

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

"ВВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ"  
Заместитель  
Главнокомандующего ВВС  
по боевой подготовке  
генерал-лейтенант авиации  
П. КИРСАНОВ  
27 сентября 1973 г.

ИНСТРУКЦИЯ  
ЛЕТЧИКАМ  
САМОЛЕТА МиГ-21УМ  
(МиГ-21УС)

Ордена Трудового Красного Знамени  
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР  
МОСКВА-1973

С выходом настоящей Инструкции утрачивают силу и подлежат уничтожению на местах установленным порядком Инструкция летчикам самолета МиГ-21УС (дополнение к Инструкции летчикам самолета МиГ-21У), Воениздат, 1967 г., и все дополнения и изменения к ней а также все дополнения и изменения к Инструкции летчикам самолета МиГ-21У, касающиеся самолета МиГ-21УС, утвержденные к изданию командиром войсковой части 15650 до 1 января 1973 г.

Дополнения и изменения № 1 к Инструкции летчикам самолета МиГ-21УС (изд. МО СССР 1970 г.) считать утратившими силу. Дополнение не уничтожать, текст на стр. 4-16 использовать в качестве справочного материала.

*В настоящей Инструкции изложены основные указания летчикам по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-21УМ (МиГ-21УС), подлежащие обязательному выполнению. При этом предполагается, что во всех других не предусмотренных данной Инструкцией усложненных ситуациях летчики в зависимости от сложившейся обстановки действуют в соответствии с решениями, принимаемыми командиром экипажа.*

*Чтобы грамотно и уверенно эксплуатировать самолет, полностью реализовать его боевые качества, летчики должны глубоко и всесторонне знать конструкцию самолета и его агрегатов, используя для изучения технические описания и другие материалы.*

*Использование при подготовке к полету графиков и номограмм, помещенных в Инструкцию, позволит при грамотной эксплуатации самолета полностью реализовать его высокие летные и боевые возможности.*

*В настоящей Инструкции везде, где нет оговорок, приведены значения приборной скорости по широкой стрелке КУС-2500К, приборной высоты по ВД-28К и приборного числа М полета по М-2,5К.*

«УТВЕРЖДАЮ»  
Командир войсковой  
части 15650  
генерал-полковник  
авиации  
И. ГАЙДАЕНКО

14 сентября 1973 г.

Учебно-боевой самолет-истребитель МиГ-21УМ является модификацией самолета МиГ-21У. Он отличается от самолета МиГ-21У тем, что на нем установлены:

- прицел АСП-ПФД или АСП-ПФМ-Б вместо прицела АСП-5НД;
- автопилот АП-155 с блоком БОВ-21 вместо автопилота КАП-2;
- пульт имитации отказа автопилота ПИО-155;
- прибор ДА-200И в передней кабине (с обеспечением имитации отказа вариометра) и прибор ДА-200 в задней вместо приборов ВАР-300К и ЭУП-53 соответственно;
- РУД новой конструкции, позволяющий летчику-инструктору своевременно вмешиваться в управление двигателем при неправильных действиях летчика;
- система сдува пограничного слоя с закрылков (СПС);
- двигатель Р11Ф2С-300 с отбором воздуха для системы СПС;
- верхняя парашютно-тормозная система с парашютом увеличенной площади;
- перископ на откидной части фонаря задней кабины для улучшения обзора в целях облегчения руления взлета и посадки из задней кабины;
- катапультные кресла КМ-1УМ и КМ-1ИМ, централизованная система сброса откидных частей фонаря, система блокировки и очередности катапультирования экипажа (катапультирование через фонарь системами не предусмотрено);
- централизованная система сигнализации опасных режимов (СОРЦ);
- самолетное переговорное устройство СПУ-9 вместо СПУ-7;
- световая сигнализация СОПЛО ОТКРЫТО;
- световая сигнализация о падении давления масла (лампа МАСЛО);
- радиовысотомер малых высот РВ-УМ;
- система заливающего красного и белого света;
- комплект кислородного оборудования ККО-5;
- система взлетных (стартовых) пороховых ускорителей СПРД-99.

Полетный вес самолета МиГ-21УМ увеличен по сравнению с весом самолета МиГ-21У примерно на 420 кг за счет конструктивных изменений и увеличения общего запаса топлива на 100 л.

На вооружении также находится учебно-боевой самолет-истребитель МиГ-21УС, на котором в отличие от самолета МиГ-21УМ установлены:

- прицел АСП-5НД;
- автопилот КАП-2 с пультом имитации отказов;
- приборы ВАР-300УК, ЭУП-53К в передней кабине и ВАР-300МК, ЭУП-53К в задней вместо прибора ДА-200И в передней и ДА-200 в задней кабине. На самолете МиГ-21УС не установлена система СОРЦ-1.

Настоящая Инструкция написана применительно к самолету МиГ-21УМ, в ней также отражены особенности (там, где они имеются) эксплуатации, пилотирования и боевого применения самолета МиГ-21УС.

Везде по тексту Инструкции названия АЭС, переключателей, рычагов, рукояток, ламп, сигналов и надписей в кабинах, если нет никаких оговорок, относятся одновременно к самолетам МиГ-21УМ и МиГ-21УС. Там, где имеются отличия, названия для самолета МиГ-21УС приведены в скобках.

Общий вид самолета МиГ-21УМ показан на рис. 1-3.



Рис. 1. Самолет МиГ-21УМ (вид спереди)



Рис. 2. Самолет МиГ-21УМ (вид под ракурсом 2/4)



Рис. 3. Самолет МиГ-21УМ (вид сбоку)

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ  
ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

РАЗДЕЛ I

**ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И УКАЗАНИЯ**

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Максимально допустимые приборные скорости, числа М полета и перегрузки самолета приведены в табл. 1, другие ограничения — в табл. 2. Эксплуатационные ограничения самолета с различными вариантами подвесок по скорости, числу М и высоте полета показаны на рис. 4.

Таблица 1

Параметр	Без ракет, с двумя ракетами Р-3С	С пулеметной gondolой	С двумя блоками УБ-16-57УМ	С подвесными топливными баками	С двумя С-24 или двумя авиабомбами калибра не более 250 кг
Скорость, км/ч	1100 на H ≤ 5000 м 1200 на H > 5000 м		На всех высотах 1000		
Число М	2,05	1,9	1,8	1,6	1,3
Перегрузка n <sub>y</sub>	7,0 при G <sub>1</sub> ≤ 1200 л 6,0 при G <sub>1</sub> > 1200 л		При лобом остатке топлива 6,0		

Примечание. При полете с различными видами подвесок ограничения самолета по скорости, числу М и перегрузке устанавливаются по подвеске, имеющей более жесткие ограничения.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Временно при температуре наружного воздуха у земли более + 30° С продолжительность полета с неуправляемыми ракетами типа С-5 на приборных скоростях более 900 км/ч не должна превышать 5 мин (по кинетическому нагреву ракет).

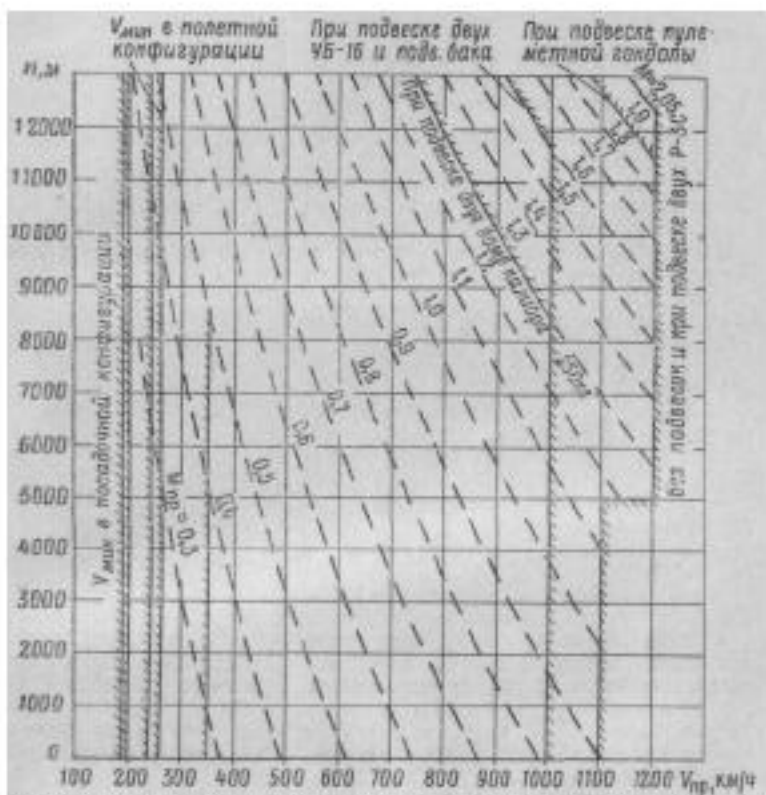


Рис. 4. Эксплуатационные ограничения самолета по скорости, числу М и высоте полета

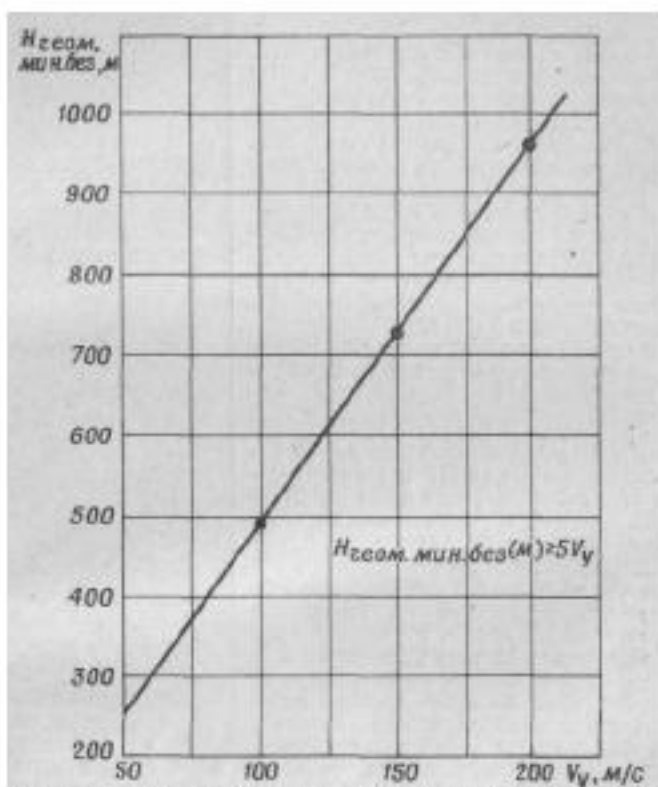


Рис. 5. Зависимость минимально безопасной геометрической высоты катапультирования от вертикальной скорости снижения

Ограничение	Причина, по которой введено ограничение
<b>По весу на взлете и посадке, прочности шасси, устойчивости и управляемости</b>	
1. Максимальный взлетный вес самолета — 9500 кг	По прочности шасси
2. Путевая скорость отрыва при взлете в наиболее загруженном варианте не должна превышать 360 км/ч	По прочности протектора шина 800X200, мод. 41
3. Минимальные скорости полета самолета при работе двигателя на режиме малого газа: а) с двумя УБ-16-57УМ и пулеметной gondolой: — в полетной конфигурации — 260 км/ч; — во взлетной и посадочной конфигурациях — 205 км/ч; б) с двумя Р-ЗС и пулеметной gondolой: — в полетной конфигурации — 240—250 км/ч; — во взлетной конфигурации — 200 км/ч; — в посадочной конфигурации — 190—200 км/ч	По началу сваливания
4. Маневрирование при энергичном изменении крена выполнять с угловой скоростью более 90 град/с <b>запрещается</b>	Для предотвращения попадания в режим инерционного вращения
5. Максимально допустимая скорость уборки шасси — 600 км/ч, выпуска и полета с выпущенными шасси и закрылками — 700 км/ч	По возможности уборки, а также прочности закрылков и створок шасси
6. При уходе на второй круг с работающей системой СПС не превышать скорость 380 км/ч	По посадке самолета на 25—30 м из-за автоматического отключения системы СПС
7. Посадка перегруженного самолета с весом не более 7700 кг разрешается в следующих исключительных случаях: — сразу после взлета с обязательным сбросом подвешенного бака и всех видов подвесок; — с авиабомбами ФАБ-100, или ракетами Р-ЗС, или блоками УБ-16-57УМ, или подвесной пулеметной gondolой при остатке топлива не более 1600 л; — с ракетами С-24 или авиабомбами ФАБ-250 при остатке топлива не более 1200 л.	По прочности шасси
Посадку с весом более 6800 кг производить с обязательным применением си-	



стемы СПС и тормозного парашюта.  
 Примечания: 1. После посадки самолета с весом более 6800 кг произвести осмотр шасси с последующей проверкой его уборки и выпуска.  
 2. Количество посадок с весом, превышающим 6800 кг, не должно быть более 3% общего числа посадок

8. Максимально допустимая скорость при выпуске тормозного парашюта — 320 км/ч

По прочности крепления парашюта

9. Путевая скорость начала торможения самолета без использования тормозного парашюта на пробеге не должна превышать 330 км/ч

По энергоемкости тормозных колес КТ-92А

#### По силовой установке

##### На земле

10. Максимальная температура газов за турбиной:  
 — при запуске — не более 710° С;  
 — на малом газе — не более 420° С;  
 — на максимальном и форсажных режимах — не более 740° С

Из условия обеспечения прочности турбины и устойчивости работы двигателя

11. Максимальные обороты ротора низкого давления (РНД) — не более 101%

По прочности компрессора и турбины

12. Минимально допустимое давление масла:  
 — на режиме малого газа — не менее 1 кг/см<sup>2</sup>;  
 — на оборотах РНД 88—90% и выше — 3,5 — 4,5 кг/см<sup>2</sup> (сигнальная лампа МАСЛО не должна гореть)

Из условия обеспечения достаточного отвода тепла и достаточной смазки узлов и деталей трансмиссии двигателя

##### В полете

13. Максимальные обороты РНД — не более 101,5%

По прочности компрессора и турбины

14. Максимальные обороты ротора высокого давления (РВД) — не более 104%

То же

15. Максимально допустимая температура газов за турбиной на форсажных режимах при числе  $M > 1,6$  — не более 750° С, в остальных случаях на форсажных и максимальных режимах — не более 740° С

По прочности турбины

16. Минимально допустимое давление

Из условия обеспече-

масла на оборотах РНД 88 — 90% и выше — не менее  $3,5 \text{ кг/см}^2$  (сигнальная лампа МАСЛЮ не должна гореть). На всех высотах при отрицательных перегрузках допускается только кратковременное (не более 17 с) падение давления масла до нуля (загорается сигнальная лампа МАСЛЮ)

17. Работа двигателя на форсажных режимах допускается при остатке топлива в баках не менее 400 — 500 л

18. При пилотаже не допускать отрицательных перегрузок продолжительностью более 15 с на режимах работы двигателя не выше максимального и более 5,0 с — на форсажных режимах

Повторное создание отрицательной перегрузки допускать не ранее чем через 30 с полета с положительной перегрузкой

Перегрузку, близкую к нулю ( $\pm 0,2$ ), допускать не более чем на 1—2 с

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Полет с отрицательной перегрузкой разрешается выполнять при наличии в баках не менее 500 л топлива

19. Эксплуатация двигателя до высоты 15000 м допускается на всех установившихся и переходных режимах при скорости полета не менее 400 км/ч со следующими ограничениями:

— выключение форсажа после взлета разрешается при скорости не менее 600 км/ч;

— включение форсажа к полету разрешается на скорости не менее 500 км/ч;

— дроселирование двигателя ниже максимального режима разрешается на числах  $M$  не более 1,5;

— на высотах 13000—16000 м нормальные и встречные приемистости от малого газа до максимального режима, а также дроселирование двигателя допускаются на скорости не менее 450 км/ч

**Примечание.** При взлете, заходе на посадку, посадке и уходе на второй круг эксплуатация двигателя на всех установившихся и переходных режимах допускается без ограничений по скорости.

ния достаточного отвода тепла и достаточной смазки узлов и деталей трансмиссии двигателя

Из условия обеспечения бесперебойного питания двигателя топливом

По запасу топлива в баке-отсеке отрицательных перегрузок

Из условия пополнения топливом бака-отсека отрицательных перегрузок

Из условия обеспечения бесперебойного питания двигателя топливом

Из условия обеспечения бесперебойного питания двигателя топливом

Из условий безопасности полета

Из условия обеспечения надежного включения форсажа

Из условия обеспечения устойчивой работы силовой установки

То же

<p>20. На высотах более 15000 м разрешается использовать:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>— максимальный режим при скорости не менее 400 км/ч;</li> <li>— включение форсажа при скорости не менее 550 км/ч;</li> <li>— установившиеся форсажные режимы, приемистость, дросселирование в диапазоне регулируемого форсажа и включение форсажа при скорости не менее 500 км/ч</li> </ul> <p>Примечание. На высотах более 17000 м разрешается эксплуатация двигателя только на максимальном и полном форсажном режимах, а также выключение форсажа</p>	<p>Из условия обеспечения устойчивой работы силовой установки</p> <p>Из условия обеспечения надежного включения форсажа</p> <p>Из условия обеспечения устойчивой работы силовой установки</p> <p>То же</p>
---	--

**По средствам спасения и жизнеобеспечения**

<p>21. Безопасное аварийное покидание самолета летчиками обеспечивается:</p> <p>а) на разбеге, пробеге и в горизонтальном полете без ограничений по высоте над рельефом местности при скоростях от 130 до 500 км/ч</p> <p>б) в горизонтальном полете на высотах от 30 до 1000 м над рельефом местности при скорости до 1150 км/ч, а на высотах более 1000 м — до скорости 1200 км/ч</p> <p>в) на планировании на скорости 360—400 км/ч при вертикальной скорости снижения 10—25 м/с на высотах не менее 200 м над рельефом местности</p> <p>г) на режимах снижения самолета на высоте, равной по величине вертикальной скорости снижения самолета, умноженной на пять</p> <p>Примечание. Последовательность срабатывания средств аварийного покидания сохраняется при приведении их в действие любым членом экипажа независимо от количества и размещения членов экипажа в кабинках самолета.</p> <p>Минимально безопасная геометрическая высота катапультирования с момента приведения в действие катапультиной установки (без учета времени на принятие решения и подготовку к катапультированию) определяется по графику (рис. 5);</p>	<p>По времени, необходимому для срабатывания системы</p> <p>По времени, необходимому для срабатывания, и прочности систем</p> <p>По времени, необходимому для срабатывания системы</p> <p>То же</p>
---	---

д) в зависимости от типа применяемого спецснаряжения:  
— в ГШ и ВКК — до максимально допустимых скоростей катапультирования;  
— в ЗШ с опущенным светофильтром и кислородной маской КМ-32 — до скорости 900 км/ч;  
— в ЗШ с поднятым светофильтром и снятой кислородной маской или в ГШ с открытым щитком — до скорости 700 км/ч

22. Автономный сброс фонарей разрешается производить на скорости 400—600 км/ч в режиме прямолинейного полета на высотах менее 5000 м

23. Полет со сброшенным фонарем разрешается производить:  
— до скорости 900 км/ч при полете в ЗШ с опущенным светофильтром и в кислородной маске КМ-32;  
— во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и высот полета в ГШ и ВКК.

Примечания: 1. На скорости более 500 км/ч при полете в ЗШ без фонарей связь по СПУ неудовлетворительная, а на скорости более 600 км/ч внешняя радиосвязь и связь по СПУ практически нарушаются.

2. В задней кабине на скорости более 650 км/ч воздушный поток отклоняет голову летчика от заголовника кресла вперед вниз, и появляется ощущение отсоса летчика из кабины

24. Все полеты независимо от высоты выполнять с использованием кислородного оборудования в ЗШ с кислородной маской или в ГШ при наличии парашютного кислородного прибора КП-27М

25. В зависимости от задания применять следующее высотное снаряжение:

— при всех полетах независимо от скорости на высотах менее 11 000 м — ЗШ с кислородной маской, а при выполнении полетов на широтах, групповую слетанность и боевое применение, кроме того, ППК;

По воздействию воздушного потока

По безопасному пролету фонарей над килем

По воздействию воздушного потока

Для обеспечения летчиков кислородом в полете и защиты от ОВ, БРВ, дыма в кабине, частиц димольных отражателей и для безопасного катапультирования

Для обеспечения летчиков кислородом в полете, уменьшения воздействия перегрузок на организм летчиков и для безопасного катапультирования

— при всех полетах независимо от скорости на высотах от 11000 до 14000 м — ЗШ с кислородной маской и ВКК.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Перед аварийным покиданием самолета в полете принять все меры (уборка РУД, выпуск тормозных щитков) к тому, чтобы к моменту катапультирования скорость полета не превышала значений, указанных в п. 21 настоящих ограничений;

— при всех полетах на высотах более 14000 м, а также на выполнение задания при условии возможного применения оружия массового поражения (ОМП) и дипольных отражателей — ГШ с ВКК

Для компенсации избыточного давления кислорода в легких летчика в случае разгерметизации кабины, для безопасного катапультирования и защиты от ОМП и дипольных отражателей

26. Открытие смотрового щитка ГШ или снятие кислородной маски в полете разрешается после выполнения задания на высоте не более 4000 м и скорости не более 700 км/ч

Для обеспечения кислородом летчиков в полете и безопасного катапультирования

**По работоспособности самолетных систем**

27. Полет с автопилотом АП-155, включенным в режим «Приведение» для стабилизации курса и высоты полета, разрешается при постоянной скорости на высотах не менее 100 м над рельефом местности

По условиям точности стабилизации высоты полета

28. Включение автопилота АП-155 в режим «Приведение» в учебных целях при углах тангажа более  $+50^\circ$  на высотах менее 13000 м или углах тангажа более  $+20^\circ$  на высотах более 13000 м **запрещается**

По условиям устойчивой работы двигателя при отрицательных перегрузках

## ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ РЕЖИМЫ

1. Эволютивная скорость самолета на всех высотах — 400 км/ч.  
 2. Нормальный взлетный вес самолета при полетах с бетонированных, грунтовых и заснеженных ВПП — 7900 кг (вес самолета более 7900 кг считается перегрузочным).

3. При полетах с бетонированной ВПП максимальный взлетный вес самолета, установленный из условия прочности шасси, не должен превышать 9500 кг, а с металлических, грунтовых и заснеженных ВПП — 8500 кг.

Примечание. Количество взлетов с максимальным взлетным весом с металлических, грунтовых и заснеженных ВПП не должно превышать 20% общего количества взлетов с этих ВПП.

4. Зависимости взлетной и посадочной скорости, длины разбега и пробега от веса самолета, режимов работы двигателя на взлете, вариантов использования средств механизации крыла и средств торможения на посадке, а также от атмосферных условий показаны на графиках и номограммах (рис. 6—8).

5. Взлетные веса самолета со всеми вариантами подвесок распределены по группам и приведены в табл. 3. Разрешается выполнить взлет с вариантами подвесок, указанными в группе 1 табл. 3, — со всех видов ВПП, а с вариантами подвесок, указанными в группе 2, — только с бетонированных ВПП.

6. Нормальный вес самолета при посадке на бетонированные, грунтовые (с прочностью грунта  $\sigma >= 7,0 \text{ кг/см}^2$ ) и заснеженные ВПП — 6800 кг. Посадку с таким весом выполнять с обязательным применением системы СПС. Нормальный посадочный вес самолет будет иметь:

— без подвесок под крылом и фюзеляжем — при остатке топлива не более 1400 л;

— с авиабомбами ФАБ-100, или ракетами Р-3С, или блоками УБ-16-57УМ, или подвесной пулеметной gondolой — при остатке топлива не более 1100 л;

— с неуправляемыми ракетами С-24 или авиабомбами ФАБ-250 — при остатке топлива не более 700 л.

Примечание. Нормальный посадочный вес самолета без применения системы СПС с обязательным применением тормозного парашюта — 6500 кг.

Таблица 3

Вариант подвесок	Вес самолета перед запуском двигателя, кг
Группа 1	
2 X Р-3С	7920
2 X ФАБ-100	7910
2 X УБ-16-57УМ	7890
2 X С-24	8250
2 X ФАБ-250	8210
2 X Р-3С и пулеметная gondola (ПГ)	7980
2 X ФАБ-100 и ПГ	7970
2 X УБ-16-57УМ и ПГ	7950
2 X С-24 и ПГ	8310
2 X ФАБ-250 и ПГ	8270
2 X Р-3С и 490-л подвесной бак (ПБ)	8370
2 X ФАБ-100 и 490-л ПБ	8360
2 X УБ-16-57УМ и 490-л ПБ	8340
Группа 2	
2 X С-24 и 490-л ПБ	8700
2 X ФАБ-250 и 490-л ПБ	8660

### КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Самолет с приведенными в табл. 1 вариантами подвесок обладает удовлетворительными характеристиками, устойчивости и управляемости.

На рис. 4 показан эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета с различными вариантами подвесок.

Предупредительная тряска в горизонтальном прямолинейном полете начинается со скоростей 360 — 380 км/ч (в зависимости от веса, центровки, типа подвесок и конфигурации самолета). Тряска незначительная, интенсивность ее уменьшается по мере приближения к скорости начала сваливания. На скорости 290 — 300 км/ч появляется покачивание с крыла на крыло, которое можно парировать отклонением элеронов.

При уменьшении скорости менее 280 км/ч эффективность элеронов существенно уменьшается. При подходе к минимальной скорости самолет практически не реагирует на их отклонение. При этом эффективность руля направления уменьшается незначительно.

