП, которая должна находиться в пределах кружка. Контроль выдерживания заданной высоты полета осуществлять по глиссадной планке положения КПП и высотомеру.

В момент пролета траверза КТА проконтролировать ширину маршрута (10 км) и пустить секундомер.

После выхода самолета в точку касания с окружностью радиусом 5 км (расчетное время составит 2 мин, а удаление от КТА по счетчику дальности — приблизительно 19 (22) км) режим ПЗ отключается, лампа-сигнализатор кнопки ПОВТ. ЗАХОД на ПУ САУ гаснет и включается режим «Возврат». При этом стрелка ЗК отрабатывает курс на вынесенную точку, в сторону разворота на посадочный курс. Дальнейшие действия летчика аналогичны действиям при заходе на посадку в режиме «Возврат».

Режим ПЗ выключается повторным нажатием кнопки ПОВТ. ЗАХОД на пульте САУ. При этом гаснет лампа-сигнализатор кнопки ПОВТ. ЗАХОД.

Для совместного выключения режимов «Возврат» и «Повторный заход» (при необходимости перехода в режим «Навигация») надо нажать кнопку-лампу ВОЗВРАТ. При этом погаснет кнопка-лампа ВОЗВРАТ и лампа-сигнализатор режима ПОВТ. ЗАХОД на ПУ САУ.

Включение режима ПЗ на земле перед взлетом, а также после взлета для облегчения построения маршрута при полете двумя разворотами на 180° невозможно, так как одним из обязательных условий его включения является прохождение команды «Разворот», которая формируется только при соблюдении условий, описанных выше (п. 1.2).

Для включения режима ПЗ после захода на посадку в режиме «Возврат» с принудительным включением режима «Посадка» надо предварительно выключить выключатель ПОСАДКА на ЩУ СН и нажать кнопку ПОВТ. ЗАХОД на пульте САУ, а также кнопку-лампу радиомаяка коррекции в ряду МАЯКИ.

4.6. ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ НА ЗАПРОГРАММИРОВАННОМ АЭРОДРОМЕ

Заход на посадку с прямой в СН не запрограммирован, однако возможности аппаратуры позволяют осуществлять заход на посадку указанным методом без использования информации и команд наземных пунктов управления.

В целях полной реализации возможностей СН заход на посадку с прямой на запрограммированном аэродроме целесообразно выполнять с выходом на КТА.

После запуска двигателей и проверки самолетных систем необходимо убедиться, что на ЩУ СН переключатели ППМ — АЭР., КАНАЛЫ, АРК — РСБН установлены соответственно в положения АЭР., АВТ. и РСБН, в рядах ППМ — АЭР. и МАЯКИ нажаты и горят кнопки-лампы I (своего аэродрома); переключатель КУРС ЗАДАН. установлен в положение АВТОМ.

Взлет выполнить на максимальном режиме работы двигателей. После взлета на установленных высоте и скорости убрать шасси и закрылки. Проверить соответствие показаний навигационных приборов фактическому положению самолета в пространстве и перед входом в облака переключиться на пилотирование самолета по приборам.

Набор высоты выполнять на скорости 500 км/ч (на режиме набора, установленном Инструкцией по производству полетов на данном аэродроме) и режиме работы двигателей 85 %, вертикальная скорость при этом составит 15...20 м/с.

В наборе высоты показания ПНП будут следующими:

- против треугольного индекса — значение взлетного курса, выдерживаемого с учетом поправки на боковой ветер;

- стрелка ЗК будет индицировать курс на КТА аэродрома (расчетный азимут аэродрома);

- стрелка КУР — курсовой угол радиомаяка аэродрома посадки;

- на счетчике дальности — горизонтальная дальность до КТА.

Контроль выдерживания направления после взлета осуществлять по расчетному азимуту от КТА.

После набора высоты на 300 м меньше установленного эшелона перевести самолет в горизонтальный полет, уменьшив угол тангажа по КПП до 2° и режим работы двигателей до 79...80 %, и следовать до расчетной дальности выполнения разворота на КТА.

На расчетной дальности (по истечении расчетного времени полета или по команде руководителя зоны посадки) увеличить режим работы двигателей до 85 %, перевести самолет в набор высоты с вертикальной скоростью 5...7 м/с (угол тангажа по КПП 5°), создать крен 30° и выполнить разворот на КТА с набором высоты заданного эшелона в первой половине разворота.

Выход на КТА выполнить пассивным способом. При этом стрелка ЗК отрабатывает курс на КТА, совмещаясь со стрелкой КУР в том случае, если маяк РСБН расположен рядом с ВПП, в центре аэродрома. При полете на КТА необходимо стрелку ЗК удерживать против треугольного индекса. Контроль выхода на КТА вести по уменьшению дальности на ПНП и расчетному времени, по стрелке КУР, а также запросом радиопеленга, но при этом необходимо учитывать, что оператор АРП выдает значение магнитного пеленга, который от истинного текущего курса отличается на величину магнитного склонения ($ИПР = МРП + \Delta M$). Кроме того, для контроля направления можно периодически устанавливать переключатель АРК — РСБН в положение АРК и проверять отработку КУР ДПРС аэродрома.

Определение момента пролета КТА имеет некоторые особенности, связанные с тем, что в радиусе 6 км относительно КТА (независимо от высоты полета) стрелка ЗК фиксируется на шкале текущего курса и только при выходе из указанной зоны разворачивается на 180° , индицируя обратный курс на КТА. Несколько лучшие возможности по определению момента пролета КТА имеются при использовании пока-

заний стрелки КУР (если маяк РСБН расположен рядом с ВПП, в центре аэродрома), так как радиус зоны ее неустойчивых показаний равен высоте полета.

Однако наиболее точным способом является определение момента пролета КТА с помощью показаний счетчика дальности на ПНП, которые используются совместно с показаниями стрелок ЗК и КУР. Проход КТА определяется в момент отработки на ПНП дальности, равной нулю, с последующим контролем по показаниям стрелок КУР и ЗК.

В момент пролета КТА произвести отсчет времени и повернуться с креном 30° на расчетный курс полета, в точку начала разворота (ТНР) на посадочный курс.

Использование режима «Возврат» облегчает построение маневра над КТА при установленной схеме полета с прямой в варианте, изображенном на рис. 4.15 (траектория II), и, кроме того, позволяет сформировать команду «Возврат» для использования режима ПЗ в случае принудительного включения режима «Посадка» на посадочном курсе. Для выполнения маневра над КТА необходимо при показаниях на счетчике дальности значений 5...4 км до КТА нажать кнопку ВОЗВРАТ, с креном 30° развернуться на курс, отработанный стрелкой ЗК, и пустить секундомер. Практика полетов показала, что при таком маневре заданный курс сразу после разворота примерно совпадает с расчетным. При дальнейшем полете в ТНР по ЛЗП стрелка ЗК будет отрабатывать заданный курс в точку касания с окружностью радиусом 5 км (см. рис. 4.15). Дополнительно пролет КТА контролируется по показаниям стрелки КУР, которая при выходе из зоны радиусом, равным высоте полета, развернется и покажет КУР маяка РСБН.

При выполнении маневра над КТА (полет по траектории II) с использованием режима «Возврат» необходимо учитывать, что нажатие кнопки-лампы ВОЗВРАТ в момент пролета или после пролета КТА приведет к тому, что стрелка ЗК отработает курс в точку касания с окружностью, расположенной с обратной стороны захода на посадочный курс (на рис. 4.15 траектория изображена пунктиром).

Полет по ЛЗП в ТНР выполнять по расчетному курсу с учетом угла сноса и контролем пути по расчетному времени, дальности и азимуту, определяемому по стрелке КУР. В момент пересечения с линией окружности радиусом 5 км стрелка ЗК развернется в сторону посадочного курса на вынесенную точку, и при дальнейшем полете в ТНР ее показания будут иметь информационный характер о направлении разворота для выхода на посадочный курс, а контроль направления полета по ЛЗП осуществлять по азимуту КТА, времени и дальности.

Разворот на посадочный курс начинать по достижении расчетной дальности с контролем по расчетному времени полета. На схеме рис. 4.15 приведены значения расчетного угла и дальности для выхода в ТНР при полете по схеме с прямой на высоте 3000 м. Для выполнения полета по схеме на стандартных эшелонах более 3000 м (через 600 м) необ-