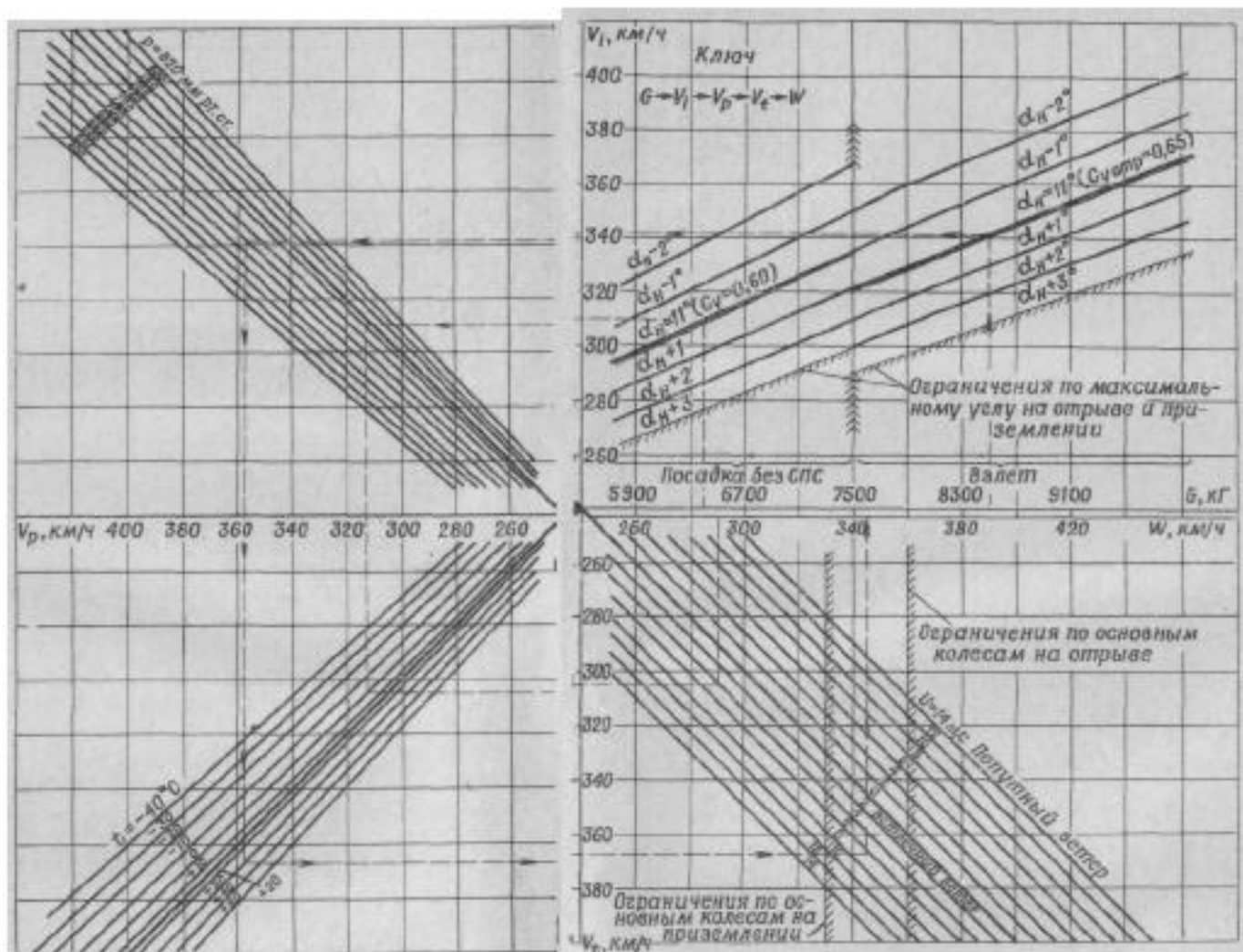


Рис. 6. Номограмма для определения скорости отрыва (приземления) в зависимости от веса самолета, угла атаки, атмосферного давления, температуры наружного воздуха и ветра.

Примечание. При посадке с включенной системой СПС скорость уменьшается на 20—25 км/ч

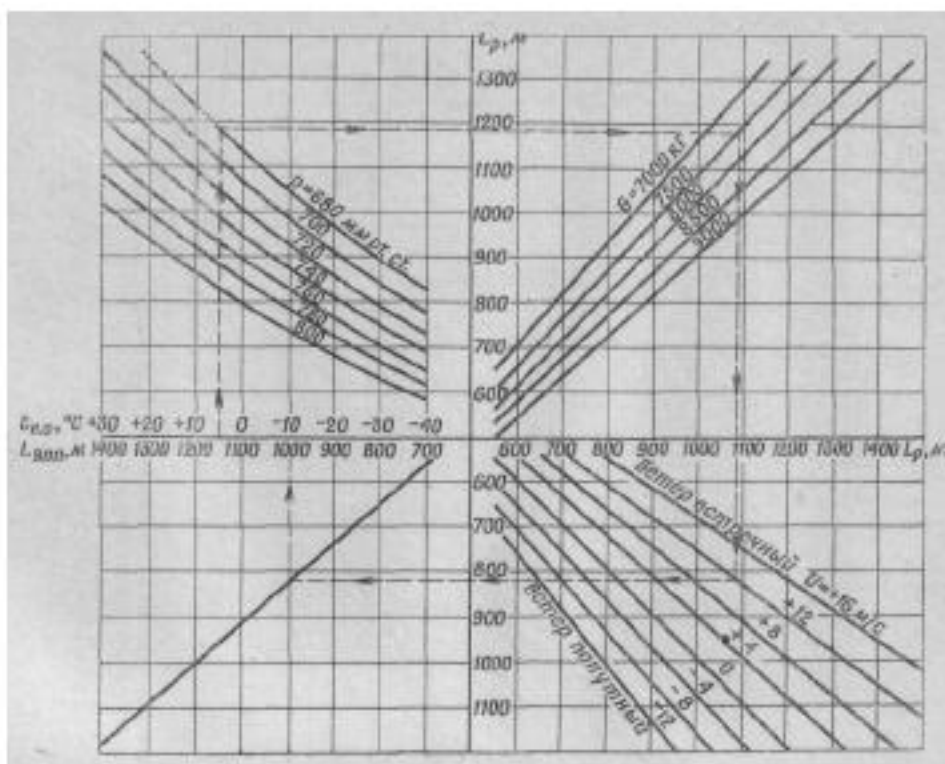


Рис. 7. Номограмма для определения длины разбега и потребной длины ВПП в фактических атмосферных условиях.  
Примечание. На рис. 7 и 8  $U$  — составляющая ветра, направленная вдоль ВПП

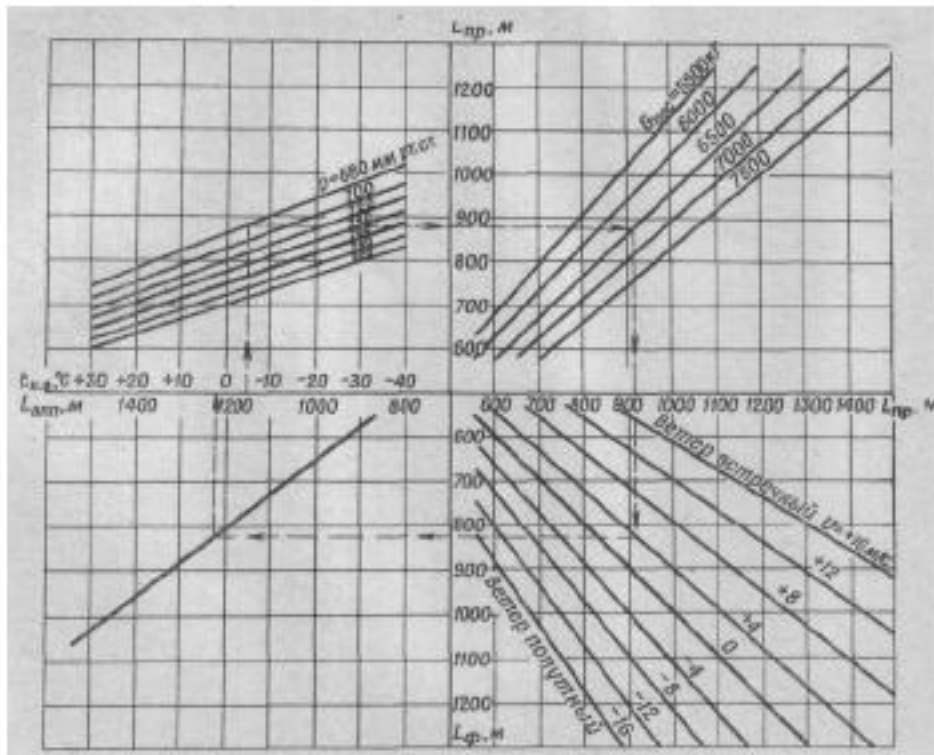


Рис. 8. Номограмма для определения длины пробега и потребной длины ВПП в фактических атмосферных условиях с включенной системой СПС и с тормозным парашютом.

- Примечания: 1. При посадке без выпуска тормозного парашюта длина пробега увеличивается на 30—40%.  
2. При посадке без включения системы СПС длина пробега увеличивается на 20%

При подвеске двух авиабомб калибра 250 кг как с подвесным баком, так и без него самолет не имеет предупредительной тряски. На скорости 290—300 км/ч он начинает покачиваться с крыла на крыло с незначительными колебаниями по тангажу и при скорости 280 км/ч входит в режим парашютирования.

Скорость начала сваливания в горизонтальном прямолинейном полете с различными вариантами подвесок в полетной и посадочной конфигурациях равна 190—260 км/ч. Самолет при не полностью взятой на себя ручке управления сваливается на крыло с одновременным плавным опусканием носа.

Во взлетной конфигурации в наборе высоты при работе двигателя на режиме «Максимум» и не полностью взятой на себя ручке управления самолет на крыло не сваливается, а при достижении скорости 190—260 км/ч плавно опускает нос и переходит на снижение с набором скорости.

При достижении минимальной скорости самолет, как правило, кренится ( $\gamma - 30^\circ$ ) вначале влево с опусканием носа, разгоняется до скорости  $V = 280$  км/ч и поднимает нос, а затем кренится вправо ( $\gamma - 30^\circ$ ) с опусканием носа, т. е. происходит движение типа «падающего листа». Энергичного сваливания самолета на крыло не происходит. При отклонении ручки управления от себя до нейтрального положения самолет прекращает колебания, фиксирует угол снижения и разгоняется.

При торможении виражом на дозвуковых скоростях, особенно при числах  $M$  менее 0,5, до углов атаки начала сваливания предупредительной тряски практически нет, признаком начала сваливания является покачивание с крыла на крыло и «оживление носом». В этом случае при торможении с перегрузкой порядка 1,5—2,0 ед. поведение самолета на режиме сваливания аналогично описанному выше.

На больших высотах при торможении виражом от максимального числа  $M$  до  $M$  начала сваливания с полностью взятой на себя ручкой управления самолет сваливается на числах  $M = 0,7-0,75$ . Предупреждающие признаки и характер поведения самолета на сваливании аналогичны описанному для торможения виражом на дозвуковых скоростях полета.

Наличие предварительного скольжения на 1—2 диаметра шарика по указателю скольжения в процессе торможения до сваливания, а также энергичное отклонение ручки управления на себя при скорости порядка 280 км/ч в режиме прямолинейного горизонтального полета практически не меняет характера поведения самолета при сваливании.

Если при торможении самолета с перегрузкой более 1,5—2,0 ед. в момент начала покачивания с крыла на крыло отклонить руль направления, самолет с энергичным вращением вокруг продольной оси войдет в штопор.

В посадочной и взлетной конфигурациях в диапазоне скоростей 280—380 км/ч самолет имеет слабо выраженную неустойчивость по скорости. В процессе уменьшения скорости ручка управления отклоняется от себя за нейтральное положение, однако запас хода ручки на пикирование остается достаточным.

В процессе выполнения торможения виражом с полностью отклоненной ручкой управления на себя с числа  $M_{max}$  до  $M = 0,9$  на высотах 13000—15000 м в диапазоне чисел  $M = 1,15-1,2$  возникает незначительная тряска.

Чтобы избежать выхода самолета на  $c_y$ , близкие к  $c_{y сваливания}$ , необходимо с появлением тряски уменьшить отклонение ручки управления на себя. Зависимость  $c_y$  от числа  $M_0$  полета показана на рис. 9.



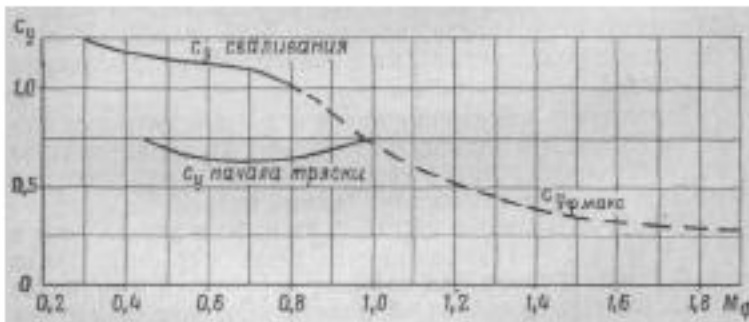


Рис. 9. Зависимость  $c_y$  от числа  $M_{\Phi}$  полета (для самолета без подвесок или с двумя Р-ЗС и ПГ)

На числах  $M = 1,4$  и более ( $V_{\text{гор}} = 800$  км/ч и более) усилия на педалях при отклонении руля направления значительны, что затрудняет устранение скольжения самолета.

Вследствие повышенной эффективности элеронов самолет очень чувствителен к поперечному отклонению ручки, поэтому при полете в сложных метеоусловиях, особенно на малых высотах и околозвуковых скоростях полета, требуется повышенное внимание летчика при пилотировании самолета.

Энергичные переключения элеронов на числе  $M = 1,7$  и более сопровождаются значительным скольжением, что требует повышенного внимания летчика при выполнении эволюций на указанных числах  $M$ .

При включенном автопилоте, работающем в режиме «Стабилизация», пилотирование самолета в поперечном отношении упрощается вследствие увеличения расходов ручки, потребных для создания крена.

Без подвесок и с ракетами Р-ЗС самолет обладает повышенной реакцией по крену на отклонение руля направления, особенно при выходе на большие углы атаки. При полете с подвесным топливным баком реакция по крену на отклонение руля направления возрастает. В этом случае при даче ноги и нейтральных элеронах самолет начинает энергично вращаться вокруг продольной оси. Вращение сопровождается уменьшением скорости и увеличением перегрузки. При возникновении указанного вращения летчик должен установить и зафиксировать педали в нейтральном положении.

При включенном автопилоте, работающем в режиме «Стабилизация», после энергичного отклонения руля направления самолет входит в крен и начинает скользить или медленно вращаться.

Выполнение маневров самолета в трансзвуковом диапазоне скоростей полета ( $M = 0,8-1,2$ ) характеризуется резким изменением характеристик устойчивости и управляемости, а также изменением потребных отклонений ручки управления и усилий на ней на единицу перегрузки (рис. 10—12). Такое изменение потребных отклонений ручки и усилий на единицу перегрузки в трансзвуковом диапазоне скоростей полета при выполнении маневра с торможением с фиксированной ручкой управления в момент прохода  $M = 0,9-0,87$  может привести к самопроизвольному увеличению перегрузки («подхват»), воспринимаемому летчиком как неустойчивость по перегрузке.

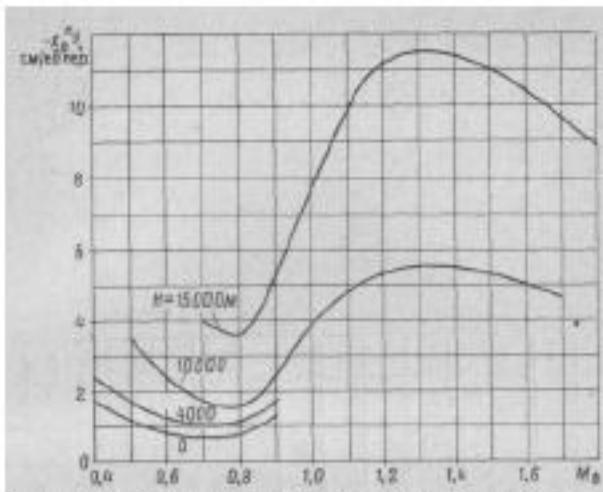


Рис. 10. Зависимость перемещений ручки управления, потребных для создания единичной перегрузки от числа  $M_{\Phi}$  полета ( $G = 7100$  кг;  $X_1 = 33\%$  САХ)

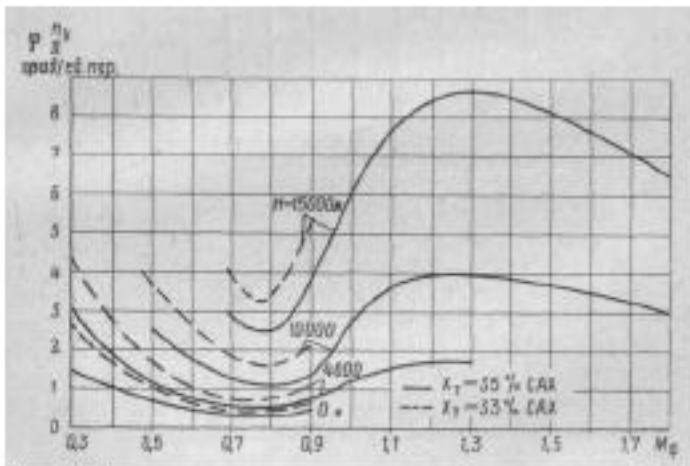


Рис. 11. Зависимость углов отклонения стабилизатора, необходимых для создания единичной перегрузки, от числа  $M_{Ф}$  полета ( $G = 7100 \text{ кг}$ )

Темп самопроизвольного увеличения перегрузки зависит:

- от величины запаса устойчивости по перегрузке и характера ее изменения;
- от темпа торможения самолета в процессе выполнения маневра;
- от величины начальной перегрузки.

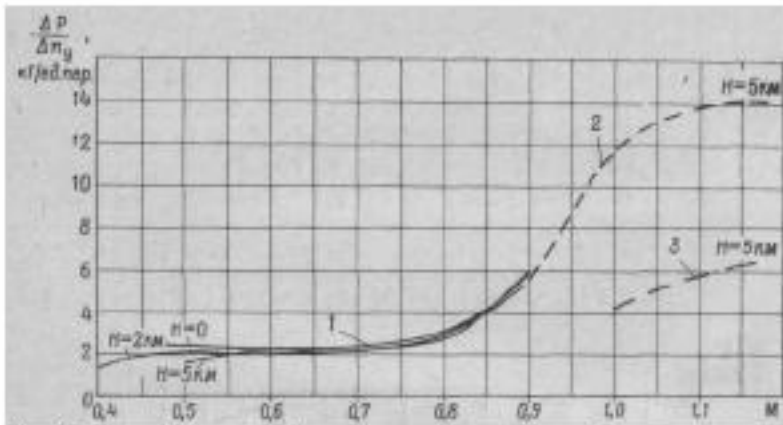


Рис. 12. Зависимость усилий на ручке управления, необходимых для создания единичной перегрузки от числа  $M$  полета ( $G = 7100 \text{ кг}$ ;  $X_T = 33\% \text{ САЗ}$ ): 1 — для  $\Delta n_y > 2$ ; 2 — для  $\Delta n_y = 1$ ; 3 — для  $\Delta n_y > 1$

Самопроизвольное увеличение перегрузки происходит в процессе торможения при  $M_{зр} = 0,9-0,87$  независимо от высоты полета и вида выполняемого маневра. Время, за которое самолет достигает максимальной эксплуатационной перегрузки в процессе «подхвата» при выполнении маневров с рекомендованной перегрузкой ( $n_y = 4,5-5,5$ ) и фиксированной ручке управления, равно:

- 2 с при выполнении горок, петель и полупетель;
- 1,6 с при выполнении переворотов и выводов из пикирования;
- 1,2 с при выполнении торможения виражом (режим работы двигателя — «Малый газ», тормозные щитки выпущены).

В процессе выполнения маневров с торможением при входе самолета в трансзвуковую зону перегрузка несколько уменьшается. Не рекомендуется поддерживать ее величину постоянной увеличением отклонения ручки на себя, так как это приводит к энергичному «подхвату» после прохода трансзвуковой зоны при  $M = 0,87-0,90$ .

Вмешательство летчика в управление для гашения колебаний самолета после импульса или «дачи» стабилизатором, а также энергичное парирование самопроизвольного увеличения перегрузки в трансзвуковой зоне на высотах от 100 до 7000 м к раскачке самолета не приводят.

Диапазон максимальных располагаемых перегрузок показан на рис. 13.

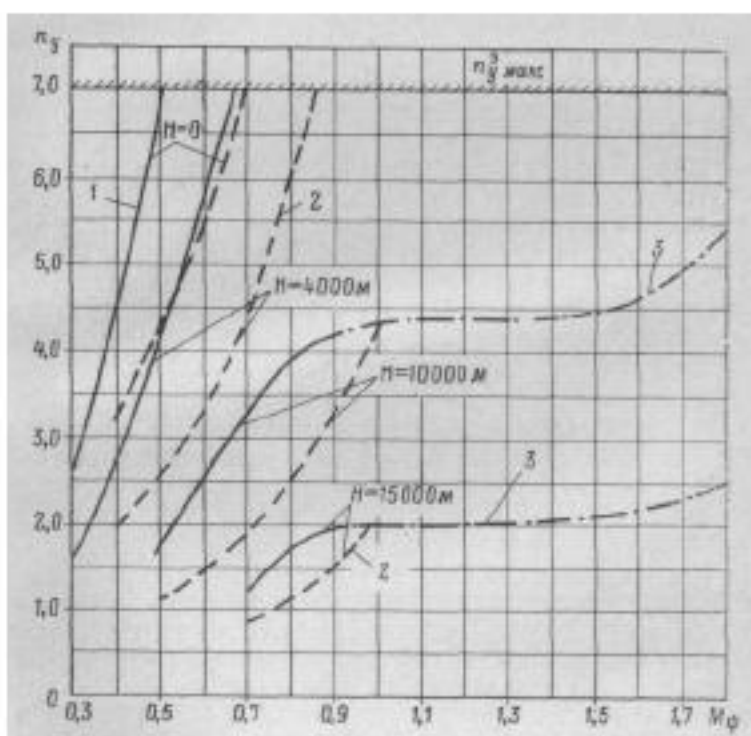


Рис. 13. Зависимость максимальных располагаемых перегрузок от числа  $M_0$  ( $G = 7100 \text{ кг}$ ):

1 —  $n_g$  при  $c_{y \text{ макс}}$ ; 2 —  $n_g$  при  $c_y$  начала тряски; 3 —  $n_g$  при  $\phi_{\text{ макс}}$

Устойчивость и управляемость самолета в продольном и боковом отношении при разгоне и полете на  $V_{\text{гор}} = 1200 \text{ км/ч}$  и  $M = 2,05$  удовлетворительные. Усилия на ручке управления при создании вертикальной перегрузки приемлемы для пилотирования. Эффективность элеронов на предельных приборных скоростях и числах  $M$  достаточная.

В процессе разгона до скорости  $1200 \text{ км/ч}$  и  $M = 2,05$  самолет в продольном отношении устойчив, усилия на ручке управления изменяются незначительно и могут быть сняты механизмом триммерного эффекта.

Переход с дозвуковой скорости на сверхзвуковую происходит без заметного нарушения продольной балансировки.

В путевом отношении самолет устойчив. Усилия на педалях при скорости  $800\text{—}1200 \text{ км/ч}$  и  $M = 1,4\text{--}2,05$  очень велики, поэтому максимально возможные отклонения руля направления на данных режимах не превышают  $4^\circ$ .

При разгоне на скорости  $1000\text{—}1200 \text{ км/ч}$  может наблюдаться кренение самолета, которое необходимо устранять отклонением ручки управления. Выпуск тормозных щитков на предельных приборных скоростях и числах  $M$  полета на устойчивость и управляемость практически влияния не оказывает. При этом самолет незначительно кабрирует, появляется небольшой «гуд», чувствуется энергичное торможение, особенно на малых высотах.

В процессе разгона (торможения) следует контролировать выход (уборку) конуса воздухозаборника на числе  $M = 1,5$  по высвечиванию (погасанию) на табло сигнала КОНУС ВЫПУЩЕН и изменению звука в воздухозаборнике на числе  $M = 1,9$ .

На предельных числах  $M$  полета возможно выполнение маневров с полностью взятой на себя ручкой управления, но при этом происходит торможение самолета.

При выполнении виража с торможением (энергичным взятием ручки управления на себя с темпом  $4\text{--}6 \text{ град/с}$  до полного ее отклонения) на высотах  $11000\text{—}12000 \text{ м}$  и числах  $M > 1,6$  возникает помпаж воздухозаборника с последующим самовыключением двигателя.

На отдельных самолетах при вводе в горку на числах  $M = 2,0\text{--}2,05$  с перегрузкой  $1,5\text{--}2$  на высотах  $13000 \text{ м}$  и более при освобожденных педалях шарик непроизвольно уходит от балансирующего положения и возникают колебания по крену и курсу с периодом около  $3 \text{ с}$ . Эти колебания продолжаются и при дальнейшем наборе высоты на числах  $M = 2,05\text{--}1,85$ . Более ощутимы для летчика колебания по курсу («вождение» шарика при освобожденных педалях достигает  $2,5$  диаметра), колебания по крену незначительны (до  $5^\circ$ ). Колебания сопровождаются самопроизвольным «вождением» педалей.

При возникновении боковых колебаний самолета необходимо нажать педали в нейтральном положении, после чего колебания по курсу уменьшаются. При уменьшении числа  $M$  полета до  $1,85$  колебания самолета прекращаются.

На горке при числе  $M = 1,95$  и последующем наборе высоты до потолка, а также при полете по профилям на перехват в диапазоне чисел  $M = 1,85\text{--}1,95$  боковые колебания не наблюдаются.

В горизонтальном полете и при снижении на скоростях, соответствующих предельному числу  $M = 2,05$ , боковые колебания не возникают даже при наличии скольжения.

При разгоне нормально сбалансированного самолета на малых и средних высотах на скорости более  $650\text{—}850 \text{ км/ч}$  появляются давящие усилия на ручке управления. На скорости  $850\text{—}950 \text{ км/ч}$  усилия становятся близкими к нулевым. При дальнейшем увеличении скорости до  $1100\text{—}1200 \text{ км/ч}$  снова появляются давящие усилия.

Примечание. Самолет при нейтральном положении механизма триммерного эффекта должен балансироваться на высоте  $3000 \text{ м}$  на приборной скорости  $650\text{—}850 \text{ км/ч}$ .

В полете необходимо периодически следить за правильностью работы автоматики АРУ-3В по характеру усилий на ручке и по указателю АРУ-3В, кроме того, периодически контролировать: обороты двигателя, температуру газов за турбиной, давление масла, сигнализацию на табло и остаток топлива.

При выключении форсажа на больших числах  $M$  полета может возникнуть скольжение (отклонение шарика до двух диаметров). Указанное изменение путевой балансировки самолета пилотирования не усложняет.

Из-за наличия «зоны разрыва» в показаниях приборов летчик не имеет возможности контролировать приборную скорость полета в диапазоне чисел  $M = 0,96-1,03$ .

В табл. 4 приведены диапазоны приборных скоростей для различных высот, не контролируемых летчиком из-за наличия «зоны разрыва».

Торможение самолета разрешается производить выпуском тормозных щитков (на всех скоростях и высотах полета), дросселированием двигателя (с учетом ограничений) и созданием перегрузки (с учетом рекомендаций настоящего подраздела).