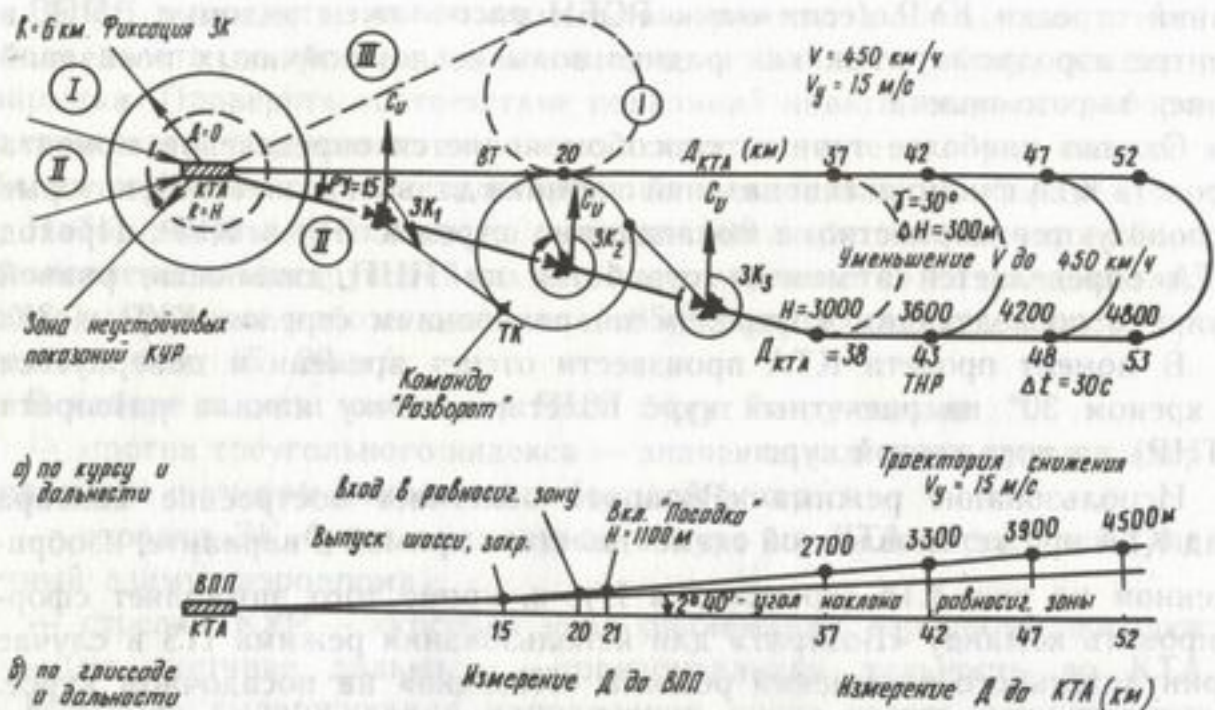


РИС. 4.15. ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ

ходимо после выхода в ТНР для эшелона 3000 м довернуться на курс, обратный посадочному, и на скорости 500 км/ч выполнить полет на расчетную для каждого эшелона дальность, прибавляя к расчетному времени полета на высоте 3000 м 30 с для каждого последующего эшелона.

Разворот на посадочный курс выполнить с креном 30° и потерей высоты в первой половине разворота 300 м с вертикальной скоростью 10 м/с. В процессе разворота установить скорость 450 км/ч.

Вторую половину разворота выполнять, контролируя темп совмещения стрелок ЗК и КУР со значением посадочного курса, с таким расчетом, чтобы к моменту выхода на посадочный курс значение посадочного курса по шкале текущего курса и стрелки ЗК и КУР совместились с треугольным индексом.

При необходимости изменением крена согласовать темп совмещения стрелок со значением посадочного курса, не допуская увеличения крена более 45° . При точном выходе в ТНР и своевременном начале разворота для выхода на посадочный курс с заданными параметрами угол между стрелкой КУР и значением посадочного курса при оставшемся угле разворота 90° составит $6...8^\circ$, а при 45° — около 2° .

После выхода на посадочный курс проконтролировать значение расчетной (для каждого эшелона) дальности и перевести самолет на снижение. Снижение производить на скорости 450 км/ч с вертикальной скоростью 15 м/с на режиме работы двигателей 75...76 %. Выдерживание траектории снижения оценивать по соотношению значений высоты и дальности (табл. 4.8).

Таблица 4.8

Н, м	5000	4000	3000	2000	1000
Д, км	60	50	40	30	20

При необходимости траекторию уточнять изменением вертикальной скорости. При снижении на высоту 1100 м на дальности 21 км проверить переключение системы в режим «Посадка».

На высоте около 1000 м и дальности 20 км самолет входит в равноточную зону, что позволяет использовать директорный или автоматический режим захода на посадку.

На дальности 20...18 км выпустить посадочную механизацию, проконтролировать ее выпуск, положение АРУ и доложить руководителю полетов.

Дальнейшее снижение на посадочном курсе выполнять при ручном, директорном или автоматическом управлении самолетом по методике, описанной в подразд. 4.4.2.

4.7. ВЫХОД НА НЕЗАПРОГРАММИРОВАННЫЙ АЭРОДРОМ И ЗАХОД НА ПОСАДКУ

В ряде случаев у летчика может возникнуть необходимость выполнить выход и заход на посадку на незапрограммированный аэродром, оборудованный системой РСБН и ПРМГ.

Для выхода на незапрограммированный аэродром необходимо развернуть самолет на курс следования (полученный с КП, запросом радиопеленга или заранее рассчитанный на земле).

На ЩУ СН переключатель КАНАЛЫ установить в положение РУЧН., при этом гаснут лампа КОРР. и кнопка-лампа, горевшая в ряду МАЯКИ. Кремальерами установить на шкалах НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА тип маяка и каналы работы РСБН и ПРМГ данного аэродрома. Переключатель АРК — РСБН установить в положение РСБН.

Выход и заход на посадку на незапрограммированный аэродром возможен только при индикации на ПНП магнитного или условного курса.

Для получения магнитного текущего курса надо после установки переключателя КАНАЛЫ в положение РУЧН. в горизонтальном прямолинейном полете с постоянной скоростью нажать на несколько секунд кнопку СОГЛАС. М. КУРСА (перед полетом на ЗМС должно быть установлено магнитное склонение равное нулю).

Если после установки переключателя КАНАЛЫ в положение РУЧН. не нажимать кнопку СОГЛАС. М. КУРСА, то на ПНП будет индизироваться условный текущий курс ($УК_T$), то есть курс относительно истинного меридиана 1-го аэродрома.

При установке переключателя КАНАЛЫ в положение РУЧН. все программы (режимы «Навигация», «Возврат», «Повторный заход»), заложенные в СН, отключаются (кроме режима «Посадка»), стрелка ЗК не работает, счетчик дальности ПНП индицирует наклонную дальность до радиомаяка РСБН, а стрелка КУР — курсовой угол радиомаяка РСБН.

После загорания лампы КОПП. прослушать позывные радиомаяка РСБН аэродрома посадки, включив кратковременно выключатель РК.

Для выхода на незапрограммированный радиомаяк РСБН необходимо острый конец стрелки КУР удерживать отклоненным от треугольного индекса по внешней шкале ПНП на угол, равный:

— магнитному склонению места согласования курса, если на ПНП индицируется магнитный текущий курс;

— углу сходимости меридианов между 1-м аэродромом и местом нахождения радиомаяка РСБН, если на ПНП индицируется условный текущий курс.

Угол сходимости меридианов (Δ) рассчитывается по формулам:

$$\Delta = (\lambda_1 - \lambda_i) \sin \varphi_{\text{ср}} \quad (\text{для точек восточнее 1-го аэродрома});$$

$$\Delta = 360 - (\lambda_1 - \lambda_i) \sin \varphi_{\text{ср}} \quad (\text{для точек западнее 1-го аэродрома}),$$

где λ_i — географическая долгота точки, для которой рассчитывается угол Δ ;

λ_1 — географическая долгота 1-го аэродрома;

$\varphi_{\text{ср}}$ — средняя широта 1-го аэродрома и точки, для которой рассчитывается угол Δ .

После получения информации от руководителя полетов об условиях захода и посадки необходимо стрелку ЗК кремальерой ЗК установить соответственно на значение магнитного или условного курса посадки.

При выполнении захода на посадку при индикации на ПНП условного текущего курса необходимо задаваемый руководителем полетов магнитный курс полета (или известный заданный магнитный курс, например, курс полета в ТНР) пересчитывать в условный курс и выдерживать этот условный курс.

Условный заданный курс (УК) рассчитывается по формуле

$УК = МК + \Delta M_y$, где ΔM_y — условное магнитное склонение аэродрома посадки. Оно рассчитывается по формуле $\Delta M_y = \Delta M - \Delta$ для точек восточнее 1-го аэродрома и по формуле $\Delta M_y = \Delta M + 360^\circ - \Delta$ для точек западнее 1-го аэродрома, где ΔM — магнитное склонение аэродрома посадки.

Значения условных магнитных склонений и углов сходимости меридианов запасных аэродромов должны определяться при подготовке к полету (перелету) и иметься в наколенном планшете.

4.7.1. Заход на посадку с прямой

Заход на посадку с прямой в этом случае выполнять с проходом через радиомаяк РСБН.

Выход на радиомаяк РСБН выполнить пассивным способом. Момент пролета радиомаяка определяется поворотом стрелки КУР на 180° , при этом на ПНП отрабатывается дальность, равная высоте полета.

В момент пролета радиомаяка РСБН произвести отсчет времени и развернуть самолет на заданный курс в ТНР.

Для полета в ТНР после прохода радиомаяка РСБН при индикации на ПНП как магнитного, так и условного текущего курса необходимо обратный конец стрелки КУР удерживать по шкале текущего курса на значении, равном истинному азимуту ТНР.

Расчетный разворот на посадочный курс начинать по достижении расчетной дальности на ПНП (по команде руководителя зоны посадки) с контролем по времени полета.

Перед началом разворота на посадочный курс на ЩУ СН включить выключатель ПОСАДКА.

Разворот на посадочный курс выполнять с креном 30° и потерей высоты 300 м в первой половине разворота.

После входа самолета в зону действия курсового радиомаяка и включения режима «Посадка» выполнить выход на посадочный курс и снижение до высоты 1000 м при ручном или директорном управлении, а снижение после входа в глиссаду ГРМ возможно и при автоматическом управлении самолетом. В дальнейшем действия летчика, режим полета и показания приборов такие же, как и при заходе на запрограммированный аэродром.