Таблица 4

Высота полета, м	Диапазоны приборных скоростей полета, не контролируемые летчиком из-за наличия «зоны разрыва» в показаниях приборов (км/ч), для самолета	
	с ПВД-7	с ПВД-18-5М
500	1120—1210	1130—1230
1000	1090—1180	1100—1200
1500	1070—1150	1080—1170
2000	1040—1120	1050—1140
2500	1010—1090	1020—1110
3000	990—1070	1000—1090
4000	930—1010	950—1030
5000	880—960	900—980

#### ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Время непрерывной работы двигателя в полете на всех режимах не ограничивается. В процессе полета, а также при изменении режима работы двигателя, скорости и высоты полета контролировать обороты РНД и РВД, температуру газов за турбиной, давление масла, положение конуса воздухозаборника и створок реактивного сопла по соответствующим указателям, сигнальным лампам и сигналам на табло.

Давление масла в обеих кабинах контролируется по сигнальной лампе МАСЛО и манометру, расположенному на приборной доске только в передней кабине. На самолете МиГ-21УС сигнальной лампы МАСЛО нет.

Сигнальная лампа МАСЛО горит при давлении масла в системе менее  $1,3 \text{ кг/см}^2$ . Загорание сигнальной лампы при давлении более  $1,3 \text{ кг/см}^2$  свидетельствует о наличии стружки в масле.

Положение конуса воздухозаборника зависит от числа  $M$  полета. В полете конус автоматически устанавливается в следующие положения:

- при числах  $M$  от 0 до 1,5 конус убран;
- при числах  $M$  от 1,5 до 1,9 конус частично выдвинут;
- при числах  $M$  более 1,9 конус полностью выдвинут.

Контроль положений конуса осуществляется по высвечиванию на табло сигнала КОНУС ВЫПУЩЕН (при  $M > 1,5$ ) и изменению звука в воздухозаборнике (при  $M > 1,9$ ).

Положение створок реактивного сопла на самолете МиГ-21УМ контролируется по высвечиванию на табло сигнала СОПЛО ОТКРЫТО (на самолете МиГ-21УС такого сигнала нет), а также косвенно по величине температуры газов за турбиной и разности между оборотами РНД и РВД при работе двигателя на бесфорсажных режимах.

Сигнал СОПЛО ОТКРЫТО высвечивается при снижении оборотов РВД менее 65—68% и на форсажных режимах, а гаснет при увеличении оборотов РВД более 65—68% или при выключении форсажа.

При нормальном положении створок реактивного сопла на максимальном и форсажных режимах работы двигателя температура газов за турбиной должна быть более  $450^\circ\text{C}$ , при этом обороты РНД не должны превышать обороты РВД более чем на 8—10%. Для включения форсажных режимов необходимо после выхода двигателя на максимальные обороты установить РУД сначала в положение ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ, затем на требуемый режим форсажа, предварительно убедившись в надежном включении полного форсажа.

Примечание. При необходимости в полете на скорости не менее  $550 \text{ км/ч}$  разрешается включать форсаж установкой РУД на упор ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ с любого исходного режима работы двигателя.

При включении форсажа на табло высвечивается сигнал ФОРСАЖ и происходит прирост тяги двигателя, ощущаемый по толчку. Включение форсажа сопровождается:

- кратковременным (не более 5 с) забросом оборотов РНД, но не более чем до 106,5%;
- провалом оборотов РВД и РНД с последующим их восстановлением;
- кратковременным провалом температуры газов за турбиной на  $20-120^\circ\text{C}$ .

В случае нерозжига или самопроизвольного погасания форсажа температура газов за турбиной падает ниже  $450^\circ\text{C}$ , а разность между оборотами РНД и РВД составляет более 8—10% (обороты РНД превышают обороты РВД).

При нерозжиге или погасании форсажа необходимо установить РУД на упор МАКСИМАЛ. Повторное включение форсажа

производить после восстановления максимальных оборотов двигателя, увеличив при этом скорость полета на 30—50 км/ч.

Выключать форсаж на высотах более 15000 м установкой РУД в положение МАКСИМАЛ.

На высотах от 6000 до 15000 м дросселирование двигателя с форсажных режимов разрешается производить до любого режима с задержкой РУД на упоре МАКСИМАЛ не менее 3 с, а на высотах менее 6000 м задержки РУД на упоре МАКСИМАЛ не требуется.

Выключение форсажа в полете на высотах менее 15000 м допускается во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета (вплоть до эволютивной). При выключении форсажа сигнал ФОРСАЖ на табло гаснет. Процесс выключения форсажа сопровождается кратковременным забросом оборотов РНД и уменьшением оборотов РВД с последующим восстановлением их до заданного режима.

Для устранения неустойчивой работы форсажной камеры, характеризующейся продольной раскачкой (толчками) самолета и колебаниями оборотов двигателя, необходимо:

— при работе двигателя на полном форсаже увеличить скорость полета за счет снижения самолета, оставив РУД на упоре ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ до прекращения раскачки (толчков) самолета и колебаний оборотов двигателя;

— при работе двигателя на минимальном и частичном форсажных режимах переместить РУД в сторону упора ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ или увеличить скорость полета за счет снижения самолета до прекращения раскачки (толчков) самолета и колебаний оборотов двигателя.

В процессе снижения с высот более 7000 м при РУД, установленном на упоре М. ГАЗ, летчик должен убедиться, что двигатель не выключился и работает устойчиво. Для этого на высоте 5000—7000 м плавно перевести РУД в сторону упора МАКСИМАЛ, при этом обороты и температура газов за турбиной должны возрасти, двигатель должен работать устойчиво.

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ И КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Контроль за выработкой топлива производится из обеих кабин по указателям расходомера и сигнальным лампам. Последовательность срабатывания ламп сигнализации выработки топлива при нормальной работе топливной системы приведена в табл. 5.

Таблица 5

Наименование контролируемой группы	Остаток топлива по расходомеру с подвесным топливным баком, л	Высвечивается сигнал
Подвесной фюзеляжный бак	2100—2300	ВЫРАБ. ПОДВ. БАКА
3-я группа баков	750—850	3 ГР. БАКОВ
Аварийный остаток	400—500	ОСТАЛОСЬ 500 Л

Если подкачки топлива нет, на табло высвечиваются сигналы РАСХОДН. БАК (красным светом) и 3 ГР. БАКОВ (зеленым светом).

Световые сигналы выработки топлива из группы баков вначале мигают, а затем светятся постоянно.

Контроль за выработкой топлива из крыльевых баков-отсеков осуществляется косвенно по остатку топлива с началом высвечивания сигнала 3 ГР. БАКОВ. Если в полете 3-я группа баков вырабатывается при остатке топлива 1300—1400 л, это свидетельствует о невыработке топлива из крыльевых баков-отсеков. Фактический вырабатываемый остаток топлива при этом будет составлять 750—850 л.

Во избежание выхода из строя перекачивающего насоса 3-й группы баков после устойчивого высвечивания сигнала 3 ГР. БАКОВ необходимо выключить АЭС НАСОС 3 ГР. БАКОВ.

При заходе на посадку с остатком топлива 200 л и менее для перекачки возможного остатка топлива из баков 3-й группы в расходный бак необходимо включить АЭС НАСОС 3 ГР. БАКОВ. Выключать указанный АЭС только после посадки.

На снижении или пикировании при работе двигателя на максимале возможно высвечивание сигнала 3 ГР. БАКОВ при остатке топлива 1550 л и менее. В этом случае насос 3-й группы баков не выключать до остатка топлива 750—850 л. После перевода самолета в горизонтальный полет с одновременным перемещением РУД на упор МАКСИМАЛ сигнал должен погаснуть. Если сигнал продолжает высвечиваться, это значит, что топливо из крыльевых баков-отсеков не вырабатывается. В этом случае посадку производить при остатке топлива по расходомеру не менее 900—1000 л.

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ И КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ГИДРОСИСТЕМ

Гидросистема самолета для большей надежности и живучести конструктивно выполнена из двух автономных систем — основной и бустерной. В бустерной гидросистеме установлена насосная станция НП-27Т, которая включается автоматически при падении давления в бустерной гидросистеме ниже 160—175 кг/см<sup>2</sup> и выключается при повышении давления в ней более 195 кг/см<sup>2</sup>.

Основная гидросистема обеспечивает:

- уборку и выпуск шасси;
- управление противопомпажными створками;
- уборку и выпуск закрылков;
- управление тормозными щитками;
- управление створками реактивного сопла;
- работу одной камеры двухкамерного бустера стабилизатора;
- автоматическое торможение колес при уборке шасси;
- уборку и выпуск конуса воздухозаборника;
- управление обдувом радиостанции РСНУ-5 (Р-832М).

Бустерная гидросистема обеспечивает работу одной камеры двухкамерного бустера стабилизатора и двух бустеров элеронов. Контроль работы гидросистем осуществляется по манометру и световой сигнализации в обеих кабинах. При падении давления в гидросистемах до  $160\text{--}175\text{ кг/см}^2$  на табло в обеих кабинах высвечиваются сигналы СЛЕДИ ДАВ. БУСТ. СИСТ. и СЛЕДИ ДАВ. ОСН. СИСТ., которые гаснут при повышении давления до  $195\text{ кг/см}^2$ . Контроль работоспособности насосной станции НП-27Т осуществляется по манометру бустерной системы.

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВТОПИЛОТА АП-155

Автопилот АП-155 в режиме стабилизации угловых положений самолета разрешается использовать на всех режимах полета, включая взлет со всеми вариантами подвесок и посадку.

Готовность автопилота к работе обеспечивается включением АЗС АП (включать только при работающей курсовой системе и авиагоризонте, включенном бустере элеронов и наличии давления в гидросистеме).

Включать режим «Стабилизация» разрешается на земле непосредственно перед взлетом (на исполнительном старте) и в полете при любых положениях самолета в пространстве.

В полете перед включением автопилота в режим «Стабилизация» необходимо сбалансировать самолет и снять усилия с ручки управления самолетом ползунок ТРИММЕР. ЭФФЕКТ, расположенным на ручке управления.

Включение режима «Стабилизация» производится из любой кабины нажатием кнопки-лампы СТАБИЛИЗ. АП на приборной доске в каждой кабине. При нажатии кнопки-лампы в любой кабине лампы СТАБИЛИЗ. АП загорятся в обеих кабинах, сигнализируя о включении автопилота.

После включения автопилот стабилизирует то положение самолета в пространстве, которое самолет имел в момент освобождения по усилиям ручек управления.

Примечание. Если в момент освобождения по усилиям ручек управления угол крена самолета был более  $6^\circ$ , автопилот стабилизирует углы крена и тангажа самолета, а если угол крена был менее  $6^\circ$ , автопилот стабилизирует курс полета, угол тангажа и нулевой угол крена.

Стабилизация автопилотом заданных углов крена, тангажа и курса полета обеспечивается при освобождении по усилиям ручек управления летчиками передней и задней кабин. При приложении к одной из ручек управления усилий  $1,7\text{--}1,9\text{ кг}$  в продольном или  $1,0\text{--}1,2\text{ кг}$  в поперечном направлении стабилизация соответствующего углового положения самолета прекращается.

Автопилот при работе в режиме «Стабилизация» обеспечивает стабилизацию заданных угловых положений самолета в горизонтальном установившемся полете с точностью  $\pm 1^\circ$ .

При наборе высоты, снижении, в процессе разгона или торможения, а также при выполнении спиралей и виражей точность стабилизации угловых положений самолета составляет  $\pm 3^\circ$ .

Управление самолетом при работе автопилота в режиме «Стабилизация» не отличается от управления самолетом при выключенном автопилоте, за исключением того, что в этом случае расход ручки и усилия на ней для создания одной и той же перегрузки несколько больше.

Изменение угла тангажа самолета при полете с включенным автопилотом (для поддержания скорости полета в наборе высоты или на снижении, для поддержания высоты полета при выполнении разгона или торможения) можно производить кратковременным нажатием кнопки ТРИММЕР. ЭФФЕКТ.

С автопилотом, работающим в режиме «Стабилизация», разрешается выполнять все фигуры простого и сложного пилотажа, кроме штопора.

При выполнении пилотажа с включенным автопилотом, работающим в режиме «Стабилизация», необходимо помнить, что при угле тангажа более  $\pm 40^\circ$  курс полета не стабилизируется, а при углах тангажа  $\pm 80\text{--}100^\circ$  крен автопилотом также не стабилизируется.

При полетах в сложных метеорологических условиях перед входом в облака необходимо проверить правильность работы автопилота в режиме «Стабилизация» по показанию авиагоризонта и положению естественного горизонта.

Режим «Приведение» обязательно включать при потере летчиками пространственной ориентировки в целях облегчения вывода самолета в прямолинейный горизонтальный полет. Рекомендуется также включать этот режим при длительном прямолинейном горизонтальном полете с установившейся скоростью для облегчения поддержания курса и высоты полета.

Включение режима «Приведение» производится из любой кабины нажатием кнопки ВКЛЮЧ. ПРИВ. ГОРИЗ., расположенной на ручке управления самолетом в каждой кабине, и контролируется по загоранию сигнальных ламп ПРИВЕДЕНИЕ АП, размещенных на приборных досках.

Примечание. При работе автопилота в режиме «Приведение» и приложении к одной из ручек управления усилий, превышающих  $1,7\text{--}1,9\text{ кг}$  в продольном или  $1,0\text{--}1,2\text{ кг}$  в поперечном направлении, сигнальные лампы ПРИВЕДЕНИЕ АП гаснут, свидетельствуя о вмешательстве летчика в управление самолетом. При освобожденных по усилиям ручек управления сигнальные лампы ПРИВЕДЕНИЕ АП вновь должны загореться.

Режим «Приведение» при выполнении маршрутного полета разрешается включать при постоянной скорости на высотах не менее  $100\text{ м}$  над рельефом местности после выхода самолета на заданный курс и заданную высоту полета.

Автопилот, работающий в режиме «Приведение» в полете с установившейся скоростью на высотах до  $10000\text{ м}$ , обеспечивает стабилизацию барометрической высоты полета с точностью  $\pm 50\text{ м}$ . На высотах более  $10000\text{ м}$  погрешность стабилизации высоты увеличивается и достигает  $\pm 150\text{--}200\text{ м}$ . Если на высотах более  $10000\text{ м}$  при включении режима «Приведение» после входа в зону углов тангажа от  $+10$  до  $-2^\circ$  самолет не переходит в горизонтальный полет, а продолжает набор или снижение, рекомендуется отключить автопилот красной кнопкой ВЫКЛЮЧ. АВТОПИЛ. (на ручке управления) и перейти на ручное управление.

Управление самолетом при работе автопилота в режиме «Приведение» осуществляется по положению ручки управления самолетом и является необычным и затруднительным. В связи с этим включение режима «Приведение» в полете с длительными и частыми маневрами не рекомендуется.

При использовании автопилота АП-155 для восстановления пространственной ориентировки необходимо:

- включить режим «Приведение», нажав кнопку ВКЛЮЧ. ПРИВ. ГОРИЗ. на одной из ручек управления самолетом;
- освободить ручки по усилиям и убедиться, что сигнальная лампа ПРИВЕДЕНИЕ АП горит;
- установить педали в нейтральное положение;
- выключить форсаж (если он был включен).

В дальнейшем следить за скоростью и высотой полета, в соответствии с которыми изменять режим работы двигателя. При необходимости выпуском тормозных щитков не допускать выхода самолета за ограничение по максимально допустимой скорости

полета.

Если приведения самолета по углу крена не происходит (что соответствует строго перевернутому положению самолета или нулевому углу крена), кратковременно отклонить ручку управления самолетом вправо или влево примерно на 1/5 полного хода и вновь освободить ее по усилиям.

Примечание. Летчики передней и задней кабин должны иметь в виду, что при не освобожденных по усилиям ручках управления автоматического приведения самолета к горизонту не обеспечивается (при этом сигнальные лампы ПРИВЕДЕНИЕ АП не загораются).

Следует помнить, что за время приведения самолета к горизонту из положения с отрицательными углами тангажа потеря высоты в зависимости от вертикальной скорости снижения составляет:

- при 50 м/с 250 м;
- при 100 м/с 500 м;
- при 150 м/с 1000 м;
- при 200 м/с 1500 м.

Зависимость потери высоты при автоматическом приведении самолета в режим горизонтального полета от вертикальной скорости снижения при включении автопилота в режим «Приведение» показана на рис. 14.

Необходимо знать также следующее правило: безопасное автоматическое приведение самолета к горизонту обеспечивается, если высота его полета в метрах в момент включения режима «Приведение» не менее десятикратного значения вертикальной скорости снижения и приборная скорость полета находится в пределах эксплуатационных режимов.

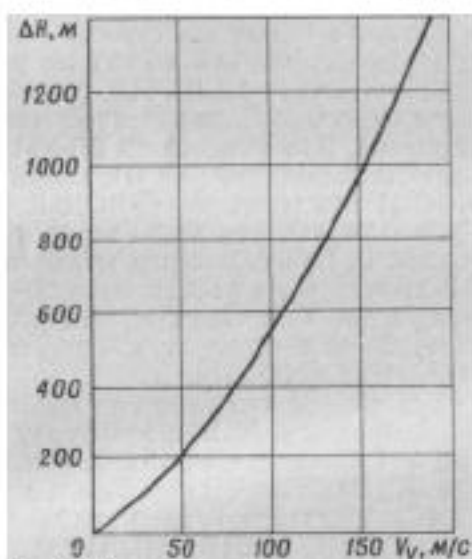


Рис. 14. Зависимость потери высоты при автоматическом приведении самолета в режим горизонтального полета от вертикальной скорости снижения в момент включения автопилота АП-155 в режим «Приведение»

Приведение к нулевому углу крена из перевернутого положения происходит за время не более 6 с как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета. При приведении из углов крена менее  $180^\circ$  время приведения уменьшается.

При приведении самолета к горизонту из положения с положительными углами тангажа возможны срабатывание сигнализации выработки топлива по группам, сигнализация аварийного остатка топлива с одновременным миганием кнопки-лампы СОРЦ и кратковременное падение давления масла до нуля.

Автопилот АП-155 с блоком БОВ-21 кроме перечисленных выше задач решает и задачу автоматического вывода самолета с опасной высоты с заданным в блоке БОВ-21 углом тангажа  $15-17^\circ$  и последующим приведением самолета к горизонту.

При использовании АП-155 с блоком БОВ-21 в зависимости от задания и рельефа местности района полета необходимо перед вылетом или в процессе полета установить переключателем ПСВ-УМ радиовысотомера РВ-УМ высоту на 50 м меньше заданной высоты полета (кроме отметки 50). При включенном РВ-УМ и включенном в режим «Стабилизация» или «Приведение» АП-155 включить БОВ-21 выключателем УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ, расположенным на левом вертикальном пульте передней кабины. При включении выключателя перед взлетом БОВ-21 вступает в работу через 30—80 с после уборки шасси, а при включении в полете с убраным шасси — через 30—80 с после включения выключателя УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ.

В полете при снижении самолета до высоты, установленной переключателем ПСВ-УМ, по сигналу об опасной высоте от РВ-УМ автопилот автоматически переключается в режим «Приведение» (если до этого он был включен в режим «Стабилизация»), при этом загорается сигнальная лампа ПРИВЕДЕНИЕ АП. После включения режима «Приведение» самолет приводится к нулевому углу крена и одновременно переходит в режим набора высоты с перегрузкой не более 3,5 ед. В процессе набора высоты в момент прохода опасной высоты автопилот переводит самолет в режим горизонтального полета с околонулевыми и отрицательными перегрузками (до -1 ед.) с последующей стабилизацией барометрической высоты полета, на 60—250 м превышающей заданную опасную высоту полета.

Момент начала автоматического увода с опасной высоты при неосвобожденных ручках управления ощущается летчиками по толчку на ручках управления, энергичному росту положительной перегрузки и изменению угла тангажа на кабрирование.

Для исключения возможного выхода самолета на режим предупредительной тряски при снижении с большой вертикальной скоростью при  $V < 600$  км/ч в момент срабатывания БОВ-21 увеличением оборотов установить скорость полета не менее 600 км/ч, при необходимости включения форсажа предварительно выключить АП-155.

В процессе автоматического увода с опасной высоты при  $V_{кр} < 600$  км/ч происходит потеря скорости на 60—70 км/ч, поэтому необходимо контролировать скорость полета и своевременно увеличивать обороты двигателя.

Из условий допустимой потери высоты применение автоматического увода с опасной высоты (без вмешательства летчиков в управление) может быть рекомендовано в эксплуатационном диапазоне скоростей на высотах, приведенных в табл. 6.

Таблица 6

Заданная высота, м	Допустимое значение вертикальной скорости (м/с) на самолете	
	без подвесок и с двумя Р-ЗС	с двумя Р-ЗС и подвесным баком емкостью 490 л
50	15	10
150	25	15
400	40	25

Просадка самолета (потеря высоты в метрах) за время автоматического увода с опасной высоты достигает следующих величин:

— на скоростях полета 450—550 км/ч:

10—15 м при  $V_y = 5—10$  м/с;

20—40 м при  $V_y = 15—20$  м/с;

70—100 м при  $V_y = 25—30$  м/с;

— при скоростях полета, больших 550 км/ч, не более 60 м для  $V_y < 30$  м/с.

Выключение БОВ-21 производится вручную из передней кабины выключателем УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ или нажатием кнопки ВЫКЛЮЧ. АВТОПИЛ., расположенной на ручке управления самолетом в каждой кабине, а также автоматически при выпуске шасси.

Примечание. При включенном блоке БОВ-21 в случае посадки с убранном шасси выключатель УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ выключить.

Автопилот обязательно выключать в следующих случаях:

- при срыве самолета в штопор;
- при обнаружении признаков начала инерционного вращения или попадании самолета в режим инерционного вращения;
- при остановке двигателя;
- при отказах обеих гидросистем;
- перед выключением бустеров элеронов;
- при отказе генератора постоянного тока;
- при пожаре на двигателе;
- при отказе автоматики АРУ-ЗВ;
- перед арретированием АГД-1;
- в конце пробега самолета (для повышения эксплуатационной надежности автопилота).

Выключение автопилота производится нажатием кнопки ВЫКЛЮЧ. АВТОПИЛ. При этом выключается режим автоматического увода самолета с опасной высоты. Контроль за выключением автопилота осуществляется по погасанию сигнальных кнопок-ламп СТАБИЛИЗ. АП и лампы ПРИВЕДЕНИЕ АП.

При отработке фигур пилотажа и ведении маневренного воздушного боя с включенным в режим «Стабилизация» автопилотом АП-155 существенно возрастают усилия на ручке управления по продольному каналу, затрудняя пилотирование самолетом. В связи с этим в электросхеме управления автопилотом АП-155 предусмотрено выключение продольного канала выключателем АП ТАНГАЖ. При этом полностью сохраняется стабилизация по крену.

Независимо от положения выключателя АП ТАНГАЖ на режимах «Приведение» и автоматического увода самолета с опасной высоты включаются оба канала.

#### ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВТОПИЛОТА КАП-2 (НА САМОЛЕТЕ МиГ-21УС)

Готовность автопилота к работе обеспечивается включением АЗС КАП (при работающем авиагоризонте АГД).

Включение режима демпфирования автопилота производится из любой кабины нажатием кнопки ДЕМПФ. на приборной доске в передней и задней кабинах. При включении этого режима загораются сигнальные лампы на приборных досках над надписью ДЕМПФ. (в передней и задней кабинах).

Автопилот КАП-2 с рулевым агрегатом РАУ, имеющим ход штока  $\pm 3^\circ$  по элеронам, разрешается включать в режим демпфирования на всех режимах полета самолета.

Автопилот КАП-2 с рулевым агрегатом РАУ, имеющим ход штока  $\pm 5,5^\circ$  по элеронам, включать в режим демпфирования при полете со скоростью более 650 км/ч на высотах менее 500 м **запрещается**.

Включение режима стабилизации производится из любой кабины нажатием черной кнопки ВКЛЮЧ. СТА-БИЛИЗ. на ручке управления в передней и задней кабинах. При включении этого режима загораются сигнальные лампы ВКЛЮЧЕНО АП на приборных досках передней и задней кабин.

Если в комплекте КАП-2 применен рулевой агрегат РАУ с ходом штока  $\pm 3^\circ$ , то при включенном режиме стабилизации разрешается выполнять горизонтальный полет, взлет, посадку, развороты, снижение и набор высоты с углами тангажа не более  $\pm 80^\circ$  во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

При применении в комплекте КАП-2 рулевого агрегата РАУ с ходом штока  $\pm 5,5^\circ$  по элеронам полет самолета с включенным КАП-2 в режиме стабилизации на высотах менее 500 м при скорости более 650 км/ч **запрещается**.

Примечания: 1. При пилотировании самолета с включенным режимом стабилизации для сохранения крена до  $\pm 36^\circ$  ручку управления необходимо удерживать с некоторым усилием в отклоненном положении.

2. Режим стабилизации целесообразно включать:

- перед взлетом;
- при выполнении полета днем в облаках или при ограниченной видимости;
- ночью в простых и сложных метеословиях.

При полете в сложных метеословиях перед входом в облака проверить работу автопилота в режиме стабилизации сравнением показаний указателя авиагоризонта с положением самолета относительно естественного горизонта.



Для приведения самолета к нулевому углу крена необходимо включить режим стабилизации (если он не был включен) и установить ручку управления самолетом в нейтральное положение по крену.

Приведение к нулевому углу крена при полете как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета происходит за время не более 4 с. Если приведение самолета к нулевому углу крена из перевернутого положения не происходит, необходимо кратковременным отклонением ручки управления влево или вправо примерно на 1/3 хода создать начальное вращение самолета и снова установить ручку управления в нейтральное положение.

В случае появления колебаний, затрудняющих пилотирование при включенном автопилоте, необходимо выключить режим стабилизации и, если колебания не прекращаются, выключить режим демпфирования.

Автопилот КАП-2 обязательно выключать в следующих случаях:

- при выходе самолета на критические углы атаки;
- при срыве самолета в штопор;
- при обнаружении признаков начала инерционного вращения или при попадании в режим инверсионного вращения;
- перед выключением бустеров элеронов;
- при отказе обеих гидросистем;
- при отказе генератора постоянного тока;
- при пожаре на самолете.

Выключение автопилота производится из любой кабины нажатием кнопки ВЫКЛЮЧ. АВТОПИЛ. на ручках управления передней и задней кабин. После посадки выключить АЭС КАП.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. Выключение АЭС КАП без предварительного отключения режимов стабилизации и демпфирования **запрещается**, так как шток рулевого агрегата в этом случае может остаться в нейтральном положении, что приведет к кренению самолета при нейтральном положении ручки управления и к некоторому усложнению пилотирования самолетом.

2. На самолете, сбалансированном в поперечном отношении, при выключении автопилота в воздухе возможно возникновение кренов из-за установки штока РАУ в нейтральное положение с точностью до  $\pm 1,5$  мм по ходу штока рулевого агрегата.