4.7.2. Заход на посадку с расчетного рубежа

Заход на посадку на незапрограммированный аэродром может быть выполнен и с расчетного рубежа. В этом случае после выполнения задания установить связь с КП аэродрома, сообщить свою высоту и с курсом, заданным КП, следовать на рубеж начала снижения.

В описанном выше порядке подготовить систему навигации и при подходе к рубежу начала снижения установить скорость 500 км/ч.

В момент выхода на расчетный рубеж начала снижения по команде КП довернуть самолет на заданный курс и перевести его на снижение с установленным режимом.

Направление снижения и вертикальная скорость даются с таким расчетом, чтобы самолет вышел на высоту 2000 м (установленную для данного аэродрома Инструкцией по производству полетов) в точку начала разворота на посадочный курс. При полетах с учебной целью снижение производится на скорости 500 км/ч с вертикальной скоростью 40 м/с.

В процессе снижения по командам КП своевременно вносить поправки в курс следования и вертикальную скорость снижения. Контроль выхода в ТНР осуществлять по рассчитанным до полета значениям азимута и дальности до радиомаяка РСБН.

Перед началом разворота на посадочный курс включить на ЩУ СН выключатель ПОСАДКА. После выхода в ТНР по команде руководителя зоны посадки начать разворот на посадочный курс с креном 30° . Дальнейшие действия летчика, режим полета и показания приборов такие же, как и при заходе на посадку с прямой.

4.7.3. Заход на посадку двумя разворотами на 180°

Заход на посадку двумя разворотами на 180° на незапрограммированный аэродром применяется в том случае, когда летчик по каким-либо причинам не смог произвести посадку с ходу и был вынужден уйти на повторный заход.

В этом случае после ухода на второй круг отключить выключатель ПОСАДКА и проверить загорание лампы КОПП.

Набор высоты производить на скорости 500 км/ч с вертикальной скоростью 10...15 м/с. После набора высоты 600 м начать первый разворот с креном 30° на курс, обратный посадочному. При необходимости (при малом остатке топлива или в зависимости от сложившейся воздушной обстановки) разворот может быть начат раньше, после набора высоты 200 м.

Полет с курсом, обратным посадочному, выполнять с учетом угла сноса, который летчик должен определить и запомнить при выполнении первого захода. При этом обратный конец стрелки ЗК должен быть отклонен от треугольного индекса на такой же угол, но в противоположную сторону. В момент пролета траверза радиомаяка РСБН пустить секундомер.

На дальности 20...22 км по счетчику ПНП с контролем по времени полета включить выключатель ПОСАДКА и начать второй разворот на 180° с креном 30° . После входа в зону действия КРМ по уборке бленкера К и вступлению в работу курсовой планки положения ПНП проверить включение режима «Посадка».

После включения режима «Посадка» продолжать выполнение второго разворота при ручном управлении или включить директорный режим управления.

Поскольку при заходе на незапрограммированный аэродром программа режима «Повторный заход» отключена, то стабилизация высоты 600 м системой не производится, поэтому автоматическое управление можно использовать только после входа в глиссаду.

При директорном управлении до входа в глиссаду режим полета в продольном отношении выдерживать по вариометру и высотомеру.

Остальные действия летчика, режим полета и показания приборов такие же, как и при снижении в равносигнальных зонах курсоглиссадных радиомаяков на запрограммированном аэродроме.

Для контроля работоспособности системы и точности выдерживания посадочного курса использовать информацию руководителя зоны посадки.

4.8. ОСОБЕННОСТИ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОСАДОЧНЫХ РАДИОМАЯКОВ

В практике летной работы может возникнуть необходимость выполнить заход на посадку на запрограммированный или незапрограммированный аэродром, когда отсутствуют или неисправны на нем посадочные радиомаяки (ПРМГ), а радиокompас на самолете неисправен или не настроен на ПРС этого аэродрома.

Порядок использования СН при заходе на запрограммированный и незапрограммированный аэродромы будет различен.

Для захода на запрограммированный аэродром необходимо убедиться, что на ЩУ СН переключатели ППМ — АЭР., КАНАЛЫ и АРК — РСБН установлены соответственно в положения АЭР., АВТ. и РСБН; в рядах ППМ — АЭР. и МАЯКИ нажаты и горят кнопки-лампы 1 (своего аэродрома); переключатель КУРС ЗАДАН. установлен в положение АВТОМ.

Заход на посадку в этом случае должен выполняться с прямой с проходом через КТА.

Выход на КТА произвести на высоте, указанной руководителем полетов, на скорости 500 км/ч с курсом, задаваемым стрелкой ЗК при КУР=0°.

После прохода КТА развернуть самолет на расчетный азимут от КТА в ТНР, равный истинному штилевому курсу полета. Переключатель КУРС ЗАДАН. установить в положение РУЧН., а стрелку ЗК — на истинный курс посадки.

Надо иметь в виду, что кремальера стрелки ЗК не механическая, а электрическая; поэтому, если перед взлетом стрелка ЗК устанавливалась на значение посадочного курса, а в полете не переставлялась, при установке переключателя КУРС ЗАДАН. в положение РУЧН. она автоматически установится на отсчет истинного курса посадки.

После выхода в ТНР, что определяется по достижению расчетной дальности на ПНП с контролем по времени полета, выполнить разворот на посадочный курс с креном 30° и потерей высоты 300 м в первой половине разворота.

Вторую половину разворота выполнять с контролем темпа совмещения стрелки КУР со стрелкой ЗК и приближения их по мере разворота к треугольному индексу ПНП с таким расчетом, чтобы к моменту выхода на посадочный курс стрелки ЗК и КУР совместились с треугольным индексом. При необходимости изменением крена согласовать темп совмещения стрелок с темпом их приближения к треугольному индексу, не допуская увеличения крена более 45°.

После выхода на посадочный курс при показаниях на счетчике дальности ПНП расчетной дальности перевести самолет на снижение.

Режим полета на снижении такой же, как и при заходе на посадку с прямой при наличии ПРМГ. Однако надо учитывать, что дальность на ПНП индицируется не до начала ВПП, а до КТА, то есть она будет

больше на 1000—1500 м, что надо учитывать при сопоставлении дальности до ВПП и высоты полета при контроле глиссады снижения.

Направление снижения на посадочном курсе выдерживать по стрелке КУР, которая должна быть совмещена со стрелкой ЗК. Обе стрелки должны находиться против треугольного индекса ПНП или отклонены от него на величину угла сноса.

Заход на посадку без использования посадочных радиомаяков на незапрограммированном аэродроме выполнять с прямой с проходом через радиомаяк РСБН. При этом действия летчика, режим полета и показания приборов до выхода в ТНР такие же, как и при заходе с ПРМГ.

После выхода в ТНР полет выполнять в порядке, изложенном при описании захода на запрограммированный аэродром, учитывая, что стрелка КУР показывает курсовой угол радиомаяка РСБН, а не КТА.

В этом случае снижение на посадочном курсе по приборам производить до высоты 300 м и удаления 6 км, после чего перейти на визуальное пилотирование, уточнить заход и произвести посадку. При расположении радиомаяка РСБН на удалении не более 300 м от оси ВПП выполнение доворота в створ оси ВПП значительной сложности не представляет.

При выполнении захода на посадку без использования ПРМГ более внимательно прослушивать радиообмен, четко выполнять команды руководителя зоны посадки.

4.9. ВЫХОД НА АЭРОДРОМ И ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПРИ ОТКАЗЕ ИК-ВК, АРК И РАДИОСВЯЗИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РСБН

Выход на аэродром и заход на посадку при отказе ИК-ВК, АРК и радиосвязи с использованием только системы навигации имеет некоторую особенность. В этом случае используются показания стрелки КУР по внутренней шкале ПНП, а не по внешней (по шкале курсовых углов радиостанций), как это делается обычно.

При индикации от РСБН стрелкой КУР управляет синусно-косинусный трансформатор (СКТ), связанный со шкалой текущего курса ПНП. Он устанавливает азимутальный конец стрелки КУР на отсчет шкалы текущего курса, равный истинному азимуту самолета относительно радиомаяка РСБН, с которым работает самолетная аппаратура РСБН. При этом острый конец стрелки КУР индицирует по шкале текущего курса истинный пеленг радиомаяка РСБН (ИПР), а по внешней шкале — курсовой угол радиомаяка РСБН.

Если шкала текущего курса индицирует верный текущий истинный курс, то отсчет острого конца стрелки КУР по внешней шкале будет верным и равным КУР радиомаяка РСБН. Если шкала текущего курса будет индицировать неверный ИК_т, то отсчеты острого и азимутального концов стрелки КУР по шкале текущего курса (соответственно ИПР и А) будут верными, а отсчет острого конца по внешней шкале будет неверным. Ошибка в отсчете будет равна ошибке в показаниях шкалы текущего курса.

Эта особенность формирования показаний стрелки КУР позволяет при отказе ИК-ВК, АРК и отсутствии радиосвязи выйти на аэродром и выполнить заход на посадку, используя показания стрелки КУР по подвижной шкале ПНП.

Обнаружив отказ ИК-ВК, необходимо прекратить выполнение задания и выйти на аэродром для посадки. При этом независимо от того, на запрограммированный или незапрограммированный аэродром будет производиться выход, переключатель КАНАЛЫ на ЩУ СН необходимо установить в положение РУЧН. и кремальерами установить тип маяка и каналы работы радиомаяков РСБН и ПРМГ аэродрома посадки, переключатель АРК — РСБН установить в положение РСБН.