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПУЛЬТА ИМИТАЦИИ ОТКАЗОВ ПИО-155

Для обучения летного состава навыкам в распознавании и парировании отказов автопилота АП-155 и механизма триммерного эффекта в кабине инструктора установлен пульт имитации отказов ПИО-155, который позволяет имитировать следующие отказы:

- уход штока рулевого агрегата автопилота в канале тангажа в крайнее положение на кабрирование (пикирование) с подключением в работу электромеханизма триммерного эффекта соответственно на кабрирование (пикирование);
- уход штока электромеханизма триммерного эффекта на кабрирование (пикирование) при включенном в режим стабилизации автопилоте;
- обрыв жестких «обратных связей» в автопилоте отдельно по каналам крена и тангажа;
- уход штока рулевого агрегата автопилота в канале крена в одно из крайних положений (влево или вправо) при работе автопилота в режиме стабилизации.

**Примечание.** Уходы штоков рулевых агрегатов автопилота в крайние положения в каналах крена и тангажа, а также уход штока электромеханизма на кабрирование или пикирование при работе автопилота в режиме «Приведение» пультом ПИО-155 не обеспечиваются.

Имитация отказов автопилота или механизма триммерного эффекта в полете производится летчиком-инструктором при включенном автопилоте установкой одного из переключателей или выключателей на пульте имитации отказов в соответствующее положение.

При установке переключателя имитируемого отказа в исходное положение обеспечивается нормальная работа автопилота и механизма триммерного эффекта.

Для имитации отказов автопилота в полете инструктору при включенном автопилоте необходимо открыть крышку пульта ПИО-155, информировать летчика передней кабины о введении отказа и выполнить в соответствии с заданием на полет следующие операции:

- установить переключатель ТАНГАЖ РАУ (КАБРИР.—НОРМ.—ПИКИР.) в положение КАБРИР. (ПИКИР.). При этом шток рулевого агрегата автопилота в канале тангажа резко уходит в крайнее положение и подключает в работу электромеханизм триммерного эффекта, что сопровождается броском самолета соответственно на кабрирование (пикирование). Летчик в передней кабине должен распознать и парировать данный отказ отклонением ручки от себя (на себя), затем в процессе парирования отказа выключить автопилот и сбалансировать самолет в горизонтальном полете, сняв усилия с ручки управления механизмом триммерного эффекта, затем доложить инструктору об отказе и своих действиях. После вывода самолета в горизонтальный полет инструктор устанавливает переключатель ТАНГАЖ РАУ (КАБРИР.—НОРМ.—ПИКИР.) в положение НОРМ. и принимает решение о дальнейшем использовании автопилота и пульта имитации отказов ПИО-155;
- установить переключатель ТАНГАЖ МП (КАБРИР.—ПИКИР.) в положение КАБРИР. (ПИКИР.). При этом шток электромеханизма триммирования начинает уходить в крайнее положение, увеличивая давящие (тянущие) усилия на ручках управления. Летчик в передней кабине должен распознать и парировать данный отказ приложением усилий к ручке управления (давящих или тянущих), затем в процессе парирования отказа выключить автопилот, сбалансировать самолет в горизонтальном полете, сняв усилия с ручки управления ползунком триммерного эффекта, и доложить инструктору об отказе и своих действиях. После этого инструктор устанавливает переключатель ТАНГАЖ МП (КАБРИР.—ПИКИР.) в нейтральное положение;
- установить выключатель ТАНГАЖ ОС ОТКАЗ — НОРМ. или КРЕН ОС ОТКАЗ — НОРМ. в положение ОТКАЗ. При этом самолет начинает входить в незатухающие автоколебания по тангажу или крену. Летчик в передней кабине должен определить характер отказа и выключить автопилот (при этом автоколебания самолета должны прекратиться), об отказе и своих действиях доложить инструктору. Следует помнить, что парирование автоколебаний до выключения автопилота может привести к раскачке самолета. После прекращения автоколебаний самолета инструктор устанавливает выключатель ТАНГАЖ ОС (КРЕН ОС) в положение НОРМ.

**Примечание.** В установившемся по скорости режиме горизонтального полета при отсутствии угловых скоростей крена (тангажа) после введения отказа жесткой обрточной связи по крену или тангажу автоколебания самолета по крену (тангажу) могут не возникать. В этом случае инструктору необходимо для возбуждения автоколебаний создать импульс элеронами (стабилизатором), переместив ручку управления на 1/5 ее полного хода по крену (тангажу);

— установить переключатель КРЕН РАУ (ЛЕВ.— ПРАВ.) в положение ЛЕВ. (ПРАВ.). При этом шток рулевого агрегата автопилота в канале крена резко уходит в крайнее положение, что приводит к броску самолета по крену влево (вправо). Летчик в передней кабине должен распознать и немедленно парировать данный отказ отклонением ручки управления вправо (влево), удерживая педали в нейтральном положении. В процессе парирования отказа выключить автопилот, об отказе и своих действиях доложить инструктору. После вывода самолета в горизонтальный полет инструктор устанавливает переключатель КРЕН РАУ (ЛЕВ.—ПРАВ.) в нейтральное положение.

Следует помнить, что при выключении автопилота после парирования отказов (уходы штоков рулевых агрегатов в крайние положения в каналах крена и тангажа автопилота) штоки рулевых агрегатов в каналах крена или тангажа возвращаются в нейтральное положение, вызывая кренение или изменение угла тангажа в сторону отклоненной ручки управления для парирования данного отказа. Для предотвращения этого необходимо одновременно с выключением автопилота устанавливать ручку управления в нейтральное положение.

При обучении летного состава распознаванию и парированию имитируемых с помощью пульта ПИО-155 отказов автопилота АП-155 должен соблюдаться принцип постепенного подхода к следующим режимам:

— к режиму максимальной эффективности элеронов на высотах, меньших или равных 6000 м, и скоростях полета 600—1000 км/ч, где максимальное значение угловой скорости кренения самолета при имитации ухода в крайнее положения штока рулевого агрегата автопилота в канале крена составляет 60—90 град/с;

— к режиму максимальной эффективности стабилизатора на высотах, меньших или равных 3000 м, и скоростях полета, больших или равных 800 км/ч, где максимальное значение прироста нормальной перегрузки достигает 2,0—3,5 ед. в секунду при имитации ухода в крайнее положение штока рулевого агрегата автопилота в канале тангажа на кабрирование. В этом случае при вмешательстве летчиков в управление не позже чем через 1,0—1,5 с после введения отказа в горизонтальном полете самолет не выходит на перегрузку, большую  $n_y = 4,0$ .

## ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПУЛЬТА ИМИТАЦИИ ОТКАЗОВ ПИО-2

Для обучения летного состава навыкам распознавания и парирования отказов автопилота КАП-2 на самолете МиГ-21УС в кабине летчика-инструктора установлен пульт имитации отказов ПИО-2, который позволяет имитировать следующие отказы:

- выход штока РАУ на упор переключателем УПР. РАУ ЛЕВ. КРЕН — ПРАВ. КРЕН;
- обрыв жесткой обратной связи выключателем ЖОС. ОБРЫВ — ЗАМК.;
- изменение скорости хода штока РАУ реостатом УХОД РАУ.

Кроме того, возможно введение следующих отказов:

— увод механизма триммерного эффекта установкой выключателя ТРИММ. ЭФФЕКТ в положение II КАБИНА ИНСТРУКТОРА и нажатие ползунка на ручке управления самолетом в кабине инструктора до перевода механизма триммерного эффекта в одно из крайних положений;

— отказ автоматики АРУ установкой переключателя УПРАВЛЕНИЕ АРУ в положение РУЧНОЕ 2 КАБ. и переключателя МАЛАЯ СКОР.—БОЛЬШ. СКОР., в одно из положений;

— отказ указателя температуры газов за турбиной установкой переключателя ТЕМПЕРАТ. ГАЗОВ в положение II КАБИНА ИНСТРУКТОРА.

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПУЛЬТА ИМИТАЦИИ ОТКАЗОВ ИП-К

С пульта имитации отказов ИП-К можно вводить следующие виды отказов:

- отказ указателя скорости или одновременный отказ указателя скорости, высотомера и вариометра переключателем ВЫКЛ. КУС — ГР. ПРИБ.—ВЫКЛ. ГР. ПРИБ.;
- отказ авиагоризонта выключателем АВИАГОР.—ВЫКЛ.;
- отказ КСИ выключателем КСИ—ВЫКЛ.;
- отказ АРК реостатом АРК ВКЛ.—ВЫКЛ.

## ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ И ПОЛЕТ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПУЛЬТОВ ИМИТАЦИИ ОТКАЗОВ

Перед полетом с использованием пультов имитации отказов должна быть проведена специальная предварительная подготовка, при которой необходимо твердо усвоить порядок работы с пультами, разрешенные режимы, особенности поведения самолета при введении отказов, порядок отображения их на приборах, парирования и способы снятия отказов, а также порядок взаимодействия летчика и инструктора.

При всех случаях введения отказов инструктор не должен допускать опасных эволюций самолета. При необходимости инструктор должен сам парировать отказ, вмешиваясь в управление самолетом и выключая имитацию отказа или автопилот.

В зависимости от реакции летчика на введенный отказ инструктор каждый раз принимает решение о дальнейшем использовании автопилота и пульта имитации отказов.

Летчик должен распознать любой отказ, правильно отреагировать на его проявление и доложить инструктору.

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:**

1. Введение отказов в облаках и ночью **запрещается**.
2. Одновременное введение отказов авиагоризонта и дублирующих приборов, а также автопилота **запрещается**.

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ УКАЗАТЕЛЯ УГЛА АТАКИ УУА-1 И СИГНАЛИЗАТОРА СУА-1

Установка на самолетах указателя угла атаки УУА-1 и сигнализатора предельно допустимых углов атаки СУА-1 обеспечивает:

- возможность контроля основного аэродинамического параметра, определяющего поведение самолета, угла атаки;
- своевременное предупреждение летчика о подходе к предельно допустимым углам атаки.

Указатель угла атаки УУА-1 индицирует текущее значение угла атаки. Градуировка шкалы указателя УУА-1 выполнена в градусах местного угла атаки (в градусах, соответствующих углам отклонения фюзеляжа датчика ДУА-3) с ценой деления 1°, цифровка нанесена через 10°. На шкале указателя нанесены два сектора: желто-черный и красно-черный (типа «зобра»).

Желто-черный сектор в диапазоне углов от  $+21$  до  $+28^\circ$  предупреждает о подходе самолета к недопустимым по условиям безопасности полета углам атаки. Пилотирование самолета на углах атаки, соответствующих положению стрелки в желто-черном секторе, разрешено и соответствует максимальному использованию маневренных возможностей самолета, однако требует от летчика постоянного контроля за величиной угла атаки.

Красно-черный сектор в диапазоне углов от  $+28$  до  $+35^\circ$  определяет зону опасных для пилотирования углов атаки (из-за возможности сваливания самолета).

Допустимый угол атаки по указателю УУА-1, равный  $+28^\circ$ , установлен из условия, что этому углу соответствует значение коэффициента подъемной силы  $c_y = 0,85 c_{y\text{ св}}$ . Сваливанию самолета соответствуют углы атаки по указателю более  $+33^\circ$ . Таким образом, для обеспечения безопасности полета запас по углу атаки составляет не менее  $5-8^\circ$ .

Сигнализатор предельно допустимых углов атаки СУА-1 предупреждает летчика о подходе к предельному режиму полета по углу атаки. При минимально возможном темпе изменения угла атаки (торможение в горизонтальном полете при плавном уменьшении оборотов двигателя) сигнализатор СУА-1 срабатывает при  $\alpha = +26^\circ$ . С увеличением темпа изменения угла атаки сигнализатор срабатывает на меньших углах атаки (с упреждением). При максимально возможном темпе изменения угла атаки сигнализатор срабатывает при  $\alpha = +22^\circ$ . Таким образом, в случае энергичного увеличения угла атаки (при срабатывании СУА-1 на  $\alpha = +22-23^\circ$ ) предупреждение летчика о подходе к режиму сваливания обеспечивается не менее чем за  $11-12^\circ$  до границы сваливания.

Частота мигания сигнальных ламп сигнализатора СУА-1 увеличивается по мере приближения к предельно допустимому значению угла атаки. В момент срабатывания сигнализатора СУА-1 частота мигания сигнальных ламп составляет  $3-4$  Гц, а при дальнейшем увеличении угла атаки достигает  $7-8$  Гц.

### Порядок пользования указателем угла атаки УУА-1 и сигнализатором СУА-1 в полете

Показания УУА-1 устойчивы во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета самолета.

Устойчивые показания УУА-1 на разбеге при выполнении взлета устанавливаются на  $V_{\text{вр}} = 200-230$  км/ч после подъема переднего колеса. При выдерживании в процессе взлета (после подъема переднего колеса) рекомендованного угла атаки по УУА-1 отрыв самолета происходит на необходимой скорости независимо от взлетного веса самолета и варианта подвесок. На взлете необходимо выдерживать по УУА-1 угол атаки около  $11-13^\circ$ . После отрыва самолета колебания стрелки указателя угла атаки не превышают  $\pm 1^\circ$ , а при увеличении скорости полета до  $400-500$  км/ч практически прекращаются.

В горизонтальном полете на скорости  $500$  км/ч и более стрелка указателя УУА-1 находится в положении, близком к горизонтальному.

При разгоне и торможении в горизонтальном полете независимо от высоты полета и варианта внешних подвесок в момент прохода трансзвуковой области показания УУА-1 остаются постоянными, что повышает точность пилотирования.

В процессе пилотирования самолета на углах атаки, соответствующих су начала предупредительной тряски, показания УУА-1 находятся в пределах от  $+16$  до  $+18^\circ$  и сигнализатор СУА-1 не срабатывает.

Для выполнения снижения на наиболее выгодной скорости, соответствующей максимальной дальности планирования, необходимо выдерживать угол атаки по УУА-1 от  $+5$  до  $+7^\circ$ .

При выполнении захода на посадку для выдерживания рекомендованной скорости планирования на участке от четвертого разворота до ДПРС угол атаки по УУА-1 должен быть в пределах от  $+6$  до  $+7^\circ$  независимо от посадочного веса самолета и варианта подвесок. При этом вертикальную скорость снижения необходимо регулировать изменением тяги двигателя.

Для выдерживания необходимой скорости планирования после прохода ДПРС следует увеличивать угол атаки таким образом, чтобы перед началом выравнивания независимо от вариантов подвесок угол атаки по УУА-1 находился в пределах  $11-12^\circ$  при посадке с выключенной системой СПС и  $9-10^\circ$  с включенной системой СПС.

При включении системы СПС с сохранением заданного режима полета показания УУА-1 уменьшаются на  $2-2,5^\circ$ , что свидетельствует о включении и правильной работе системы СПС. С включенной системой СПС имеют место колебания самолета в продольном отношении в пределах  $1-1,5^\circ$  по УУА-1, которые отмечаются соответствующими колебаниями стрелки указателя углов атаки.

При выполнении посадки с отказавшим указателем скорости необходимо выдерживать указанные выше углы атаки, что обеспечит нормальное выполнение посадки.

В процессе пилотирования при достижении зоны предупредительной тряски ( $\alpha > 16-18^\circ$ ) летчик должен контролировать режим полета по указателю угла атаки УУА-1. Пилотирование самолета на режиме тряски независимо от варианта подвесок разрешается в диапазоне углов атаки до срабатывания сигнализатора СУА-1. При срабатывании сигнализатора СУА-1 необходимо уменьшить угол атаки до погасания сигнальных ламп СУА-1.

Контроль допустимости маневра на скоростях до  $650$  км/ч необходимо производить по указателю угла атаки УУА-1 и сигнализатору СУА-1, а при скоростях более  $650$  км/ч — по указателю угла атаки и перегрузки, не допуская превышения установленных ограничений.

В случае попадания самолета в непонятное положение летчику следует ориентироваться по показаниям приборов АГД, ЭУП и по указателю угла атаки УУА-1, выдерживая стрелку указателя в диапазоне углов от  $0$  до  $+10^\circ$ .

При выполнении маневров с углами атаки по УУА-1 до  $+12^\circ$  скольжение как влево, так и вправо (шарик на упоре) практически не влияет на показания УУА-1, а при маневрах с углами атаки более  $12^\circ$  приводит к изменению показаний УУА-1 до  $2-3^\circ$ .

При отказе генератора постоянного тока пользоваться указателем угла атаки УУА-1 **запрещается**, так: как при уменьшении напряжения с  $28,5$  до  $22$  В указатель работает с большими ошибками.

При отказе генератора постоянного тока сигнализатор СУА-1 срабатывает практически без значительных ошибок, при этом сигнальные лампы вместо прерывистого мигания будут гореть непрерывно.

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ И СПЕЦСНАРЯЖЕНИЯ ЛЕТЧИКА

Летчики должны пользоваться только индивидуальными комплектами спецснаряжения, которые подбираются по размерам и подгоняются с помощью врача части и техника (механика) по высотному спецснаряжению.

Перед выполнением полета в спецснаряжении летчики должны уточнить у техника (механика) по спецснаряжению состояние спецснаряжения, проверить работу радиосвязи и герметичность клапанов вдоха и выдоха. При обнаружении неисправностей применять спецснаряжение **запрещается**.

Кислородная маска (смотровой щиток гермошлема) должна надеваться (закрываться) на земле перед выруливанием.

После надевания кислородной маски или закрытия смотрового щитка гермошлема необходимо рукоятку вентиляции шлема ВУШ на ДУ-7 установить в положение ВКЛ. и не выключать ее на протяжении всего полета с надетой кислородной маской или с закрытым щитком гермошлема.

В полете периодически контролировать запас кислорода в системе по манометру, а также подачу кислорода легочным автоматом (кислородным прибором) по сегментам индикатора кислорода. При уменьшении давления в кислородной системе до  $30 \text{ кг/см}^2$  снизиться до безопасной высоты (4000 м).

В случае ненормальной работы комплекта (ощущается недостаток кислорода, большое сопротивление при вдохе, не работают сегменты индикатора ИК-52) при рукоятке крана  $100\% \text{ O}_2$  — СМЕСЬ, установленной в положение  $100\% \text{ O}_2$ , или в случае ухудшения самочувствия необходимо немедленно включить аварийную подачу кислорода, для чего рукоятку крана АВАР. на ДУ-7 перевести в положение ВКЛ.

Примечания: 1. На высотах до 2000 м, если рукоятка крана  $100\% \text{ O}_2$  — СМЕСЬ установлена в положение СМЕСЬ, кислород на дыхание не подается и сегменты индикатора ИК-52 на вдох и выдох не реагируют.

2. При малых легочных вентиляциях и включенной вентиляции шлема сегменты индикатора могут не реагировать на вдох и выдох и на высоте более 2000 м.

Чтобы убедиться в исправности кислородного оборудования, необходимо произвести два-три глубоких вдоха и выдоха или рукоятку крана  $100\% \text{ O}_2$  — СМЕСЬ установить в положение  $100\% \text{ O}_2$ , при этом сегменты индикатора при вдохе должны сходиться, а при выдохе расходиться.

В полете следить за степенью нагрева смотрового стекла гермошлема и при необходимости пользоваться кнопкой быстрого обогрева гермошлема.

При использовании вентилируемого снаряжения расход вентиляционного воздуха через снаряжение регулировать по самочувствию.

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ ГЕРМЕТИЧЕСКОЙ КАБИНЫ

Все полеты на самолете независимо от высоты выполнять в загерметизированной кабине с включенным наддувом. После опускания откидных частей фонарей закрыть и загерметизировать фонари обеих кабин, для чего ручки закрытия замков фонарей повернуть до отказа вперед и ввести в вырезы в бортах кабин, затем гашетки герметизации фонарей дожать вперед вверх до отказа. Убедиться по погасанию сигнальных ламп ЗАПРИ ФОНАРЬ в закрытии замков фонарей и герметизации кабин. Закрытие замков фонарей контролируется в обеих кабинках по заходу штырей замков в подфонарную панель. При нормальной герметизации не должно быть люфта в откидной части фонаря.

При закрытых замках фонарей и загерметизированных кабинках на самолете МиГ-21УС должны погаснуть на табло сигналы ЗАПРИ ФОНАРЬ.

Открытие фонарей кабинки после полета производится на земле только после полной остановки самолета.

Аварийный сброс фонарей производится аварийными ручками системы централизованного сброса, расположенными впереди на правом борту каждой кабинки.

Температурный режим в кабинках поддерживается в полете автоматически, для чего переключатель АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД должен быть установлен в положение АВТОМ. Ручное регулирование температуры воздуха в кабинках производить установкой переключателя АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД соответственно в положение ХОЛОД или ГОРЯЧ. Время полного переключения заслонок смесителя из положения ХОЛОД в положение ГОРЯЧ, или обратно не превышает 40с.

При выполнении полета на высотах до 3000 м при положительных температурах и большой влажности наружного воздуха (относительная влажность 70—80% и более) в герметических кабинках возможно появление тумана (дымка). Для предотвращения этого явления при указанных выше условиях необходимо:

- перед взлетом установить на 25—30 с переключатель АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД в положение ХОЛОД, затем на 10 с в положение ГОРЯЧ., после чего установить его в среднее положение (нейтрально);
- после взлета переключатель АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД установить в положение АВТОМ.;
- перед заходом на посадку переключатель АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД установить на 10—15 с в положение ГОРЯЧ., а затем в среднее положение. Если туман не проходит или ощущается запах дыма в кабинке, действовать в соответствии с рекомендациями ст. 319.

В условиях отрицательных температур наружного воздуха рекомендуется перед взлетом установить переключатель АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД в положение ГОРЯЧ., а после взлета в положение АВТОМ.

При запотевании фонаря в полете переключатель АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД рекомендуется установить в положение ГОРЯЧ. Если после этого запотевание не устранится, необходимо увеличить обороты двигателя.

Давление воздуха в кабинках в зависимости от высоты полета поддерживается автоматически. При нормальной работе системы регулирования давления перепад давления в кабинках с высоты 2000 м начинает постепенно увеличиваться, на высотах 9000—12000 м достигает максимума ( $0,27—0,33 \text{ кг/см}^2$ ) и на больших высотах (до практического потолка) поддерживается постоянным.

Если стрелка УВПД-20 находится на красном секторе (после взлета или в полете), проконтролировать положение гашетки герметизации кабинки. При правильном положении гашетки и отсутствии при этом на высотах более 2000 м избыточного давления в кабинках выполнение задания **запрещается**.

Примечание. Максимальная «высота» в загерметизированных кабинках по УВПД-20 при нормальном режиме давления на практическом потолке самолета не должна превышать 8000 м.

В полете периодически контролировать перепад давления воздуха в кабинках по УВПД-20.

При отказе системы регулирования давления воздуха: перепад в кабинках может быть заниженным или поддерживаться предохранительным клапаном кабин на всех высотах постоянным в диапазоне  $0,32—0,35 \text{ кг/см}^2$ .

### **Полет в зоне, зараженной отравляющими, радиоактивными веществами и бактериальными средствами, и в зоне «облаков» дипольных отражателей**

Перед входом в зараженную зону или «облако» дипольных отражателей перейти на питание чистым кислородом и выключить

наддув кабины, закрыв кран ПИТАНИЕ КАБИНЫ.

После выхода из зараженной зоны выключить наддув, кабины и продолжать полет в соответствии с заданием. Питание чистым кислородом продолжать до посадки самолета и заруливания на стоянку.

При быстром нарастании давления в кабинах после включения наддува возможно появление болей в ушах. Для уменьшения скорости нарастания давления целесообразно до включения наддува переключатель АВ-ТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД установить в положение ХОЛОД. После повышения перепада в кабинах до нормального переключатель установить в положение АВТОМ.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В случае увеличения «высоты» в кабине по УВПД-20 более 11000 м при полете с выключенным наддувом действовать в соответствии с рекомендациями ст. 315.

#### ЭКСПЛУАТАЦИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА

В полете с посадкой на аэродром вылета положение шкалы давления высотомера, соответствующее давлению на уровне ВПП, не изменять. Заданную высоту выдерживать по показаниям барометрического высотомера, рассчитанным старшим штурманом части (КП) перед полетом.

При полетах по маршруту с посадкой на другом аэродроме после набора заданной высоты летчикам последовательно установить барометрические шкалы высотомеров на давление 760 мм рт. ст. и следовать по маршруту, сохраняя барометрическую высоту, рассчитанную старшим штурманом части (КП).

Примечание. Если невозможно получить расчетную высоту полета от старшего штурмана части (с КП), необходимо:

- при полете на скорости максимальной дальности выдерживать заданную высоту по барометрическому высотомеру в соответствии с данными таблицы, имеющейся в кабине самолета;
- при полете на других скоростях выдерживать заданную высоту по барометрическому высотомеру с учетом суммарных поправок к высоте, определенных по графикам рис. 15 или 16. Таблицу суммарных поправок к высоте для режимов полета в соответствии с заданием необходимо иметь в наколенном планшете.

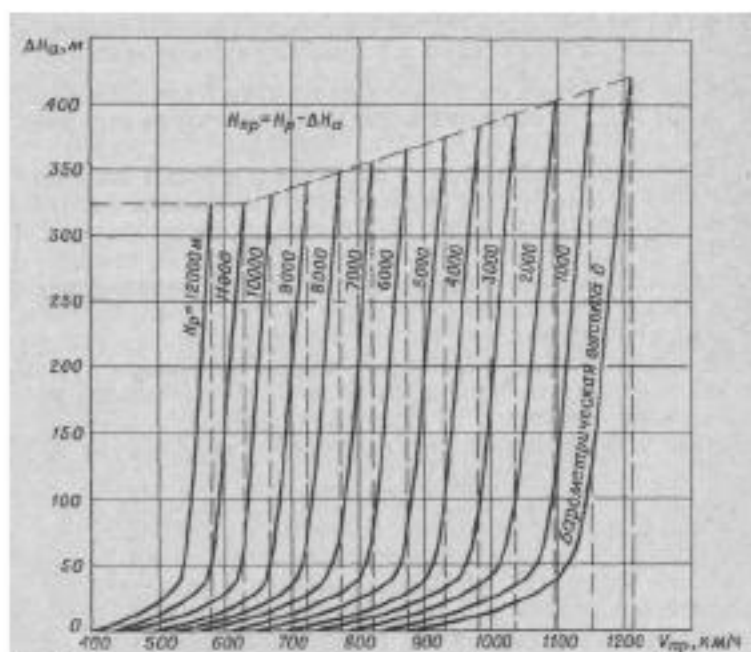


Рис. 15. График для определения суммарной аэродинамической и волновой поправки к высоте для самолета с приемником ПВД-18-5М

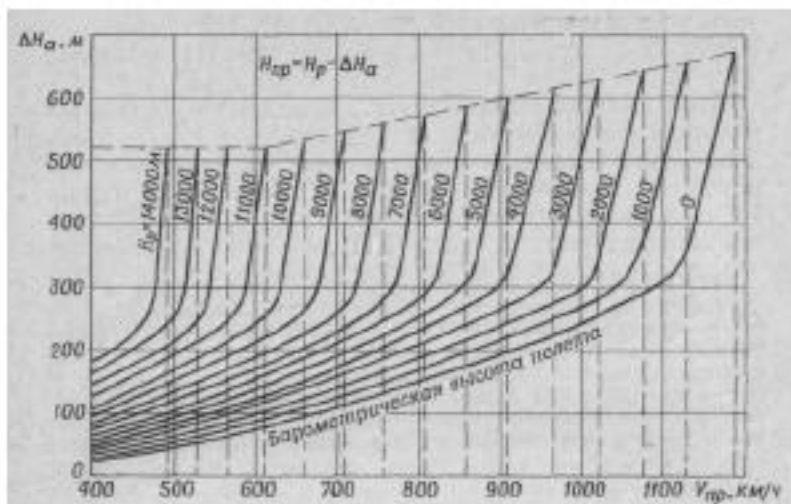


Рис. 16. График для определения суммарной аэродинамической и волновой поправки к высоте для самолета с приемником ПВД-7

Перед заходом на посадку получить от руководителя полетов швелон перехода и давление на уровне аэродрома посадки.