После загорания лампы КОРР. прослушать позывные и, убедившись в верности настройки СН на нужный радиомаяк РСБН, определить свое место по азимуту и дальности, затем определить истинный курс полета на радиомаяк по отсчету острого конца стрелки КУР по шкале текущего курса и по КИ-13 взять курс на аэродром.

По подвижной шкале текущего курса запомнить отсчет азимутального конца стрелки КУР и, продолжая полет с постоянным курсом, контролировать его изменение. Через 2..3 мин полета снова произвести отсчет азимута самолета и, сравнив его с первым отсчетом, определить, в какую сторону от направления на радиомаяк РСБН уклоняется самолет: если азимут уменьшается, самолет уклоняется вправо, если увеличивается, — влево. Определив сторону уклонения, повернуть самолет на радиомаяк РСБН.

В дальнейшем довороты производить по необходимости, добиваясь минимального изменения азимута самолета.

В этом случае летчику следует помнить, что положение стрелки КУР будет отличаться от привычного. Ее отклонение от значения $KYR=0^\circ$ будет соответствовать ошибке, выдаваемой ИК-ВК.

Для выхода на радиомаяк РСБН можно использовать также показания острого конца стрелки КУР по подвижной шкале ПНП, то есть значение истинного пеленга радиомаяка РСБН (подобно тому, как используется значение «Прибоя» при выходе на радиопеленгатор).

В этом случае после взятия с помощью КИ-13 курса на аэродром установить на ПНП стрелку ЗК на отсчет переднего конца стрелки КУР по подвижной шкале. При этом отпадает необходимость запоминания величины показаний азимутального конца стрелки КУР.

Неточность первоначально взятого направления полета на радиомаяк РСБН определять по отклонению стрелки КУР от стрелки ЗК, после чего вносить соответствующие поправки в курс полета, выполняя доворот в сторону радиомаяка РСБН. После уточнения направления полета вновь совместить стрелку ЗК со стрелкой КУР.

В дальнейшем при выходе на радиомаяк РСБН своевременно доворачивать самолет в сторону отклонения стрелки КУР, добиваясь минимального изменения пеленга радиомаяка РСБН. Необходимо иметь в виду, что при ряде отказов ИК-ВК шкала текущего курса ПНП может

изменять свои показания, однако показания стрелки КУР по ней остаются верными.

Выход на радиомаяк РСБН произвести на высоте, установленной для полета без радиосвязи, а заход на посадку — с прямой по принятой для данного аэродрома схеме.

При подходе к аэродрому необходимо по текущему курсу самолета и расчетному курсу полета в ТНР определить характер маневра, то есть направление и величину доворота на курс полета в ТНР.

Проход радиомаяка РСБН определять по развороту стрелки КУР на 180° и по уменьшению дальности на ПНП до величины, примерно равной высоте полета, с последующим ее увеличением.

В момент пролета радиомаяка РСБН произвести отсчет времени и с креном 30° выполнить разворот в направлении ТНР (на расчетный угол или на курс, обратный посадочному), предварительно установив стрелку ЗК на значение расчетного азимута, равного истинному штилевому курсу полета в ТНР, по подвижной шкале ПНП.

Разворот на курс в ТНР выполнить таким образом, чтобы азимутальный конец стрелки КУР совместился со стрелкой ЗК.

При выполнении разворота на курс, обратный посадочному, когда самолет на расчетный азимут выходит только в ТНР, его необходимо выполнять по времени, учитывая, что на истинной скорости 600 км/ч при крене 30° угловая скорость разворота равна 2 градус/с.

При полете в ТНР контроль пути по направлению осуществлять по стрелке КУР. При необходимости доворотом самолета вносить поправки в курс полета с таким расчетом, чтобы азимутальный конец стрелки КУР был совмещен со стрелкой ЗК, установленной на значение расчетного азимута полета в ТНР по подвижной шкале ПНП.

Выход в ТНР определять по истечении расчетного времени полета от радиомаяка РСБН и по достижении заданной дальности при расчетном азимуте.

Перед началом разворота на посадочный курс стрелку ЗК установить на деление подвижной шкалы ПНП, соответствующее истинному курсу посадки, и на ЩУ СН включить выключатель ПОСАДКА.

Разворот на посадочный курс выполнять в обычном порядке. После входа в зону действия КРМ и включения режима «Посадка» выход на посадочный курс контролировать по вертикальной планке положения ПНП.