По достижении швелона перехода летчикам последовательно установить на барометрических шкалах высотомеров давление на уровне ВПП аэродрома посадки.

Перед вылетом с высокогорного аэродрома, имеющего превышение над уровнем моря 1000 м и более, летчикам необходимо барометрические шкалы высотомеров установить на давление 760 мм рт. ст., запомнить (записать в наколенном планшете) показываемую высоту и принять ее за условный нуль высоты. После взлета высоту полета относительно аэродрома определять по барометрическому высотомеру, принимая за нуль шкалы условный нуль.

Перед посадкой на высокогорный аэродром, имеющий превышение над уровнем моря 1000 м и более, получить от руководителя полетов швелон перехода, атмосферное давление на уровне ВПП, приведенное к уровню моря, запросить и записать в наколенный планшет барометрическую высоту аэродрома (абсолютная высота аэродрома относительно уровня моря с учетом методической и температурной ошибки высотомера).

По достижении швелона перехода, указанного руководителем полетов, летчикам последовательно установить барометрические шкалы высотомеров на давление на уровне ВПП, приведенное к уровню моря. В дальнейшем высоту полета относительно аэродрома посадки определять по барометрическому высотомеру, принимая за нуль высоты барометрическую высоту аэродрома.

Высота полета в районе аэродрома выше швелона перехода (кроме случая посадки на аэродром вылета) отсчитывается по давлению 760 мм рт. ст.

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ ОПТИЧЕСКОГО ПРИЦЕЛА И РАДИОДАЛЬНОМЕРА

На самолете МиГ-21УМ (МиГ-21УС) может устанавливаться оптический прицел АСП-ПФМ-Б или АСП-ПФД (АСП-5НД). Каждый из них рассчитан на прицельную стрельбу:

- по воздушным целям на дальностях 600—2000 м при пуске неуправляемых ракет и стрельбе из пулемета (400—2000 м при пуске неуправляемых ракет и 200—2000 м при стрельбе из пулемета) и на дальности 1000—9000 м при пуске управляемых ракет;
- по наземным целям на дальности до 2000 м при пуске неуправляемых ракет и стрельбе из пулемета, а также на прицельное бомбометание с пинирования.

Примечание. Здесь и далее по тексту особенности, относящиеся к прицелу АСП-5НД, помещены в скобках.

Кроме того, прицелы АСП-ПФД и АСП-ПФМ-Б рассчитаны на прицельную стрельбу из пулемета по воздушным целям при фиксированной дальности 300 м.

Режимы работы прицелов устанавливаются:

- переключателем стрельбы и бомбометания С—Б (положение Б — для бомбометания, положение С — для остальных режимов работы);

- переключателем НО — РС (НР-30 — РС); положение НО (НР-30) — для пулемета, положение РС — для управляемых и неуправляемых ракет;

- переключателем АВТ.—РУЧ. (РАДИО— ОПТ.); положение АВТ. (РАДИО)— для ввода дальности от радиодальномера или блока наклонной дальности, положение РУЧ. (ОПТ.)— для ввода дальности от внешнебазового оптического дальномера, а также для установки угловых поправок вручную;

- рукояткой БАЗА:

- по внутренней шкале производится установка размеров цели в метрах при использовании внешнебазового дальномера или установка радиуса дальномерного кольца в тысячах для режимов «ОС», «Воздух» и «Авт.» (без выполнения захвата цели), соответствующих цифровому значению на шкале;

- по внешней шкале производится установка размеров цели в режиме фиксированной дальности 300 м.

Переключатель ВОЗДУХ—БЕЗ. НОВ.—ЗЕМЛЯ (ВОЗДУХ — ЗЕМЛЯ) управляет работой взрывателя и прицела. При пуске управляемых ракет по наземной цели он устанавливается в положение БЕЗ. НОВ. (ЗЕМЛЯ), при пуске управляемых и неуправляемых ракет и стрельбе из пулемета по воздушной цели — в положение ВОЗДУХ, а при пуске неуправляемых ракет и стрельбе из пулемета по наземной цели — в положение ЗЕМЛЯ.

Примечание. На прицеле АСП-5НД установлен переключатель отработки поправок стрельбы на углы атаки и скольжения Н — ДУАС (при пуске неуправляемых ракет типа С-5М по воздушным целям используется положение ДУАС, если установлен баллистический блок С-5М, в остальных случаях переключатель не задействуется, а при отказе ДУАС устанавливается в положение Н).

Прицелы АСП-ПФД, АСП-ПФМ-Б (АСП-5НД) обеспечивают:

- срабатывание электромагнитного ограничителя при отклонении сетки до 7° (13°);
- отработку текущей дальности на индикаторе прицела в режимах «Гиро» и «СС» при стрельбе по наземным и воздушным целям в диапазоне 600—2000 м (в режиме «Гиро» — в диапазоне 200—2000 м);
- отработку текущей дальности на индикаторе прицела в режимах «СС», «РС», «Авт.» и «Воздух» при стрельбе по воздушным целям в диапазоне 1000—9000 м;
- сигнализацию ПУСК и ВЫХОД в режимах «Гиро» и «СС» при стрельбе по воздушным и наземным целям (ВЫХОД — в режимах «Гиро» и «Непод.» при стрельбе по воздушным целям);
- сигнализацию захвата цели (при захвате цели загорается зеленый глазок с левой стороны шкалы дальности).

Прицел АСП-ПФД, кроме того, имеет дополнительную неподвижную сетку типа ПКН. При прицеливании с использованием прицела АСП-ПФД летчик имеет возможность наблюдать в поле зрения одновременно подвижную и неподвижную сетки или любую из них. Неподвижная сетка включается специальным реостатом подсвета сетки.

При стрельбе по воздушным целям прицел АСП-ПФД обеспечивает возможность прицеливания:

- в режиме «Гиро» при атаке неманеврирующих или маневрирующих с небольшой перегрузкой целей при стрельбе из пулемета и пуске неуправляемых ракет с вводом дальности в прицел от радиодальномера (РД) или от внешнебазового оптического дальномера; если переключатель АВТ. — РУЧ. установлен в положение АВТ. при отсутствии или срыве сигнала ЗАХВАТ, в прицел автоматически вводится фиксированная дальность около 600 м, при этом лампа ВЫХОД не загорается;

- в режиме «Гиро» при атаке маневрирующих целей с ведением стрельбы из пулемета и работе прицела в режиме фиксированной дальности 300 м (база цели в этом режиме устанавливается по внешней шкале на рукоятке БАЗА, а кнопка демпфирования отключена);

— в режиме «СС» с использованием основной или дополнительной неподвижной сетки, если отработаны навыки прицеливания применительно к сопроводительно-заградительной стрельбе.

Сопроводительно-заградительной называется стрельба с переменным упреждением, при которой огонь открывается при большей и прекращается при меньшей относительно потребной суммарной угловой поправке для данных условий атаки (или наоборот). Цель в процессе очереди перемещается в сетке прицела от максимальной суммарной поправки  $\psi_{\Sigma \max}$  до минимальной ( $\psi_{\Sigma \min}$ ), или наоборот.

Максимальная суммарная угловая поправка при стрельбе из пулемета зависит главным образом от скорости полета и ракурса цели и численно равна (в тысячных дистанции) половине произведения истинной скорости полета цели в десятках километров в час на числитель видимого летчиком ракурса цели в восьмых долях единицы.

Минимальная суммарная угловая поправка для секундной очереди должна быть в два раза меньше максимальной. Например, при ракурсе 1/8 и истинных скоростях полета цели 600, 800 и 1000 км/ч максимальная суммарная угловая поправка стрельбы равна 30, 40 и 50 т. д., а минимальная — 15, 20 и 25 т. д. соответственно. Значения суммарных угловых поправок для других значений и ракурсов цели приведены в табл. 7, зоны ведения огня показаны на рис. 17 и 18, вид целей при различных ракурсах — на рис. 19.

Таблица 7

Ракурс цели	Диапазон курсовых углов цели, отнесенных к данному ракурсу, град	Диапазон истинных скоростей полета цели, км/ч	Суммарные угловые поправки стрельбы, тыс.		Приблизительные положения зон стрельбы	
			Максимальная	Минимальная	в неподвижной сетке прицелов (в режиме «СС» при базе 35 м в масштабе R и R <sub>1</sub> )	в дополнительной сетке прицела АСП-ПФД
0/8	0-3	500—700	15	0	Между 1/2 R и центральной точкой	Между 1-й рискной и центром сетки
		700—900	20	0	Между 1/2 R и центральной точкой	Между 2-й рискной и центром сетки
		900—1100	25	0	Между R—2 длины ромбика и центральной точкой	Между 3-й рискной и центром сетки
1/8	3—11	500—700	30	15	Между R и 1/2 R	Между 3-й и 1-й рискными
		700-900	40	20	Между R <sub>1</sub> и 1/2 R <sub>1</sub>	Между 4-й и 2-й рискными
		900—1100	50	25	Между R <sub>1</sub> + 2 длины ромбика и R — 2 длины ромбика	Между 5-й и 2-й рискными
2/8	11—18	500—700	60	30	Между 1,5 R <sub>1</sub> и R	Между малым кольцом и 3-й рискной
		700—900	80	40	Между 2 R и R <sub>1</sub>	±2 деления относительно малого кольца
		900—1100	100	50	Между 2,5 R <sub>1</sub> и R <sub>1</sub>	Между малым и большим кольцом

Примечание. R — радиус окружности по внутренним вершинам ромбиков; R<sub>1</sub> — радиус окружности по внешним вершинам ромбиков.

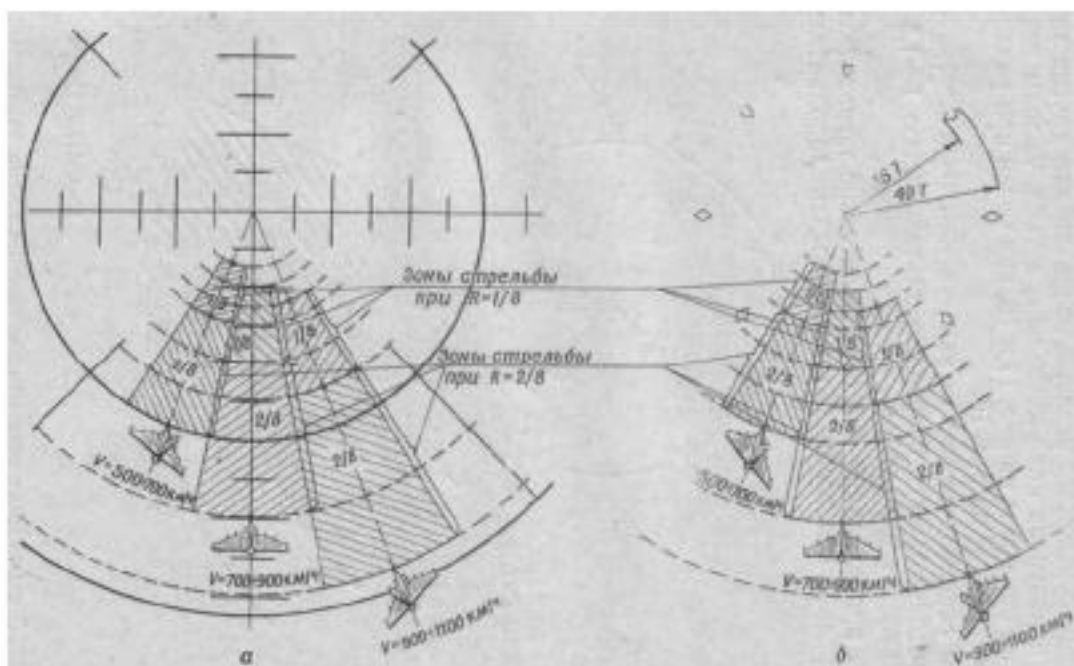


Рис. 17. Зоны ведения огня при сопроводительно-заградительной стрельбе: а — с использованием дополнительной неподвижной сетки прицела; б — с использованием основной сетки прицела типа АСП-ПФ в режиме «СС»

При сопроводительно-заградительном методе стрельбу необходимо вести очередями длительностью 1—1,5 с на дальностях 200—400 м.

Для прицеливания при сопроводительно-заградительной стрельбе целесообразно использовать дополнительную неподвижную сетку. Методы определения дальностей при использовании дополнительной неподвижной сетки для некоторых целей показаны на рис. 20—22.

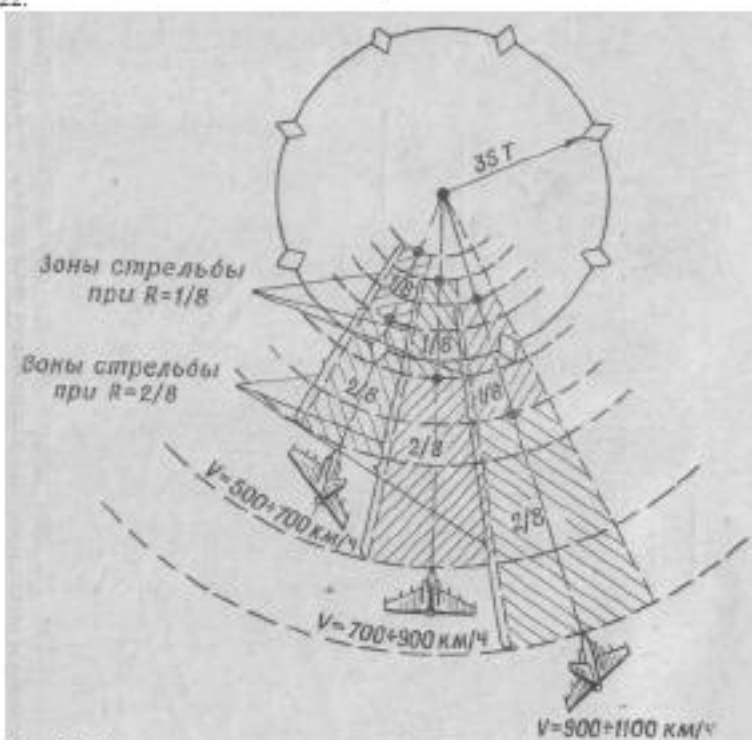


Рис. 18. Зоны ведения огня при сопроводительно-заградительной стрельбе с использованием основной сетки прицела АСП-5НД в режиме «Непод»










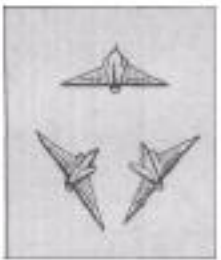




Ракурс	Тип цели		
	„Фантом“	„Мираж“	„Скайхок“
0/8			
1/8			
2/8			
3/8			

Рис. 19. Вид целей под различными ракурсами

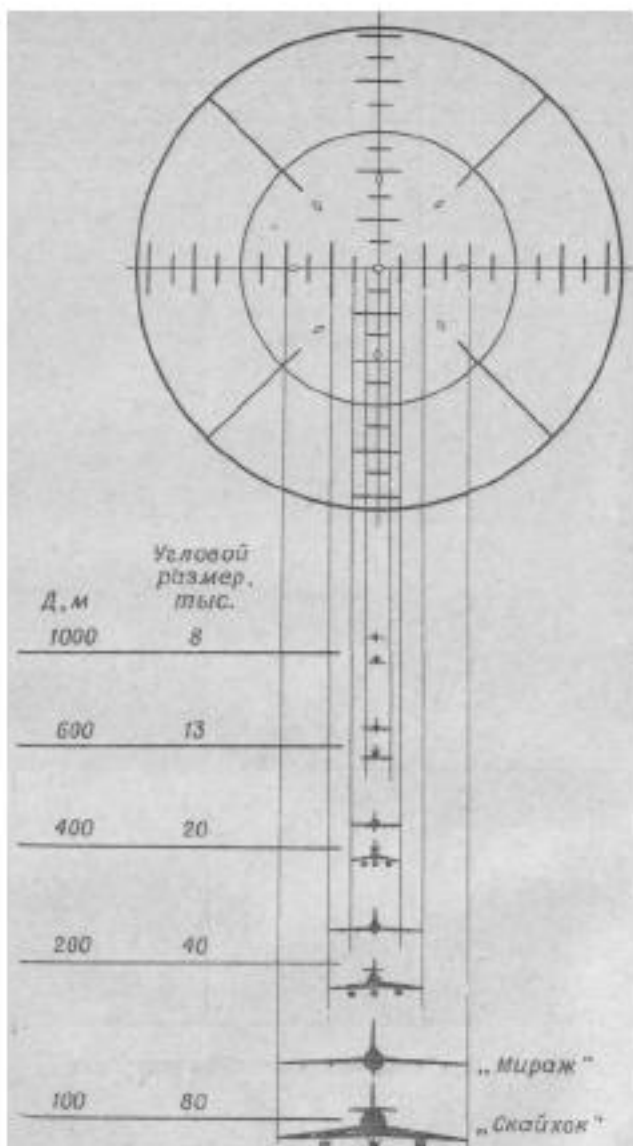


Рис. 20. Определение дальностей 1000—100 м до целей типа «Мираж» и «Скайхок» с помощью дополнительной неподвижной сетки прицела

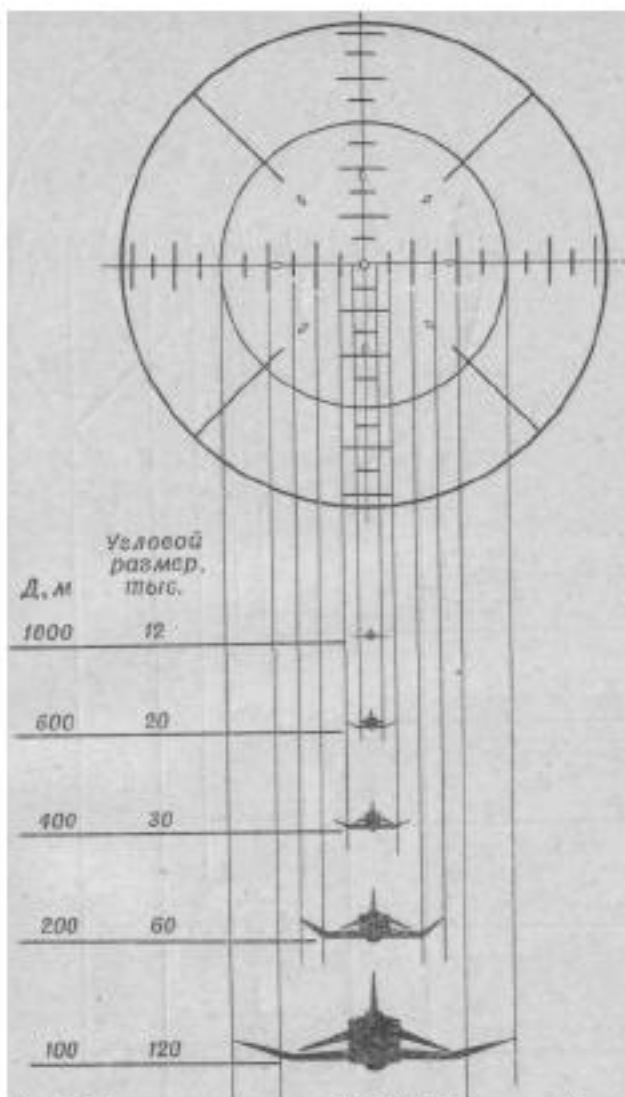


Рис. 21. Определение дальностей 1000—100 м до целей типа «Фантом» с помощью дополнительной неподвижной сетки прицела

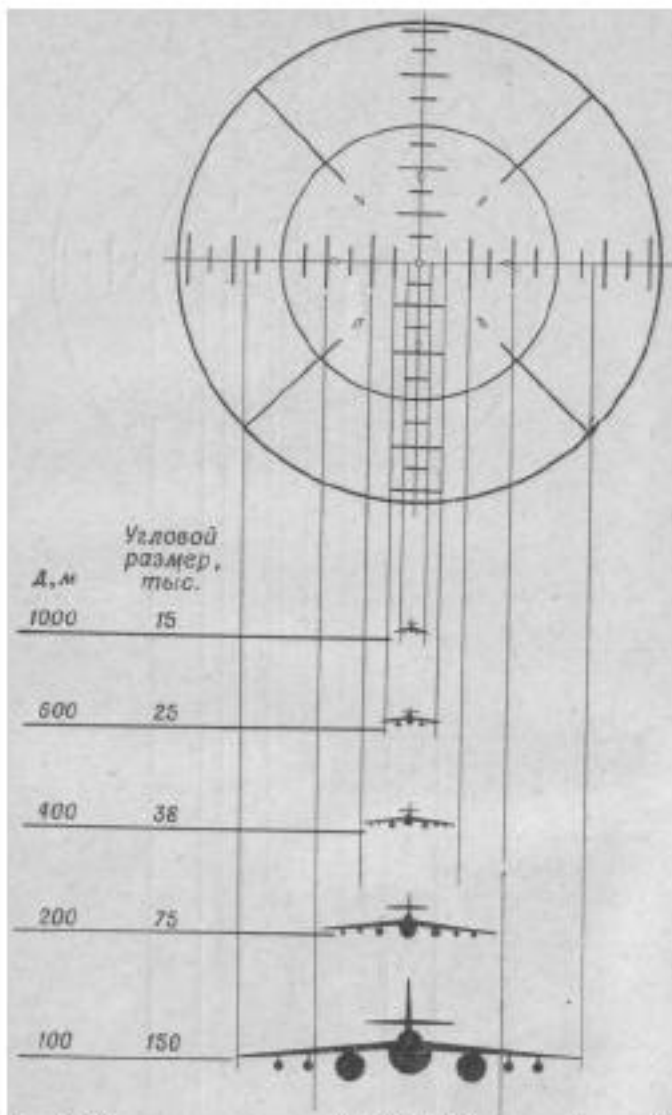


Рис. 22. Определение дальностей 1000—100 м до целей типа «Вотур» с помощью дополнительной неподвижной сетки прицела

При стрельбе по наземным целям оптические прицелы обеспечивают возможность прицеливания:

а) в режиме «Гиро» с автоматическим вводом дальности от блока наклонной дальности (при углах пикирования более  $20^\circ$ ) или от внешнебазового дальномера.

Прицеливание по наземной цели необходимо производить в такой последовательности:

— перед вводом самолета в пикирование или маневр нажать кнопку ДЕМПФИРОВАНИЕ СЕТКИ ПФ, расположенную на ручке управления;

— после ввода в пикирование наложить центральную марку на цель и устранить скольжение;

— отпустить кнопку ДЕМПФИРОВАНИЕ СЕТКИ ПФ и произвести синхронизацию визирного луча и цели в течение 2—3 с;

— определить момент открытия огня по шкале индикатора дальности на головке прицела.

Если не работает блок наклонной дальности прицела, дальность в прицел вводить от внешнебазового дальномера, для чего переключатель АВТ.—РУЧ. установить в положение РУЧ. При этом дальность определять глазомерно или по показаниям высотомера с учетом соответствующих поправок;

б) в режиме «СС» с автоматической отработкой поправок стрельбы в условиях, приближенных к расчетным (угол пикирования  $35^\circ$  для истинной скорости 800 км/ч и  $20^\circ$  для истинной скорости 900 км/ч), при дальности стрельбы для пулемета или дальности пуска ракет типа С-5К и С-5М — 1300 м, а для ракет С-24 — 1700 м;

в) в режиме «СС» и «Руч.» при установке рукояткой УГЛЫ ручную суммарной угловой поправки стрельбы для данного типа оружия, когда условия стрельбы (пуска) значительно отличаются от расчетных, при параметрах, указанных в табл. 8.

Стрельбу по наземным целям в режиме «СС» рекомендуется выполнять при отсутствии навыков стрельбы в режиме «Гиро» в условиях крайне ограниченного времени на прицеливание и при отказе автоматик прицела. Для прицеливания в режиме «СС» целесообразно пользоваться дополнительной неподвижной сеткой. При прицеливании в режиме «СС» необходимо учитывать поправку на скорость ветра и цели. При стрельбе из пулемета эта поправка примерно равна двукратному значению суммарной скорости ветра и цели, отсчитываемой в метрах в секунду, или полторакратному в тысячных дистанции на рекомендованных дальностях стрельбы (при пуске неуправляемых ракет — соответственно трехкратному значению в метрах в секунду или двукратному в тысячных дистанции).

Таблица 8

Наименование параметра атаки	Варианты условий атаки		
	1-й	2-й	3-й
Угол пикирования, град	10	20	40
Приборная высота ввода в пикирование, м	450	1200	2500
Истинная скорость полета при вводе в пикирование, км/ч	800	800	650
Дальность начала стрельбы, м	1600 (1800 ракетами С-24)	1500 (1800 ракетами С-24)	1600 (1900 ракетами С-24)
Дальность прекращения стрельбы *, м	Не менее 1000 м при стрельбе из пулемета, 1200 м — при пуске ракет С-5К и С-5М и 1600 м — ракет С-24		Не менее 1300 м при стрельбе из пулемета, пуске ракет С-5К и С-5М и 1700 м — ракет С-24
Угол прицеливания, устанавливаемый на прицеле:			
для стрельбы из пулемета	1°	0°50'	0°50'
для пуска ракет:			
С-5М	2°	1°30'	1°40'
С-5К	2°15'	1°40'	2°0'
С-24	2°50'	2°30'	2°15'

\* В случае меньших дальностей прекращения стрельбы самолет при выводе из пикирования будет проходить через область разлета осколков ракет или пуль.

Оптические прицелы обеспечивают определение дальности с помощью внешнебазового дальномера при атаке наземных целей, имеющих угловой размер на дальности открытия огня не менее 22 т.д.

При атаке малоразмерных целей определение дальности производить глазомерно, пользуясь размером сетки как масштабом (минимальный диаметр кольца составляет 22 т.д., а диаметр центральной марки — 2 т.д.).

Прицел АСП-ПФМ-Б обеспечивает то же, что и прицел АСП-ПФД, и отличается от него:

- отсутствием дополнительной неподвижной сетки типа ПКН;
- необходимостью ручного введения дальности 600 м реостатом на РУД в режимах «Гиро», «Воздух» и «Авт.» в случае отсутствия или срыва сигнала ЗАХВАТ.

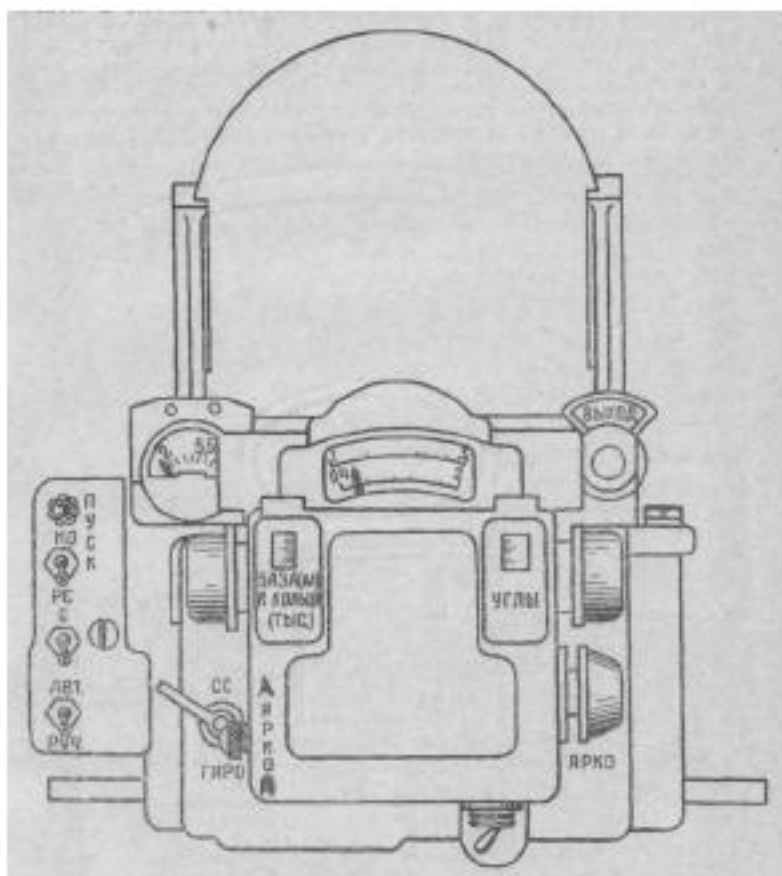


Рис. 23. Общий вид прицела типа АСП-ПФ

Прицел АСП-5НД обеспечивает то же, что и прицел АСП-ПФМ-Б, и отличается от него следующим:

- отсутствует блок наклонной дальности;
- отсутствует режим фиксированной дальности 300 м, в связи с чем рукоятка БАЗА имеет одну шкалу;
- отсутствует сигнализация ПУСК;
- не обеспечивается сигнализация ВЫХОД при стрельбе по наземной цели.

Общий вид прицелов типа АСП-ПФ и АСП-5НД показан на рис. 23 и 24.

Примечания: 1. В прицел АСП-5НД при пуске по наземной цели всех типов неуправляемых ракет, кроме ракет С-5М и стрельбы из пулемета, вводится фактическая дальность пуска и фактический размер (база) цели.

2. Для устранения систематического перелета при пуске ракет типа С-5М и стрельбе из пулемета в прицеле АСП-5НД устанавливается база, равная 0,7 фактической, и вводится дальность, равная 0,7 дальности открытия огня. Так, при дальности стрельбы (пуска) 1300 м и размере цели 40 м в прицел необходимо ввести дальность 910 м и установить базу, равную 28 м.

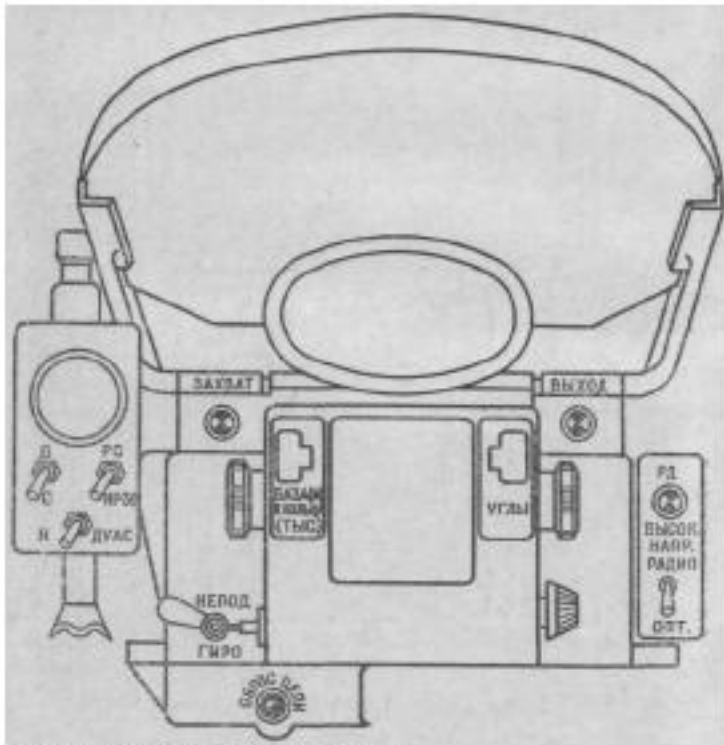


Рис. 24. Общий вид прицела АСП-5НД

Порядок проверки оптического прицела и радиодальномера

Для проверки оптического прицела и радиодальномера необходимо:

- подключить к самолету наземные источники постоянного и переменного тока;
  - включить АЗС АККУМ. БОРТ. АЭРОДР., ГЕНЕРАТ., ПРИЦЕЛ, ОБОГР. ПРИЦЕЛА, РАДИОДАЛЫН. ВРД;
  - внешним осмотром проверить чистоту отражателя и светофильтра;
  - установить переключатели ГИРО — СС (ГИРО — НЕПОД), ВОЗДУХ — БЕЗ. НОВ. — ЗЕМЛЯ АВТ.— РУЧ. (РАДИО — ОПТ.), Б — С и НО — РС (НР-30 — РС) в положения ГИРО, ВОЗДУХ, РУЧ. (ОПТ.), С и НО (НР-30);
  - убедиться в плавности изменения подсвета сеток (сетки) прицела при вращении реостатов;
  - вращением рукоятки БАЗА убедиться в изменении кольца сетки;
  - убедиться в отклонении сетки прицела по вертикали, движении стрелки дальности в диапазоне 600—2000 м при вращении рукоятки на РУД, а также загорании лампы ПУСК в диапазоне дальностей 600—1950 м и лампы ВЫХОД на дальностях менее 600 м (для прицела АСП-5НД — на дальности 600 м только лампы ВЫХОД);
  - убедиться, что при повороте рукоятки РУД в сторону минимальной дальности до упора наблюдается резкое смещение центральной марки прицела вверх и загорание лампы ВЫХОД, подтверждающие переход прицела в режим фиксированной дальности 300 м;
  - установить переключатель ВОЗДУХ — БЕЗ. НОВ. — ЗЕМЛЯ в положение ЗЕМЛЯ. Вращая рукоятку РУД, убедиться в загорании лампы ПУСК на дальности 1950 м, лампы ВЫХОД на дальности 1600 м для ракет С-24 и на дальности 1200 м для ракет типа С-5 и пулемета;
  - установить переключатели в положения АВТ. и ВОЗДУХ, при этом должна загореться желтая лампа ВЫСОКОЕ СРД (при наличии впереди самолета отражающих поверхностей загорается зеленая лампа ЗАХВАТ, устанавливается размер кольца в соответствии с дальностью до захваченной цели и обрабатывается дальность до цели на индикаторе дальности, вращение рукоятки дальности на РУД не должно изменять показаний индикатора дальности);
  - при переключении переключателя НО — РС из положения НО в положение РС убедиться в смещении центральной марки прицела вниз;
  - нажать кнопку СБРОС ЦЕЛИ, при этом зеленая лампа ЗАХВАТ должна погаснуть;
  - переключатель АВТ. — РУЧ. установить в положение РУЧ.;
  - переключатель НО — РС установить в положение РС и при отклонении техником самолета флажеров ДУА и ДУС убедиться в перемещении сетки прицела по вертикали и горизонтали.
- После проверки оптического прицела и радиодальномера установить переключатель ГИРО — СС в положение СС, выключить АЗС РАДИОДАЛЬНОМЕР; ПРИЦЕЛ, ОБОГР. ПРИЦЕЛА, все остальные переключатели установить в положения, необходимые для выполнения задания.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Взлет и посадку производить только при положении переключателя ГИРО — СС (ГИРО — НЕПОД) на СС (НЕПОД).

#### ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ ЦЕНТРАЛИЗОВАННОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ОПАСНЫХ РЕЖИМОВ (СОРЦ-1)

Система СОРЦ-1 предназначена для предупреждения летчиков о возникновении опасного режима работы систем и агрегатов. Сигнализация выполняется с помощью вспышек лампы-кнопки СОРЦ в передней и задней кабинах.

Система СОРЦ-1 выдает сигналы в следующих случаях:

- при отключении генератора, при остановке двигателя или выходе из строя генератора (на табло высвечивается сигнал

#### ГЕНЕРАТ. ВЫКЛЮЧ.);

- при возникновении пожара в зоне двигателя (на табло высвечивается сигнал ПОЖАР);
  - при выработке топлива из расходного бака или выключении его насоса (на табло высвечивается сигнал РАСХОДН. БАК);
  - при аварийном остатке топлива 500 л (на табло высвечивается сигнал ОСТАЛОСЬ 500 ЛИТР.);
  - при падении давления в основной гидросистеме до 160—175 кг/см<sup>2</sup> (на табло высвечивается сигнал СЛЕДИ ДАВ. ОСН. СИСТ.);
  - при падении давления в бустерной гидросистеме до 160—175 кг/см<sup>2</sup> (на табло высвечивается сигнал СЛЕДИ ДАВ. БУСТ. СИСТ.);
  - при открытых замках откидных частей фонаря и незагерметизированных кабинах (загорается лампа ЗАПРИ ФОНАРЬ, на табло высвечивается сигнал ЗАПРИ ФОНАРЬ);
  - при падении давления масла или при наличии стружки в масле (загорается лампа МАСЛЮ).
- Примечание. На самолете МиГ-21УС система СОРЦ-1 не установлена.

#### ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПЕРИСКОПА

В процессе подготовки летчика передней кабины к вырубиванию инструктору необходимо:

- выпустить перископ, для чего включить АЗС ИМ. ПОВРЕЖ. ПЕР. ЛАМПА ШТОРКА, ПЕРИСК. ВЕНТ. (ИМИТ. ПОВРЕЖ. ШТОРКА ПЕРИСК.) и установить переключатель перископа на правом борту задней кабины в положение АВТОМ.;
- проверить правильность регулировки внутреннего зеркала перископа (совпадение линии горизонта, проектируемой в зеркале, с линией естественного горизонта), отсутствие люфтов, чистоту зеркала перископа.

После взлета по окончании уборки шасси проконтролировать уборку перископа. Если перископ не убрался, необходимо убрать его установкой переключателя перископа в положение УБОРКА. Время уборки перископа равно при взлете на максимуме 28—30 с, при взлете на форсаже оно достигает 35 с.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. До полной уборки перископа не превышать скорости 900 км/ч.

2. Летчикам в обеих кабинах в полете на скорости более 900 км/ч пользоваться кнопкой контроля ламп на ППС-2МК **запрещается**, так как при нажатии этой кнопки происходит выпуск перископа (если переключатель перископа установлен в положение АВТОМ.).

После выпуска шасси проконтролировать выпуск перископа. Заход, расчет на посадку и посадку из задней кабины выполнять с выпущенным перископом.

Выполнение посадки из задней кабины с убраным перископом производить только при невыпуске перископа.

#### ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САРПП-12Г

Система САРПП-12Г служит для регистрации на 35-мм фотопленку шести плавно меняющихся параметров:

- приборной высоты полета ( $H_{\text{пр}}$ );
- приборной скорости полета ( $V_{\text{пр}}$ );
- вертикальной перегрузки ( $n_y$ );
- оборотов РИД двигателя;
- продольной перегрузки ( $n_x$ );
- угла отклонения стабилизатора ( $\phi_{\text{ст}}$ ).

Кроме того, система регистрирует следующие разовые команды:

- падение давления в основной гидросистеме;
- падение давления в бустерной гидросистеме;
- контроль включения автопилота;
- контроль работы режимов двигателя МАКСИ-МАЛ — ФОРСАЖ;
- включение боевой кнопки.

Записанная информация сохраняется в случае механического удара.

Система включается в работу автоматически при разбеге и отключается на пробеге при  $V = 100$  км/ч. Предусмотрено ручное включение системы от выключателя САРПП, расположенного на правом пульте передней кабины. Ручное включение системы производить после запуска двигателя, выключение — после заруливания на стоянку.

#### БУКСИРОВКА САМОЛЕТА

Буксировать самолет по аэродрому только с закрытыми фонарями. Скорость буксировки по бетону должна быть не более 15 км/ч, по грунту — не более 10 км/ч.

Во время буксировки летчик или техник должен сидеть в передней кабине и быть готовым к торможению (особенно в момент остановки буксировщика). Ночью буксировать самолет с включенными АНО.



## РАЗДЕЛ II

### ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

1. Командиром экипажа является летчик-инструктор, который на всех этапах подготовки и выполнения полета обязан контролировать правильность действий летчика, особенно при возникновении аварийной ситуации и при необходимости обеспечить безопасность полета или спасение экипажа.

2. При подготовке к полету на земле летчики должны строго распределить обязанности по управлению самолетом в целях исключения полета самолета с освобожденной ручкой управления.

Во всех полетах самолетом управляет один летчик. Управление триммерным эффектом должно быть обязательно переключено на кабину летчика.

О любом вмешательстве в управление инструктор должен информировать проверяемого летчика по СПУ. Летчик, воспринимая поправки, продолжает управлять самолетом и ручку управления не бросает. О взятии управления на себя на продолжительное время инструктор предупреждает летчика по СПУ и переключает управление триммерным эффектом на себя.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Во избежание случаев выхода самолета на большие перегрузки при непроизвольном уводе механизма триммерного эффекта не допускать полета самолета с освобожденными ручками управления.

3. В случае необходимости инструктор может переключить управление двигателем на себя (отключить РУД передней кабины), предупредив об этом проверяемого летчика по СПУ.

4. Перед полетом летчик обязан принять доклад от авиационного техника о готовности самолета к полету, количестве заправленного топлива, кислорода, спирта, зарядке пулемета, подвешенных ракетах, бомбах, а также о последних сделанных на самолете работах.

### ОСМОТР САМОЛЕТА

5. Внешний осмотр самолета производится летчиком и контролируется инструктором. При внешнем осмотре необходимо проверить:

- снятие всех заглушек и чехлов, а также струбцины с руля направления;
- состояние и положение конуса воздухозаборника, который должен быть закреплен и убран, состояние про-тивовомпажных створок;
- нет ли посторонних предметов и трещин обшивки во входном канале;
- обжатие пневматиков колес по отсутствию «подушки» в месте контакта пневматика с покрытием;
- состояние планера, органов управления, целостность обтекателей и антенн;
- нет ли подтекания масла, гидросмеси и топлива;
- подвеску топливного бака или пулеметной gondoly в соответствии с заданием;
- соответствие заданию на полет подвешенных и снаряженных боеприпасов и отсутствие у них внешних повреждений;
- надежность установки колодок под основные колеса шасси.

6. Непосредственно перед посадкой в кабину дать команду технику самолета:

- подогнать подвесную систему парашюта по росту (летчикам необходимо знать, на какие номера следует устанавливать плечевые и ножные захваты подвесной системы);
- снять наземные стопоры, за исключением наземных стопоров затворов пиромеханизмов отстрела штанг первых стабилизирующих парашютов и ручек аварийного сброса фонарей.

### ОСМОТР КАБИН

7. Осмотр передней кабины производит летчик, осмотр задней кабины — инструктор.

Перед посадкой в кабины самолета летчики, соблюдая меры предосторожности, должны убедиться в том, что:

- наземные стопоры установлены в ручку аварийного сброса фонарей и в затвор пиромеханизма отстрела штанги стабилизирующего парашюта;
- клапаны контейнеров со вторым и первым стабилизирующими парашютами зачеканы;
- блокировочный фал фонаря подсоединен к креслу и уложен в карманчик;
- двойная ручка управления катапультированием погнутостей не имеет и не примята;
- фал блокировочного узла системы централизованного сброса фонарей в передней кабине подсоединен к фонарю и уложен в карманчик;
- при установленных катапультных установках КМ-1УМ и КМ-НИМ боудены мягких захватов ног отбортованы в клапаны на приборной доске;
- шланги статической и динамической проводок прибора КПА-4 подсоединены;
- гашетка боевой кнопки на ручке управления самолетом находится в предохранительном положении;
- выключатель АККУМ. БОРТ. АЭРОДР. в передней кабине выключен;
- все АЗС на правом заднем электропитке (под стеклом) в передней кабине включены;
- головка автомата АД-6Е и его предохранительный клапан при полете в костюме ВКК-3М или ППК-1 в положении МИН., при полете в костюме ВКК-6М (ВКК-4П) или ППК-2 в положении МАК.;
- переключатели на усилителях УК-2М установлены при полете в гермошлеме типа ГШ-4 в положения ГШ и М, а при полете с кислородной маской или с гермошлемом типа ГШ-6 — в положения КМ и Л.;
- рукоятка термостата ТРТВК-45М установлена на 10° С в летнее и 20° С в зимнее время года;
- давление кислорода в системе подпитки двигателя равно 9—10,5 кг/см<sup>2</sup>;
- давление кислорода в кислородной системе питания летчиков равно 130—150 кг/см<sup>2</sup>;
- переключатели крана шасси находится в нейтральном положении и зафиксированы защелками;
- стрелки указателей расходомера показывают запас вырабатываемого топлива в соответствии с заправкой: при полной заправке без подвесных баков — 2350 л, с подвесным фюзеляжным баком емкостью 490 л — 2850л;

- давление в основной и аварийной воздушных системах — 110—130 кг/см<sup>2</sup>;
- педали установлены по длине ног;
- в кабинах нет посторонних предметов.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Укладка в чашки катапультных кресел подушек, чехлов, различных прокладок и других предметов запрещается.

#### ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПОСЛЕ ПОСАДКИ В ПЕРЕДнюю КАБИНУ

- 8.** После посадки в переднюю кабину летчик должен самостоятельно или с помощью техника самолета:
- подсоединить карабин фала НАЗ к полетному обмундированию;
  - надеть подвесную систему парашюта (подвесная система парашюта должна быть плотно подогнана);
  - подсоединить шланг натяжного устройства костюма к прибору КП-52М;
  - надеть пружину натяжного устройства гермошлема и тесьму крепления гофрированного шланга ГШ (КМ) на скобу левого ножного обхвата перед замыканием ее с замком;
  - закрыть замок подвесной системы;
  - подсоединить шланги вентиляции одежды и ППУ к верхней колодке ОРК-11А;
  - закрепить прибор КП-52М на замке, установленном на левом ножном обхвате подвесной системы парашюта ниже большой полупетли;
  - подсоединить шланги ГШ (КМ) к прибору КП-52М и убедиться, что трубка подпора клапана выдоха не перегибута и не перекручена;
  - соединить электроразъема обогрева стекла ГШ и радио со жгутом на ОРК-11А, предварительно протянув этот жгут под подвесную систему;
  - отрегулировать кресло по росту переключателем СИДЕНЬЕ ВВЕРХ — ВНИЗ;
  - проверить работу плечевого притяга;
  - плотно притянуться с помощью ручки поясного притяга.
- 9.** Произвести осмотр кабины в последовательности слева направо. При этом положения рычагов, выключателей и показания приборов должны быть следующими:
- на дистанционном управлении ДУ-7 рукоятка 100% O<sub>2</sub> — СМЕСЬ — в положении СМЕСЬ, рукоятка аварийной подачи кислорода — в положении ВЫКЛ., рукоятка вентиляции шлема (ВУШ) — в положении ВЫКЛ.;
  - кнопка СБРОС ПАРАШЮТА закрыта колпачком;
  - переключатель обогрева смотрового стекла гермошлема — в положении АВТОМ.;
  - переключатель АНО — в нейтральном положении;
  - переключатель управления противоположными створками законтрен в положении СТВОРКИ АВТОМ.;
  - переключатель рода работ конуса законтрен в положении АВТОМ.;
  - переключатель ручного управления конусом — в положении УБРАНО;
  - выключатель АВАР. УПР. СОПЛОМ ДВИГАТ. — в выключенном (нижнем) положении;
  - переключатели вариантов стрельбы — соответственно варианту применения вооружения;
  - переключатель АВТОМ. — ГОРЯЧ. — ХОЛОД — в положении АВТОМ.;
  - выключатель УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ законтрен в нижнем положении (на самолете МиГ-21УС не установлен);
  - переключатель ШТОРКА — в положении ОТКР.;
  - рукоятка крана ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА повернута по часовой стрелке до отказа (на самолете МиГ-21УС рукоятка крана должна быть установлена в положение ЗАКР.);
  - выключатель АВТОМ. ТОРМОЖ. КОЛЕС включен;
  - АЭС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ выключен и законтрен;
  - АЭС ФОРС. МАКС., АГРЕГАТ ЗАПУСКА и ПОЖАР. ОБОРУД. выключены;
  - РУД переключен на переднюю кабину и установлен в положение СТОП; при осмотре проверить легкость хода РУД и надежность его фиксации в положениях М. ГАЗ, СПС, МАКСИМАЛ, МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ и ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ (если управление двигателем будет производиться из передней кабины, фиксация РУД на упорах М. ГАЗ, МАКСИМАЛ, МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ и ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ во второй кабине должна быть отключена, а красная рукоятка механизма отключения РУД должна находиться в переднем положении);
  - переключатель ЗАПУСК ДВИГАТ. — ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА — в положении ЗАПУСК ДВИГАТ.;
  - кнопка ОГНЕТУШИТЕЛЬ закрыта колпачком, колпачок законтрен;
  - переключатель ФАРЫ РУЛЕЖ. — в положении УБОРКА;
  - переключатель ПРИВОДНЫЕ — в положении ДАЛЬ.;
  - выключатель БУСТЕР ЭЛЕРОНА выключен и законтрен;
  - рукоятка аварийного торможения колес АВАР. ТОРМОЖ. утоплена и законтрена;
  - рычаг АВАР. ПВД ТЯНИ утоплен и законтрен (рычаг ПВД законтрен в положении РАБОЧ.);
  - переключатель СКОРОСТЬ БОЛЬШ. — МАЛАЯ законтрен в нейтральном положении;
  - переключатель рода работ АРУ законтрен в положении АВТОМ.;
  - рычаг ТОРМОЗ ПЕРЕДНЕГО КОЛЕСА — в положении ВЫК.;
  - переключатель АП ТАНГАЖ — в положении ВЫК. (на самолете МиГ-21УС не установлен);
  - рукоятка арретира ГИРО — СС на прицеле — в положении СС (ГИРО — НЕПОД — в положении НЕПОД);
  - переключатели оптического прицела и систем вооружения установлены в положения, соответствующие заданию на полет;
  - колпачок кнопки АВАР. СБРОС ПОДВЕСОК закрыт и законтрен;
  - выключатель ВЕНТИЛЯТОР — в выключенном положении;
  - переключатель ИЗДЕЛИЕ 81 — на заданном номере кода;
  - переключатель КОД СТ. СРО — в положении РАБОЧИЙ;
  - переключатель рода работ СОД-57М — в положении ПОСАДКА — ОДИН, переключатель волн — на заданном номере волны;
  - часы должны показывать точное время и быть подготовлены к полету;

- колпачок кнопки АВАР. ПУСК СС закрыт и законтррен;
  - выключатель ТАКТИЧ. СБРОС выключен и законтррен;
  - АЭС ОБОГРЕВ ДУАС ДУА, ПВД-7 (ПВД, ПВД-5) выключен;
  - переключатель сигназируемой высоты ПСВ-УМ — в положении ВЫКЛ.;
  - таблица показаний высотомера ВД-28К при эшелонировании установлена справа на откидной части фонаря;
  - на пульте управления АРК-10 переключатель рода работ — в положении ВЫКЛ., кнопка ДПРС аэродрома посадки нажата, на трафарете для АРК-10 записаны радиоданные предварительно настроенных приводных и широкоэшелонных радиостанций; переключатели ТЛГ — ТЛФ и УЗК. — ШИР. установлены соответственно в положения ТЛФ и ШИР., регулятор РЕГ. ГРОМК. повернут по часовой стрелке до упора, фиксаторы на ручках ДИАПАЗОН и НАСТРОЙКА ГРУБАЯ закрыты;
  - диапазонный переключатель волн ДПВ АРК в положении, соответствующем выбранному номеру кнопки БПРС;
  - выключатель БЕДСТВИЕ выключен, кнопка ВЗРЫВ закрыта колпачком и законтррена;
  - выключатель СОД — в выключенном положении;
  - на пульте управления РСНУ-5 (Р-832М) — рабочий канал связи, выключатель ПШ — ВЫКЛ. — в положении ПШ.
- Примечание. При установке на самолете связной радиостанции УКВ и ДЦВ диапазонов Р-832М действия летчика при работе с ней такие же, как и при работе с радиостанцией РСНУ-5;
- переключатель кодов СРО-2М — на заданном номере кода;
  - регуляторы громкости СПУ и РАДИО повернуты по часовой стрелке до отказа, переключатель РЕЗЕРВ — ВЫКЛ. — в положении ВЫКЛ., переключатель АРК — ВЫКЛ. — в положении ВЫКЛ.;
  - рукоятка крана ПИТАНИЕ КАБИНЫ — в положении ОТКРЫТ;
  - все остальные АЭС и выключатели на вертикальной и горизонтальной частях правого пульта должны быть выключены.
- Размещение приборов, переключателей и рычагов в передней кабине самолетов МиГ-21УМ и МиГ-21УС показано на рис. 25—30.