Дальнейшие действия летчика после выхода на посадочный курс такие же, как и при заходе на посадку на незапрограммированный аэродром при исправных ИК-ВК, АРК и радиосвязи. Отличие будет в том, что совмещенные стрелки КУР и ЗК будут находиться не против треугольного индекса ПНП, а отклонены от него на величину ошибки в показаниях шкалы текущего курса, значение которой приблизительно можно определить еще при выходе на радиомаяк РСБН. Кроме того, при удержании курсовой планки положения в пределах кружка стрелка КУР по мере приближения к ВПП за счет бокового выноса радиомаяка будет отклоняться несколько в сторону, что летчику необходимо учитывать до перехода на визуальный полет.

4.10. ОСОБЕННОСТИ ПОДГОТОВКИ СН И ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ С АЭРОДРОМА, ЗАПРОГРАММИРОВАННОГО КАК АЭР. 2 ИЛИ АЭР. 3

На самолетах МиГ-29 возможен вылет с аэродрома, запрограммированного как АЭР. 2 или АЭР. 3, без перепрограммирования маршрута полета и аэродромов, но только при ускоренной подготовке СН. Такой вариант выполнения полета может применяться только в отдельных исключительных случаях при отсутствии времени на перепрограммирование маршрута полета и аэродромов.

При подготовке к вылету с аэродрома, запрограммированного как АЭР.2 или АЭР.3, определить данные для проверки правильности программирования маршрута полета и аэродромов (истинные курсы и дальности от КТА аэродрома взлета до запрограммированных ППМ и аэродромов) и рассчитать значение условного магнитного склонения аэродрома вылета по формуле

$$\Delta M_y = \Delta M - \Delta,$$

где ΔM — магнитное склонение места вылета;

Δ — угол сходимости меридианов между первым аэродромом и аэродромом вылета. Этот угол рассчитывается по формулам, указанным в подразд. 4.7.

Перед выполнением полета после посадки в кабину необходимо:

- на ЗМС установить значение ΔM_y ;
- через 30...40 с после включения выключателей НАВИГАЦИЯ, КВ ОСН. и КВ ЗАП. одновременно нажать и удерживать в течение 10...15 с кнопку СОГЛАС. М.КУРСА и кнопку-лампу ВК/ОБНУЛ.;
- установить переключатель РАБОТА — ПОДГОТОВКА в положение РАБОТА;
- на ЗМС установить значение $\Delta M = 0$;
- после высвечивания табло УСКОР. ГОТОВ. проверить установку переключателя ППМ — АЭР. в положение АЭР. и при горящей кнопке-лампе АЭР.1 проконтролировать высвечивание табло $D < 40$ км и отработку дальности ($0 \pm 2,5$) км на счетчике дальности ПНП;
- нажать кнопку-лампу ВК/ОБНУЛ. и, удерживая ее нажатой, на 1...2 с нажать кнопку-лампу, соответствующую аэродрому вылета (АЭР.2 или АЭР.3);
- после отпускания кнопок-ламп проконтролировать высвечивание табло $D < 40$ км, отработку дальности ($0 \pm 2,5$) км на счетчике дальности ПНП и стояночного курса с точностью $\pm 2,5^\circ$;
- проверить правильность отработки заданных значений курса и дальности до остальных запрограммированных аэродромов и ППМ.

Дальнейшие действия летчика аналогичны действиям при выполнении маршрутного полета с использованием СН. Счисление пути будет вестись от КТА аэродрома взлета.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	2
Глава I. Пилотирование самолета днем	3
1.1. Подготовка к полету	3
1.1.1. Действия летчика после посадки в кабину	3
1.1.2. Запуск двигателей и проверка систем самолета	5
1.2. Полеты по кругу	9
1.2.1. Руление	9
1.2.2. Подготовка к взлету	10
1.2.3. Взлет	12
Взлет с боковым ветром	13
1.2.4. Построение маршрута	14
1.2.5. Снижение и расчет на посадку	16
1.2.6. Посадка	18
Посадка при боковом ветре	19
1.2.7. Уход на второй круг (повторный заход)	20
1.2.8. Взлет с «конвейера»	21
1.3. Полеты на пилотаж	21
1.3.1. Характеристика пилотажных свойств самолета	21
1.3.2. Рекомендации по выполнению пилотажа	24
1.3.3. Техника выполнения фигур простого и сложного пилотажа	28
Виращ	28
Пикирование	32
Горка	35
Спираль	40
Переворот	42
Петля Нестерова	47
Полупетля	52
Полупереворот	54
Косая петля	57
Боевой разворот	59
Бочка	63
1.3.4. Сложный пилотаж по границам областей выполнимости фигур	65
Пилотирование на больших углах атаки	69
Пилотирование при больших значениях перегрузки	72
1.3.5. Эксплуатация защитного снаряжения и рекомендации по подготовке летчика к выполнению полетов с большими перегрузками	74
1.4. Полеты на сверхзвуковых скоростях и практический потолок	77
1.4.1. Особенности разгона самолета и пилотирования на сверхзвуковых скоростях	77