### ДЕЙСТВИЯ ИНСТРУКТОРА ПОСЛЕ ПОСАДКИ В ЗАДНЮЮ КАБИНУ

**10.** После посадки в заднюю кабину инструктор должен выполнить действия, изложенные в ст. 8, и произвести осмотр кабины в последовательности слева направо. При этом положения рычагов, переключателей и показания приборов должны быть следующими:

- на дистанционном управлении ДУ-7 рукоятки должны быть установлены в положения СМЕСЬ и ВЫКЛ.;
- выключатель ВКЛЮЧ. СПУ ПОСТОЯННО выключен;
- выключатель РЕЗЕРВ — ВЫК. — в положении ВЫК.;
- выключатель АРК — ВЫК. — в положении ВЫК.;
- выключатель АВАР. УПР. СОПЛОМ ДВИГАТ. выключен;
- переключатель ОБОГРЕВ ГШ АВТОМ. — 20° — в положении ОБОГРЕВ ГШ АВТОМ. (ОБОГРЕВ ГШ АВТОМ.—РУЧН. в положении ОБОГРЕВ ГШ АВТОМ.);
- кнопка СБРОС ПАРАШЮТА закрыта колпачком;
- переключатель УПРАВЛЕНИЕ АРУ — в положении 1 КАБ;
- переключатель МАЛАЯ СКОР.—БОЛЬШ. СКОР. — в нейтральном положении;
- АЭС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ выключен и законтррен;
- РУД подключен на переднюю кабину и установлен в положение СТОП, красная рукоятка механизма отключения РУД передней кабины находится в переднем положении, гашетки-защелки для фиксации РУД во второй кабине на упорах СТОП, М. ГАЗ, МАКСИМАЛ, МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ и ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ зафиксированы в поднятом положении.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При необходимости взятия управления двигателем на себя в полете с отключением РУД в передней кабине инструктор обязан:

- нажать вниз красную рукоятку на секторе РУД, перевести ее полностью на себя и, отпустив, зафиксировать в заднем положении;
- до начала изменения режима работы двигателя для того, чтобы не произошло самовыключения двигателя при дросселировании до малого газа, включить фиксацию РУД на упорах СТОП и М. ГАЗ, для чего фиксатор гашетки на секторе РУД отвести от себя, а гашетку перевести на себя до упора;
- при необходимости использования форсажных режимов включить фиксацию РУД на упорах МАКСИМАЛ, МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ, ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ, для чего нажать одновременно на гашетку и защелку на РУД и отклонить их относительно рычага до выхода защелки из зацепления со штифтом;
- переключатель ПРИВОДНЫЕ — в положении ДАЛЬН.;
- рукоятка АВАР. ТОРМОЖ. утоплена и законтррена;
- лицевая панель пульта имитации отказов ПНО-155 закрыта плексигласовой крышкой, выключатель ПНО-155 находится в положении ВЫКЛ. и законтррен, а переключатели пульта установлены в положения НОРМ. (на МиГ-21УС пульт не установлен);
- на щитке инструктора переключатели ШАССИ ЗАКРЫЛК., ТОРМОЗ, ЦИТКИ, ТРИМ. ЭФФЕКТ., АВТОМ. ТОРМОЖ. КОЛЕС, ТЕМПЕРАТ. ГАЗОВ установлены в положения 1 КАБИНА УЧЛЕТА;
- выключатель БУСТЕР ЭЛЕРОНА включен и законтррен;
- выключатели ВЕНТИЛЯТОР, ШТОРКА ВЫПУЩ. выключены;
- выключатель СПС включен;
- на пульте имитации отказов ИП-К переключатели установлены в положения ГР. ПРИБ., АВИАГОР., КСИ, а реостат АРК — в положение ВКЛ.;
- часы должны показывать точное время и быть подготовлены к полету;
- колпачки кнопок АВАР. СБРОС БОМБ РС АПУ СС; АВАР. ПУСК СС закрыты и законтррены;
- на пульте управления АРК-10 включена кнопка ДПРС аэродрома вылета;
- переключатель ПЕРИСКОП АВТОМ.—УБОРКА установлен в положении АВТОМ.;
- выключатель ПШ — ВЫКЛ. на пульте управления РСНУ-5 (Р-832М) — в положении ПШ;
- рукоятка крана ПИТАНИЕ КАБИНЫ — в положении ОТКРЫТ;
- все остальные АЭС и выключатели на вертикальной части правого пульта должны быть выключены.

Размещение приборов, переключателей и рычагов в задней кабине самолетов МиГ-21УС и МиГ-21УМ показано на рис. 31—36.

## ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ СИСТЕМ, ПРИБОРОВ, АГРЕГАТОВ И ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

### 11. Летчикам установить на барометрических высотомерах:

- стрелки на нуль при вылете с аэродромов, имеющих превышение над уровнем моря менее 1000 м, при этом давление по шкале прибора не должно отличаться от давления по данным метеостанции на уровне аэродрома более чем на 2 мм рт. ст.;
- давление 760 мм рт. ст. при вылете с аэродромов, имеющих превышение над уровнем моря 1000 м и более, при этом высота по шкале прибора не должна отличаться от барометрической высоты аэродрома (по давлению 760 мм рт. ст.) по данным метеостанции более чем на 25 м.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Когда рассогласование между показаниями давления (высоты) на приборах и давлением (высотой) по данным метеостанции превышает 2 мм рт. ст. (25 м), вылет самолета и устранение рассогласования отворачиванием гайки кремальеры прибора запрещаются.

12. Проверить напряжение и емкость бортовых аккумуляторов под нагрузкой, для чего включить выключатель АККУМ. БОРТ. АЭРОДР. и АЗС АГД БЕЛЫЙ СВЕТ ДА-200 СИГН. ПОЖ. (АГД ДИ-1А ЗАЛИВ. СВЕТ ЭУП СИГН. ПОЖ.), НАСОС РАСХОД. БАКА и НАСОС 3 ГР. БАКОВ (на правом горизонтальном пульте кабины). Напряжение по вольтметру должно быть не менее 22,5 В, а емкость аккумуляторных батарей по счетчику ИСА — не менее 40 А•ч.

Выключение произвести в обратном порядке.

13. Проверку приборов и агрегатов производить только от наземных источников электроэнергии постоянного тока, для чего дать команду на их подключение.

После подключения наземных источников электроэнергии включить выключатель АККУМ. БОРТ. АЭРОДР. Напряжение при этом должно быть 28—29 В при работающем генераторе АПА (24—25 В при неработающем генераторе АПА). После включения выключателя АККУМ. БОРТ. АЭРОДР. на приборной доске начинает мигать лампа-кнопка СОРЦ системы сигнализации опасных режимов. Нажав на кнопку-лампу, выключить ее.

14. Убедиться в том, что при нажатии на кнопки проверок ламп на табло приборной доски высвечиваются все сигналы (сигнал 3 ГР. БАКОВ высвечивается только при включенном АЗС НАСОС 3 ГР. БАКОВ). При высвечивании надписи СТАБИЛИЗ. НА ПОСАДКУ стрелка указателя АРУ-ЗВ должна находиться в крайнем левом положении. Лампы ПОДВЕШЕНЫ СС ЛЕВ.—ПРАВ. и ПОДВЕСКА БОМБ РС (сигналы на табло ПОДВЕШЕН СС ЛЕВ., ПОДВЕШЕН СС ПРАВ., ПОДВ. ЛЕВ. БОМБ РС и ПОДВ. ПРАВ. БОМБ РС в задней кабине) загораются (высвечиваются) в зависимости от имеющихся на самолете подвесок.

15. Проверить исправность тормозной системы с включенным и выключенным тормозом переднего колеса в такой последовательности:

- нажать полностью тормозной рычаг в передней кабине, при этом манометр должен показывать давление 9—10 кг/см<sup>2</sup> (при нажатии кнопки манометр должен показать давление в тормозной системе 9—10 кг/см<sup>2</sup> при включенном тормозе переднего колеса);
- поочередно, полностью отклоняя педали, убедиться, что давление в тормозах растормаживаемого колеса падает до нуля;
- при нажатом тормозном рычаге в передней кабине плавно нажать рычаг в задней кабине (момент переключения тормозов ощущается по слабому толчку);
- летчику передней кабины убедиться в невозможности торможения из передней кабины при нажатом рычаге в задней кабине и в переключении торможения на переднюю кабину после отпущания тормозного рычага в задней кабине с последующим нажатием тормозного рычага в передней кабине.

16. Летчикам для проверки исправности обогрева смотрового стекла ГШ через 2—3 мин после включения электропитания подышать на стекло ГШ и убедиться, что оно не запотеваает.

### 17. Проверить работу комплекта кислородного оборудования:

а) без избыточного давления, для чего:

- закрыть смотровой щиток гермошлема (надеть маску) и подтянуть натяжное устройство гермошлема;
- при рукоятке 100% O<sub>2</sub> — СМЕСЬ, установленной в положение СМЕСЬ, произвести два-три глубоких вдоха и выдоха, при этом дыхание должно быть свободным, а сегменты указателя кислорода ИК-52 не должны двигаться;
- установить рукоятку 100% O<sub>2</sub> — СМЕСЬ в положение 100% O<sub>2</sub> и произвести два-три глубоких вдоха и выдоха (если сегменты указателя кислорода ИК-52 при вдохе сходятся, а при выдохе расходятся, комплект работает исправно), после чего установить рукоятку в положение СМЕСЬ;

— установить красную рукоятку аварийной подачи кислорода в положение ВКЛ. (если при этом будет ощущаться обдув лица постоянным потоком, аварийная подача кислорода исправна), затем перевести рукоятку в положение ВЫКЛ. — обдув лица должен прекратиться;

— установить рукоятку крана вентиляции шлема ВУШ в положение ВКЛ. (если будет ощущаться обдув лица постоянным потоком, ВУШ-6 работает исправно), перевести рукоятку в положение ВЫКЛ. — обдув лица должен прекратиться;

б) при избыточном давлении, для чего:

- установить рукоятку 100% O<sub>2</sub> — СМЕСЬ в положение 100% O<sub>2</sub>, а рукоятку аварийной подачи кислорода в положение ВКЛ.;
- в течение 15—20 с убедиться в том, что нет нарастания избыточного давления кислорода в гермошлеме (маске) по манометру М-2000;
- нажать кнопку ручного включения непрерывной подачи кислорода на РПК-52 и удерживать ее в таком положении на протяжении всей проверки;
- после прохождения большой подачи кислорода (давление костюма на тело начинает уменьшаться), прикрывая пальцем отверстие на регуляторе КП-52М, создать избыточное давление в гермошлеме до 1000 мм вод. ст. (в маске — до 500 мм вод. ст.);
- сделать несколько вдохов и выдохов (если стрелка манометра М-2000 при вдохе отклоняется влево, а при выдохе возвращается в исходное положение и компенсирующий костюм плотно обжимает тело, комплект работает исправно);
- отпустить кнопку непрерывной подачи кислорода на РПК-52, открыть отверстие на регуляторе КП-52М и рукоятки аварийной подачи и 100% O<sub>2</sub> — СМЕСЬ установить соответственно в положения ВЫКЛ. и СМЕСЬ.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. Во избежание травмирования легких проверка комплекта под избыточным давлением без компенсирующего костюма **запрещается**.

2. Нарастание избыточного давления в гермошлеме (маске) при открытом отверстии регулятора КП-52М, отсутствие давления в компенсирующем костюме при наличии давления в гермошлеме (маске), а также невозможность создания избыточного давления в гермошлеме 1000 мм вод. ст. (500 мм вод. ст. — в маске) свидетельствует о неисправности комплекта, при этом выполнение полета

#### **запрещается.**

Примечание. Проверка под избыточным давлением производится перед полетом на высоту более 11000 м или на боевое задание.

**18.** Для комплексной проверки ДА-200 (ЭУП-53), АГД-1, УУА-1 и СУА-1 необходимо:

- включить АЭС АГД БЕЛЫЙ СВЕТ ДА-200 СИГН. ПОЖ. (АГД ДИ-1А ЗАЛИВ. СВЕТА ЭУП СИГН. ПОЖ.), в задней кабине включить АЭС БЕЛЫЙ СВЕТ АГД ДА-200 (ЗАЛИВ. СВЕТА АГД ЭУП);
- убедиться, что на указателе АГД-1 горит сигнальная лампа;
- летчикам в обеих кабинах включить АЭС АГД и убедиться в погасании сигнальной лампы на указателе АГД-1 не более чем через 15 с;
- в обеих кабинах рукояткой поправки на указателе АГД-1 совместить индекс поправки тангажа (слева на лицевой стороне указателя) с нулевыми делениями крена;
- летчику в передней кабине включить АЭС УУА КСИ;
- через 1—2,5 мин после включения обеих АЭС, разворачивая на амортизаторах (относительно вертикальной оси) приборную доску в обеих кабинах, наблюдать за поведением стрелки указателя поворота: при нажатии на правую часть приборной доски стрелка указателя поворота должна отклониться влево, при нажатии на левую часть — вправо; в момент остановки движения приборной доски стрелка должна возвращаться к нулевому положению;
- убедиться, что указатель АГД-1 в обеих кабинах показывает углы тангажа и крена, соответствующие стояночному положению самолета;
- нажать кнопку СОГЛАСОВ. КСИ и удерживать ее до тех пор, пока не прекратится движение шкалы указателя;
- после согласования сравнить показания указателей КСИ в обеих кабинах; они должны показывать стояночный курс самолета;
- проверить напряжение питания борсети самолета, которое должно находиться в пределах 27,5—29,5 В; если напряжение больше или меньше 27,5—29,5 В, летчик должен дать команду отрегулировать напряжение в указанных выше пределах;
- после отклонения техником флюгарки датчика ДУА-3 вниз до упора указатель УУА-1 должен показывать угол атаки от  $-5$  до  $-9^\circ$ ;
- при нажатой кнопке контроля на ППС и медленном отклонении техником флюгарки датчика ДУА-3 вверх до упора в диапазоне углов атаки по УУА-1 от  $+24$  до  $+28^\circ$  должен сработать сигнализатор СУА-1.

Частота мигания сигнальных ламп в момент срабатывания сигнализатора СУА-1 должна быть в пределах 3—4 Гц. При дальнейшем отклонении флюгарки датчика до верхнего упора частота мигания сигнальных ламп должна увеличиваться до 7—8 Гц. При отклоненной флюгарке датчика вверх до упора угол атаки по УУА-1 должен быть в пределах от  $+31$  до  $+35^\circ$ .

В процессе проверки работы указателя УУА-1 и сигнализатора СУА-1 техник самолета проверяет, нет ли заедания флюгарки датчика ДУА-3.

Примечание. В случае необходимости проверки работы указателя УУА-1 и сигнализатора СУА-1 от бортовых аккумуляторов необходимо иметь в виду, что при уменьшении напряжения с 28,5 до 22 В указатель УУА-1 работает с большими ошибками (занижает показания). При этом сигнальные лампы при срабатывании СУА-1 вместо прерывистого мигания могут гореть непрерывно.

**19.** Для комплексной проверки работы РСНУ-5 (Р-832М), СПУ-9, АРК-10, РВ-УМ, МРП, СРО-2М, СОД-57М необходимо включить АЭС РАДИО СПУ, АРК, РВ-УМ МРП, СОД и СРО.

Для проверки радиостанции и СПУ-9 необходимо:

- по наличию подсвета номера канала убедиться в том, что управление радиостанцией осуществляется с пульта передней кабины;
- проверить правильность установки микрофона при полете в ГШ (микрофон должен устанавливаться на расстоянии 1—1,5 см от губ летчика);
- через 1,5—2 мин после включения питания проверить связь с наземной радиостанцией на необходимых каналах, регулятором РАДИО на абонентском щитке СПУ-9 подобрать необходимую громкость;
- проверить работу подавителя шумов (при установке выключателя ПШ—ВЫКЛ. в положение ВЫКЛ. должны прослушиваться шумы);
- после проверки работы РСНУ-5 (Р-832М) на пульте управления переключателем КАНАЛ установить рабочий канал связи, выключатель ПШ—ВЫКЛ. установить в положение ПШ;
- инструктору взять управление радиостанцией на себя и проверить радиосвязь на необходимых каналах, после чего передать управление радиостанцией летчику;
- проверить совместно с летчиком задней кабины внутрисамолетную связь как при нажатой кнопке СПУ, так и при включенном выключателе ВКЛЮЧ. СПУ ПОСТОЯННО (включается инструктором в задней кабине). После проверки инструктор должен выключить выключатель ВКЛЮЧ. СПУ ПОСТОЯННО.

Примечания: 1. Время перехода радиостанции РСНУ-5 (Р-832М) на любой канал связи не превышает 4 с.

2. В полете при ухудшении радиоприема на больших удалениях от наземной радиостанции выключатель подавителя шумов ПШ—ВЫКЛ. установить в положение ВЫКЛ.

3. При нажатии кнопки передатчика в любой кабине передача будет происходить только на канале связи, установленном на пульте, с которого осуществляется управление радиостанцией.

4. При нажатой кнопке в задней кабине ларингофоны летчика передней кабины отключаются.

5. При нажатых кнопках СПУ в телефонах должны прослушиваться команды по внешней радиосвязи.

Для проверки радиоконюса АРК-10 необходимо:

- установить переключатель рода работ на пульте управления АРК-10 в положение КОМП.;
- убедиться, что управление радиоконюсом осуществляется с пульта передней кабины, для чего нажать кнопку ПЕРЕКЛ. ПУЛЬТ.;
- через 3—5 мин после включения убедиться в том, что стрелка радиоконюса в УГР-4УК устанавливается в направлении ДПРС, а стрелка индикатора настройки отклоняется от нулевого положения;
- для прослушивания позывных приводных радиостанций установить выключатель АРК—ВЫКЛ. на абонентском щитке СПУ-9 в положение АРК, а переключатель рода работ на пульте управления АРК-10 — в положение АНТ. и убедиться в удовлетворительном прослушивании позывных сигналов ДПРС;
- установить переключатель ПРИВОДНЫЕ ДАЛЬ. — БЛИЖ. в положение БЛИЖ. и убедиться в удовлетворительном прослушивании позывных сигналов БПРС, после чего выключатель АРК — ВЫКЛ. установить в положение ВЫКЛ.;

— инструктору взять управление радиокompасом на себя, нажав кнопку ПЕРЕКЛ. ПУЛЬТ., и нажать кнопку БПРС своего аэродрома; по показанию стрелки радиокompаса и прослушиванию позывных убедиться в перестройке АРК на БПРС (для прослушивания позывных приводной радиостанции необходимо выключатель АРК — ВЫК. на щитке СПУ-9 установить в положение АРК); нажать кнопку ДПРС своего аэродрома, по показанию стрелки радиокompаса и прослушиванию позывных убедиться в перестройке АРК на ДПРС и дать команду летчику перенести управление АРК на переднюю кабину;

— установить переключатель рода работ на пульте управления АРК-10 в положение КОМП. и убедиться, что стрелка радиокompаса устанавливается в направлении БПРС;

— установить переключатель ПРИВОДНЫЕ. ДАЛЬ — БЛИЖ. в положение ДАЛЬ. и убедиться в перестройке радиокompаса на частоту ДПРС;

— при необходимости произвести аналогичную проверку радиокompаса на других фиксированных каналах (частотах);

— установить переключатель рода работ на пульте управления АРК-10 в положение ВЫКЛ.

Примечания: 1. При расположении самолета в укрытии показания стрелки радиокompаса в УГР-4УК могут не соответствовать направлению на целевую станцию.

2. Переключение радиокompаса с частоты ДПРС на частоту БПРС в полете осуществляется автоматически с помощью УАП-1 при выпущенном шасси и срабатывании МРП-56П при пролете над маркерным маяком (в момент срабатывания МРП-56П автоматически переключается на БПРС АРК-10 и загорается сигнальная лампа АРК БПРС).

3. Определение расстояния (наклонной дальности) до приводной радиостанции, на которую настроен АРК, независимо от направления полета и измененной маршрута (без учета ветра) осуществляется с помощью счетчика дальности, входящего в комплект АРК-10.

При проверке радиовысотомера необходимо:

— убедиться, что через 2—3 мин после включения, стрелка указателя высоты УВ-57 в обеих кабинах установилась на нулевой риске шкалы с точностью  $\pm 5$  м;

— установить переключатель ПСВ-УМ в положение К, а затем в любое другое, кроме ВЫКЛ., при этом должна «отработать» в течение 3—10 с звуковая сигнализация и гореть сигнальная лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА в обеих кабинах;

— установить переключатель ПСВ-УМ на требуемую высоту сигнализации в соответствии с заданием.

После включения питания СРО-2М убедиться, что горит лампа КОД ВКЛЮЧ. и при ответе на запросные сигналы наземного запросчика (НРЗ) мигает лампа ОТВЕТ, сигнализирующая об исправности СРО-2М.

Для проверки исправности СОД-57М необходимо:

— установить переключатель рода работ СОД-57М в положение ПОСАДКА ОДИН;

— нажать поочередно кнопки ПВУ-1, ПВУ-2, при этом должна загораться лампа ОТВЕТ. СОД.

Примечание. Если до нажатия кнопок неоновая лампа ОТВЕТ. СОД горит (мигает), при нажатии кнопок яркость свечения ее увеличивается и мигание прекращается;

— кратковременно нажать кнопку ОПОЗНАВ. СОД, при этом лампа ОТВЕТ. СОД должна загореться и гореть с постепенным увеличением яркости.

Примечание. Кратковременное нажатие кнопки ОПОЗНАВ. в полете производится по команде с наземной РЛС, при этом сигнальная лампа ОТВЕТ. СОД должна ярко гореть в течение 6—10 с после отпущения кнопки;

— установить переключатель рода работ СОД-57М в положение НАВЕДЕНИЕ ГРУБО.

20. После проверки оборудования все АЭС и выключатели должны быть выключены, за исключением АЭС РАДИО СПУ (для связи с руководителем полетов).

#### **Особенности проверки исправности систем, приборов, агрегатов и оборудования самолета инструктором из задней кабины**

21. Для проверки из задней кабины работы цепей питания шасси, закрылков, тормозных щитков, триммерного эффекта, автоматического растормаживания колес, а также температуры выходящих газов соответствующие переключатели на щитке инструктора необходимо устанавливать в положение II КАБИНА ИНСТРУКТОРА, а после окончания проверок — в положение I КАБИНА УЧЛЕТА.

22. Инструктору проверить обогрев смотрового щитка гермошлема, работу кислородного оборудования, пилотажно-навигационных приборов и возможность управления из задней кабины согласованием КСИ, самолетным переговорным устройством СПУ-9, радиостанцией РСИУ-5 (Р-832М) и радиокompасом АРК-10 одновременно с их проверкой летчиком передней кабины.

#### **ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ**

23. Непосредственно перед запуском двигателя дать команду технику на снятие наземных стопоров с ручек аварийного сброса фонарей и с затворов пиромеханизмов отстрела штанг первого стабилизирующего парашюта.

24. Запуск двигателя производить от наземного источника электроэнергии и только из передней кабины. Перед запуском двигателя необходимо:

— проверить плавность хода РУД от положения СТОП до положения ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ и установить его в положение СТОП;

— запросить у руководителя полетов разрешение на запуск двигателя.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При запуске и опробовании двигателя, а также при проверке самолетных систем летчики должны координировать свои действия с техником самолета.

25. Получив разрешение на запуск двигателя, дать команду технику «К запуску» и, получив ответ об исполнении команды, включить на правом пульте АЭС и выключатели АККУМ. БОРТ. АЭРОДР., НАСОС РАСХОД. БАКА, НАСОС 3 ГР. БАКОВ, АГД БЕЛЫЙ СВЕТ ДА-200 СПГН. ПОЖ. (АГД ДИ-1А ЗАЛИВ. СВЕТ ЭУП СИГН. ПОЖ.), при этом на табло (в передней и задней кабинах) высветятся и погаснут сигналы РАСХОДН. БАК, 3 ГР. БАКОВ, высветятся сигналы СЛЕДИ ДАВ. БУСТ. СИСТ., СЛЕДИ ДАВ. ОСН. СИСТ., а также мигающий сигнал ГЕНЕРАТ. ВЫКЛЮЧ.

При наличии на самолете подвешенного бака на среднем щитке передней кабины загораются лампы ПОДВЕСКА БАКА и ВЫРАБ. ПОДВ. БАКА (в задней кабине на табло высвечиваются сигналы ПОДВЕСКА БАКА и ВЫРАБ. ПОДВ. БАКА). После запуска двигателя и создания поддавливания в подвешенном баке лампа ВЫРАБ. ПОДВ. БАКА (в передней кабине) и сигнал ВЫРАБ. ПОДВ. БАКА (в задней кабине) должны погаснуть.

## ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

**26.** Перед запуском дать команду технику «От двигателя». Получив ответ «Есть от двигателя», необходимо:

- перевести рычаг управления двигателем на упор М. ГАЗ, при этом проверить, чтобы РУД не был установлен на упор СПС;
- на 2—3 с нажать кнопку ЗАПУСК НА ЗЕМЛЕ, при этом на табло высвечивается сигнал ЗАЖИГАН. ВЫКЛЮЧ.

После этого двигатель должен автоматически выйти на малый газ.

В процессе запуска температура газов за турбиной не должна превышать  $710^{\circ}\text{C}$ . Если температура газов за турбиной быстро нарастает с тенденцией превысить  $710^{\circ}\text{C}$ , происходит зависание оборотов или нет давления масла, запуск двигателя немедленно прекратить переводом РУД в положение СТОП и выключить АЭС АГРЕГАТ. ЗАПУСКА.

Если запуск был прерван до погасания сигнала ЗАЖИГАН. ВЫКЛЮЧ., после остановки ротора включить на 40 с АЭС АГРЕГАТ. ЗАПУСКА для доработки прерванного цикла пусковой панели, после чего выключить АЭС.

При наличии догорания топлива в реактивной трубе произвести холодную прокрутку двигателя в такой последовательности:

- установить РУД в положение СТОП;
- установить переключатель ЗАПУСК ДВИГАТ.—ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА в положение ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА.

Повторный запуск производить после выявления и устранения причины неудачного запуска.

После выхода двигателя на малый газ обороты РИД должны быть 30—36%, температура газов за турбиной — не более  $420^{\circ}\text{C}$ , давление масла — не менее  $1\text{ кг/см}^2$  (при увеличении оборотов сигнальная лампа МАСЛО не горит).

Сигнал ЗАЖИГАН. ВЫКЛЮЧ. на табло не должен высвечиваться.

## ПРОГРЕВ И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕТЧИКОМ, ПРОВЕРКА САМОЛЕТНЫХ СИСТЕМ

**27.** Взмахом руки дать команду технику на отключение наземных источников электроэнергии, после чего проверить включение в бортовую сеть генератора постоянного тока (по погасанию на табло сигнала ГЕНЕРАТ. ВЫКЛЮЧ. и по вольтметру, который должен показывать напряжение 28—29 В).

**28.** Установить соответствующие выключатели на правом переднем электрощитке в положения НАСОСН. СТАНЦ., ТРИМ. ЭФФЕКТ, САРПП ВКЛ. АП (КАП), АРК, РВУ—УМ МРП, СОД, АГД, УУА КСИ, СРО ВКЛ., а переключатель рода работ на пульте управления АРК-10 — в положение КОМП.

Инструктору в задней кабине включить пять выключателей на правом борту, установив их в положения ИМ. ПОВРЕЖ. ПЕР. ЛАМПА ШТОРКА ПЕРИСК. ВЕНТ., АГД, ККО, БЕЛЫЙ СВЕТ АГД ДА-200 (ЗАЛИВ. СВЕТ АГД ЭУП) и ГИДРО.

В процессе прогрева и опробования двигателя на всех режимах выше малого газа тормозной рычаг должен быть нажат полностью.

При работе двигателя на малом газе проверить:

а) работу механизма триммерного эффекта, нажав ползунок на ручке управления на себя и от себя (освобожденная ручка должна следовать в сторону перемещения ползунка); после проверки установить механизм триммерного эффекта в нейтральное положение, проконтролировав это положение по высвечиванию на табло сигнала ТРИММЕР. ЭФФЕКТ СТ.;

б) работу системы управления самолетом при включенных бустерах элеронов, для чего:

— три-четыре раза плавно отклонить ручку управления в крайние положения (вправо, влево, от себя и на себя), ручка должна отклоняться без «вождений» и толчков, а сигнал ТРИММЕР. ЭФФЕКТ СТ. при перемещении ручки от себя и на себя не должен гаснуть;

— убедиться в наличии на ручке управления усилий от грузочных механизмов; при отпускании ручки из какого-либо крайнего положения она должна возвращаться в нейтральное положение;

— убедиться в полном отклонении педалей;

в) работу гидросистем, для чего:

— проверить давление в гидросистемах; при неподвижной ручке управления давление в основной и бу-стерной гидросистемах должно быть не менее  $185\text{ кг/см}^2$ ;

— произвести несколько отклонений ручки управления по диагонали с максимально возможной скоростью, при этом давление в гидросистемах не должно падать ниже  $165\text{ кг/см}^2$  (допускается кратковременное высвечивание сигналов СЛЕДИ ДАВ. ОСН. СИСТ. и СЛЕДИ ДАВ. БУСТ. СИСТ.);

— произвести выпуск и уборку тормозных щитков перемещением ползунка на РУД; выпущенное и убранное положение тормозных щитков контролировать по высвечиванию и погасанию на ППС сигнала ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ (синхронность выпуска и уборки тормозных щитков контролирует техник самолета);

— произвести выпуск и уборку закрылков; выпущенное и убранное положение закрылков контролировать по высвечиванию и погасанию на ППС сигнала ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ (выпуск закрылков во взлетное и посадочное положение проверить нажатием кнопок ЗАКРЫЛКИ ПОСАДКА и ВЗЛЕТ и проконтролировать по ответным сигналам техника самолета); после проверки выпустить закрылки в положение ВЗЛЕТ.

**29.** Если двигатель не опробован техником и не прогрет, произвести опробование двигателя в такой последовательности:

— плавным перемещением РУД увеличить обороты РИД до 88—90%, прогреть двигатель на этом режиме в течение минуты, давление масла должно быть  $3,5—4,5\text{ кг/см}^2$  (лампа МАСЛО не горит), при этом вольтметр показывает напряжение 28—29 В;

— плавно перевести РУД на упор МАКСИМАЛ, выдержать двигатель на этом режиме 10—15 с и проверить максимальное число оборотов и максимальную температуру газов за турбиной;

— уменьшать обороты двигателя до малого газа;

— в течение 1,5—2 с перевести РУД из положения М. ГАЗ в положение МАКСИМАЛ и проверить заброс оборотов РИД (не более 106,5% на время не более 5 с) и заброс температуры газов за турбиной (не более  $750^{\circ}\text{C}$  на время не более 5 с).

Примечание. Если сигнальная лампа МАСЛО при увеличении оборотов продолжает гореть, необходимо выключить двигатель и выяснить причину.

**30.** После опробования двигателя для проверки работы автопилота АП-155 необходимо:

— согласовать КСИ и проверить показания компаса;

— установить ручку управления в нейтральное положение; технику самолета по команде летчика убедиться, что элероны и стабилизатор находятся в нейтральном положении;

— включить в режим стабилизации автопилот и проконтролировать его включение по загоранию сигнальных кнопок-ламп

СТАБИЛИЗ. АП в передней и задней кабинах. Включение автопилота не должно сопровождаться рынками ручек управления; технику самолета по команде летчика убедиться, что элероны и стабилизатор находятся в нейтральном положении;

— включить режим приведения и проконтролировать его включение по загоранию сигнальных ламп ПРИВЕДЕНИЕ АП в передней и задней кабинах; через 1—2 с ручки управления самолетом в передней и задней кабинах могут пойти в положения «на себя» или «от себя»;

— выключить автопилот кнопкой на ручке управления и проконтролировать его выключение по погасанию сигнальных ламп ПРИВЕДЕНИЕ АП в передней и задней кабинах; установить ручку управления в нейтральное положение ползунок механизма триммерного эффекта.

Попросить инструктора включить в задней кабине сначала режим стабилизации (проконтролировать его включение по загоранию сигнальных ламп СТАБИЛИЗ. АП в передней и задней кабинах) затем режим приведения (проконтролировать его включение по загоранию сигнальных ламп ПРИВЕДЕНИЕ АП в передней и задней кабинах, а также по перемещению ручек управления самолетом в положения «на себя» или «от себя»). Затем инструктор должен выключить автопилот кнопкой на ручке управления в задней кабине, проконтролировать его выключение по погасанию сигнальных ламп ПРИВЕДЕНИЕ АП в передней и задней кабинах и установить ручку управления в нейтральное положение ползунок механизма триммерного эффекта.

**31.** Перед полетом на имитацию отказов автопилота АП-155 инструктор в задней кабине для проверки работоспособности пульта ПИО-155 должен:

— включить автопилот в режим стабилизации;

— открыть крышку на пульте ПИО-155;

— убедиться, что при установке переключателя ТАНГАЖ РАУ в положение КАБРИР. (ПИКИР.) ручка управления самолетом перемещается на себя (от себя), а при установке этого переключателя в нейтральное положение (НОРМ.) прекращает перемещаться;

— убедиться, что при установке переключателя ТАН-ГАЖ МП в положение КАБРИР. (ПИКИР.) ручка управления самолетом перемещается на себя (от себя), а при установке этого переключателя в нейтральное положение прекращает перемещаться;

— с помощью техника самолета убедиться, что при установке переключателя КРЕН РАУ в положение ЛЕВ. (ПРАВ.) элероны отклоняются на создание левого (правого) крена, а при установке этого переключателя в нейтральное положение устанавливаются в нейтральное положение;

— выключить автопилот и проконтролировать его выключение;

— убедиться, что положение переключателей и выключателей на пульте ПИО-155 соответствует нормальной работе автопилота, и закрыть крышку пульта;

— установить ручку управления ползунок триммерного эффекта в нейтральное положение.

**32.** Летчику передней кабины проверить работу блока опасной высоты БОВ-21 в такой последовательности:

— включить автопилот в режим стабилизации;

— установить переключатель ПСВ-УМ на любое значение сигнализированной высоты и включить выключатель УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ;

— нажать кнопку проверки сигнальных ламп на ППС и удерживать ее в нажатом состоянии;

— через 30—80 с после нажатия кнопки в передней и задней кабинах должны погаснуть сигнальные кнопки-лампы СТАБИЛИЗ.

АП и загореться лампы ПРИВЕДЕНИЕ АП;

— с помощью техника самолета убедиться, что стабилизатор отклоняется на кабрирование;

— отпустить кнопку проверки ламп (при этом лампа ПРИВЕДЕНИЕ АП должна гореть) и с помощью техника самолета убедиться, что стабилизатор перестал отклоняться (при этом флажок датчика ДУА-3 должен находиться в нейтральном положении);

— выключить автопилот нажатием красной кнопки ВЫКЛЮЧ. АВТОПИЛ. на ручке управления и установить стабилизатор в нейтральное положение нажатием кнопки ТРИММЕР. ЭФФЕКТ.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** После окончания проверки автопилота, ПИО и блока опасной высоты по докладу техника убедиться, что стабилизатор и элероны находятся в нейтральном положении.

**33.** При выполнении полета в ВКК или ППК летчикам необходимо плавно нажать кнопки головки автомата АД-6Е (через резиновый колпачок). При этом проти-воперегрузочное устройство костюма должно равномерно облежать нижние конечности и брюшную полость. При уменьшении давления на кнопку автомата обжатие ППУ должно уменьшиться, а после отпускания кнопки воздух из ППУ должен полностью стравиться.

**34.** Летчику передней кабины поочередно установить переключатель регулировки температуры в кабине в положения ХОЛОД и ГОРЯЧ. на время не менее 30 с. На ощупь проверить подачу холодного и теплого воздуха на остекление фонаря. После проверки системы переключатель установить в положение АВТОМ.

Обоим летчикам плавно открыть кран вентиляции одежды и проверить подачу кондиционированного воздуха в вентилирующей костюм.

**35.** В чрезвычайных случаях (при необходимости немедленного взлета) разрешается сразу же после выхода двигателя на режим малого газа выводить двигатель на форсажный режим, для чего:

— переместить РУД за 1,5—2 с до упора МАКСИМАЛ;

— выдержать двигатель на максимальном режиме в течение 5 с и включить форсаж. При этом температура газов за турбиной должна быть не более 740° С.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При температуре наружного воздуха от +2 до —10°С с высокой влажностью воздуха (туман, морозящий дождь или мокрый снег) в процессе запуска и опробования

двигателя необходимо контролировать, нет ли обледенения острых кромок воздухозаборника. При появлении льда немедленно выключить двигатель.

#### ОСОБЕННОСТИ ПОДГОТОВКИ САМОЛЕТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТА (ПЕРЕЛЕТА) ОДНИМ ЛЕТЧИКОМ

**36.** Полет (перелет) одним летчиком выполняется только из передней кабины.

В задней кабине привязные ремни инструктора и коммуникации комплекта кислородного оборудования должны быть закреплены таким образом, чтобы не ограничивались движения ручки управления самолетом и рычагом управления двигателем при их полном ходе.



Положения рычагов, выключателей и переключателей в задней кабине должны быть следующими:

- выключатель ВКЛЮЧ. СПУ ПОСТОЯННО выключен;
- рычаг управления двигателем подключен на переднюю кабину, гашетки МАЛЫЙ ГАЗ и ФОРСАЖ должны быть подняты, поставлены на защелки и дополнительно зафиксированы в поднятом положении;
- переключатель УПРАВЛЕНИЕ АРУ установлен в положение 1 КАБ.;
- АЭС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ выключен и зафиксирован;
- переключатель БУСТЕР ЭЛЕРОНА переключен на первую кабину;
- кран шасси стоит в нейтральном положении;
- на верхнем щитке приборной доски переключатели ШАССИ, ЗАКРЫЛКИ, ТОРМОЗ. ЩИТКИ, ТРИММ. ЭФФЕКТ, АВТОМ. ТОРМОЖ. КОЛЕС и ТЕМПЕРАТ. ГАЗОВ включены на переднюю кабину;
- рычаг аварийного торможения колес АВАР. ТОРМОЖ. утоплен и зафиксирован;
- ручка аварийного сброса фонаря зафиксирована;
- АЭС ИМ. ПОВРЕЖ. ПЕР. ЛАМПА ШТОРКА ПЕРИСК. ВЕНТ. (ИМИТ. ПОВРЕЖ. ШТОРКА ПЕ-РИСК.), АВАР. ПЕРЕКЛ. ПРЕОБР., КРАСН. СВЕТ, ККО (КРАСН. СВЕТ, ВЕНТИЛЯТ. ККО ПЕРЕНОС. ЛАМПА), ГИДРО на правом электрощитке выключены;
- АЭС БЕЛЫЙ СВЕТ АГД ДА-200 (ЗАЛИВ. СВЕТ АГД ЭУП) и АГД включены;
- выключатели и переключатели на пульте ПИО-155 находятся в положениях, соответствующих нормальной работе автопилота, и крышка пульта закрыта;
- на пульте имитации отказов переключатели в верхних положениях, а реостат АРК повернут вправо до отказа;
- рукоятка управления краном питания кабины в положении ОТКРЫТ;
- на щитке ДУ-7 переключатели установлены в положения ВЫКЛ. и СМЕСЬ.

До посадки в переднюю кабину летчик должен убедиться, что наземные стойки с катапультного сиденья задней кабины сняты, фонарь задней кабины закрыт и загерметизирован.

37. При выполнении полета (перелета) одним летчиком посадку с использованием системы СПС не производить, так как летчик перед посадкой не может проверить включение переключателя СПС (переключатель находится в задней кабине), поэтому АЭС УПРАВЛЕНИЕ СПС, расположенный в передней кабине на правом борту, и переключатель СПС ВКЛ. на щитке инструктора в задней кабине должны быть выключены.

## РАЗДЕЛ III

# ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

## ПОЛЕТ ПО КРУГУ ДНЕМ

### Руление

38. Убедившись в нормальной работе двигателя, приборов и систем, проверить положение ручки аварийного торможения колес, которая должна быть утоплена и законтрена, отключение тормоза переднего колеса и выпуск во взлетное положение закрылков.

Закрывать и загерметизировать фонари обеих кабин, для чего ручки закрытия замков фонарей перевести до отказа вперед и ввести в вырезы в бортах кабины, а гашетки герметизации фонарей повернуть на себя и вверх до отказа. Убедиться в нормальном закрытии и герметизации фонарей по погасанию сигнальных ламп (сигналов на табло) ЗАПРИ ФОНАРЬ, при этом УВПД-20 должен показывать перепад давления не более  $0,05 \text{ кг/см}^2$ , после чего нажать кнопку-лампу СОПЦ.

39. Перед выруливанием необходимо:

— обоим летчикам включить вентиляцию гермошлемов, надеть кислородные маски (закрывать смотровые щитки гермошлемов) и убедиться, что кислород поступает непрерывным потоком;

— летчику передней кабины затормозить колеса и дать команду технику самолета убрать колодки из-под колес (по этой команде перед уборкой колодок снимаются защитные сетки со взлетных створок и чеки с АПУ при подвеске ракет Р-ЗС);

— доложить о закрытии фонарей кабин по радио и запросить разрешение на выруливание у руководителя полетов, затем у техника самолета (поднятием руки вверх);

— получить разрешение на выруливание и убедившись (по сигналу техника), что впереди нет препятствий, отпустить рычаг тормозов и начать руление.

40. Разворот самолета при выруливании со стоянки выполнять плавно, с радиусом по внутреннему колесу не менее 5 м. Скорость руления не должна превышать, 30 км/ч. При выполнении разворотов на рулении не допускать резкого затормаживания одного из колес.

41. Скорость руления перед выполнением разворота самолета без подвесок должна быть не более 15 км/ч, при наличии подвесок — не более 5 км/ч. При рулении обратить внимание на правильность работы АРК-10 и КСИ.

Подрулив к взлетной полосе и убедившись, что она свободна, запросить разрешение на выруливание для взлета.

42. На взлетной полосе прорылить по прямой 20—30 м для установки переднего колеса по оси симметрии: самолета и затормозить колеса, нажав тормозную гашетку до отказа.

После остановки самолета необходимо:

— включить тормоз переднего колеса и застопорить привязную систему;

— расстопорить рукоятку крана шасси;

— проверить соответствие показаний навигационно-пилотажных приборов положению самолета на ВПП; (курс, КУР, крен, тангаж, высота и т. д.);

— при атмосферных условиях, способствующих обледенению, включить обогрев основного и аварийного ПВД.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Обогрев ПВД включать, только перед взлетом и выключать сразу же после посадки.

Убедившись в правильности включения и нормальной работе оборудования, запросить разрешение на взлет.

### Взлет

43. Взлет производить с закрылками, выпущенными во взлетное положение, как правило, на минимальном форсаже. Разрешается производить взлет на полном форсаже, а на самолете без подвесок — на максимальном режиме. Взлет на форсаже и на максимальном режиме выполняется одинаково.

После получения команды «Взлет разрешен» включить секундомер и счетчик времени полета. Удерживая самолет на тормозах, плавно перевести РУД в положение МАКСИМАЛ и при достижении оборотов РИД, равных 100%, отпустить тормоза и начать разбег.

44. Если при выполнении взлета на максимале реактивное сопло не перешло в положение МАКСИМАЛ, что определяется по высвечиванию на табло сигнала СОПЛО ОТКРЫТО, падению температуры газов за турбиной ниже  $450^\circ \text{C}$  и превышению оборотов РИД над оборотами РВД на 8—10%, взлет прекратить. На пробеге использовать все средства торможения для остановки самолета, при необходимости выключить двигатель.

45. При взлете на форсаже, удерживая самолет на тормозах, при достижении оборотов РИД, равных 100%, установить РУД на упор ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ.

Убедившись во включении форсажа (по характерному толчку, падению и восстановлению температуры газов за турбиной), установить необходимый режим форсажа, отпустить тормозной рычаг и начать разбег.

**Примечание.** При установке РУД в форсажное положение на табло высвечивается сигнал ФОРСАЖ, а после открытия створок реактивного сопла сигнал СОПЛО ОТКРЫТО.

Если включения форсажа не произошло (не было характерного толчка, температура газов за турбиной ниже  $+450^\circ \text{C}$ , обороты РИД превышают обороты РВД на 8—10%), взлет не производить, зарулить на стоянку и выяснить причину не включения форсажа.

46. В начале разбега направление выдерживать с помощью тормозов, а по мере увеличения скорости — отклонением руля направления.

По достижении скорости 100—150 км/ч ручку управления взять на себя на  $3/4$  хода и удерживать ее в этом положении до начала подъема переднего колеса.

По достижении скорости 180—200 км/ч переднее колесо плавно (без подхвата) отделяется от земли. В процессе подъема переднего колеса плавным уменьшением отклонения ручки на себя установить заданный угол подъема носа самолета.

При нормальном подъеме носа самолета линия горизонта проецируется у основания переднего стекла неподвижной части фонаря кабины.

47. Техника взлета с подвесным баком и двумя ракетами Р-ЗС или двумя блоками УБ-16-57УМ особенностей не имеет.

При взлете с ракетами С-24 или авиабомбами и другими подвесками подъем переднего колеса и отрыв самолета происходит на

большой скорости, а длина разбега увеличивается.

48. После отрыва самолет устойчив, тенденций к взмыванию или сваливанию на крыло не имеет.

Скорость отрыва при взлете с нормальным взлетным весом равна 330 км/ч (угол атаки при отрыве по УУА-1 около 12°). Зависимость скорости отрыва и длины разбега от взлетного веса и внешних условий показана на рис. 6 и 7.

49. После отрыва, сохраняя угол тангажа, примерно равный углу отрыва, плавно отойти от земли, на высоте 10—15 м установить рукоятку крана шасси на уборку. При скорости до 550 км/ч время уборки шасси равно 7—8 с. На повышенной скорости время уборки увеличивается, и шасси может полностью не убраться.

При уборке шасси на ППС высвечивается сигнал ВЫПУСТИ ШАССИ, который гаснет после уборки закрылков.

Убедившись в полной уборке шасси по сигнальным лампам и нарастанию давления в гидросистеме до 210 кг/см<sup>2</sup>, установить кран шасси в нейтральное положение.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Если при уборке шасси на повышенной скорости не будет гореть одна из ламп сигнализации убранного положения шасси, кран шасси оставить в положении УБРАНО и уменьшить скорость до 550 км/ч. Шасси при этом должно убраться. После уборки установить кран шасси в нейтральное положение.

Примечания: 1. На самолете с приемником ПВД-7 после отрыва до набора высоты 50—100 м высотомер показывает высоту до минус 50 м, вариометр — снижение до 5 м/с.

2. На самолете с ПВД-18-5М после отрыва показания высотомера и вариометра практически соответствуют фактическим значениям высоты и вертикальной скорости набора.

50. На высоте 100—200 м убрать закрылки. После взлета выключать форсаж разрешается на скорости не менее 600 км/ч как в простых, так и в сложных метеословиях.

51. При увеличении скорости полета от 390 до 600 км/ч проконтролировать работу АРУ. Стрелка на приборе должна отклониться вправо, а на табло должен погаснуть сигнал СТАБИЛИЗ. НА ПОСАДКУ. Полет с АРУ на большом плече на скорости более 600 км/ч не производить.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Полет с АРУ на большом плече при  $V_{кр} \geq 800$  км/ч и  $H \leq 7000$  м может привести к опасной продольной раскачке самолета.

52. Полет по кругу с убраным шасси выполнять на скорости 600 км/ч, а с выпущенным шасси и убранными закрылками — на скорости 500 км/ч.

Построение маршрута

53. При полете по малому визуальному кругу первый и второй развороты выполнять слитно с креном 30—45°, а третий и четвертый развороты — раздельно.

Третий разворот выполнять с креном не более 45°, четвертый разворот — с креном не более 40°.

При наличии бокового ветра на прямой от второго к третьему развороту необходимо взять поправку на угол сноса.

После второго разворота проверить давление в гидросистемах и воздушных системах (в основной давление должно быть не менее 90 кг/см<sup>2</sup>, в аварийной — 110 кг/см<sup>2</sup>), включение автомата растормаживания колес и тормоза переднего колеса, уменьшить скорость и установить кран шасси на выпуск. В процессе выпуска шасси увеличить обороты двигателя для предотвращения уменьшения скорости полета менее 500 км/ч. Скальжения самолета при этом не допускать. Выпуск шасси проконтролировать по загоранию сигнальных ламп и восстановлению давления в гидросистеме до 210 кг/см<sup>2</sup>.

54. После выпуска шасси проверить по двухстрелочному манометру, что давления в тормозах нет. При наличии давления в тормозах колес стравить его до нуля рычагом тормозов. После приземления самолета на пробеге действовать в соответствии с указаниями ст. 63 и 64.

Застопорить подвесную систему и снять нагрузку с ручки управления механизмом триммерного эффекта.

### Расчет на посадку

55. Перед третьим разворотом доложить о выпуске шасси и запросить разрешение на посадку. Третий разворот начинать на траверзе ДПРС и выполнять без снижения на угол 100—110°. После третьего разворота перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 3—5 м/с.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В процессе выполнения третьего разворота не допускать уменьшения скорости менее 500 км/ч.

56. На снижении перед четвертым разворотом на скорости 500 км/ч выпустить во взлетное положение закрылки (выход закрылков проконтролировать по загоранию сигнальной лампы на ППС) и установить скорость 450 км/ч. При выпуске закрылков появляется незначительный момент на кабрирование, который легко парируется отклонением ручки управления.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. В случае энергичного крена самолета в момент выпуска закрылков необходимо немедленно их убрать и посадку производить с убранными закрылками.

2. Если после выпуска закрылков на ППС высвечивается сигнал ВЫПУСТИ ШАССИ, значит, шасси не вышло или вышло не полностью. В этом случае необходимо уйти на второй круг, после чего выпустить шасси полностью и произвести посадку.

Примечание. На самолете возможна посадка с несимметрично выпущенными во взлетное положение закрылками. Кренение самолета в этом случае следует устранять отклонением элеронов и руля направления. Руль направления при этом должен быть отклонен настолько, чтобы перед выравниванием на скорости 360 км/ч элероны были отклонены против крена не более чем на половину их хода. Планирование и посадку производить на скорости, большей нормальной на 20—30 км/ч.

57. Четвертый разворот выполнять на скорости 450 км/ч. После окончания четвертого разворота установить скорость 400—420 км/ч. Вывод из четвертого разворота должен быть закончен на высоте не менее 200 м. При высоте вывода из четвертого разворота 250—300 м и удалении от начала ВПП на 5—6 км обеспечивается планирование на посадку с нормальной глиссадой. При пролете ДПРС на высоте, большей 200 м, и скорости, большей 450 км/ч, РУД не убирать ниже упора СПС, так как это может привести к резкому уменьшению скорости и большой потере высоты.

58. После четвертого разворота планирование производить с постоянным углом, чтобы пройти ДПРС на высоте 200 м и скорости 400—420 км/ч и БПРС — на высоте 50—70 м и скорости 350—360 км/ч. После пролета БПРС уменьшать скорость с таким расчетом, чтобы к началу выравнивания она была 330—340 км/ч (в зависимости от остатка топлива). Планировать на посадку необходимо с расчетом на незначительное подтягивание, уточнение расчета производить изменением оборотов двигателя (или выпуском тормозных щитков).

При нормальном расчете на посадку после прохода БПРС самолет должен снижаться в точку, удаленную от начала ВПП на 200—250 м.

59. Скорость планирования и начала выравнивания с бомбами, ракетами С-24 и другими подвесками должна быть на 10—15 км/ч больше, чем с двумя ракетами Р-3С.

### Посадка

60. На планировании с высоты 20—30 м перевести взгляд на землю так, чтобы он был направлен через левую переднюю часть фонаря вперед влево под углом 10—15° и вниз под углом 15—20°. Убедившись в точности расчета и проверив скорость, с высоты 8—10 м плавным отклонением ручки управления на себя начать выравнивание с таким расчетом, чтобы подвести самолет к земле на высоте не более 1 м. В процессе выравнивания и на выдерживании по мере приближения самолета к земле плавно уменьшать обороты двигателя перемещением РУД не ниже фиксированного упора, соответствующего оборотам РИД 50—52%, и только после выравнивания убрать РУД на упор малого газа.

Выдерживание производить с постепенным снижением, увеличивая угол атаки самолета плавным и соразмерным отклонением ручки управления на себя так, чтобы приземление произошло без парашютирования на два основных колеса.

61. В случае высокого выравнивания (на высоте более 1 м) прекратить отклонение ручки на себя, а затем по мере приближения самолета к земле произвести нормальную посадку.

При нормальном профиле посадки с закрылками, выпущенными во взлетное положение, и нормальном посадочном весе ( $G = 6500$  кг) посадочная скорость равна 300 км/ч. Зависимость посадочной скорости и длины пробега от посадочного веса и внешних условий показана на рис. 8.

При посадке с недостаточно выбранной ручкой самолет приземляется на повышенной скорости и длина пробега увеличивается.

62. Если на выдерживании или при приземлении из-за ошибки в технике пилотирования допущено взмывание или отделение самолета от земли, в зависимости от характера взмывания или отделения исправлять их необходимо одним из следующих способов:

— на выдерживании или при приземлении на повышенной скорости в момент взмывания или отделения самолета от земли прекратить дальнейший отход от земли, затем по мере приближения самолета к земле произвести нормальную посадку на основные колеса;

— на выдерживании или при приземлении на нормальной или пониженной скорости в момент взмывания или отделения самолета от земли необходимо задержать ручку управления в том положении, в котором она оказалась в момент взмывания или отделения от земли; по мере приближения самолета к земле плавным, но энергичным взятием ручки на себя произвести посадку на основные колеса.

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

С началом устойчивого пробега плавно опустить переднее колесо, перевести взгляд вперед и начать торможение плавным нажатием на рычаг тормозов с постепенным увеличением давления в зависимости от уменьшения скорости пробега и расстояния до конца ВПП.

При необходимости на скорости не более 320 км/ч выпустить тормозной парашют, который сбросить после сруливания с ВПП.

Для сокращения пробега рычаг тормозов может быть выбран полностью с момента начала торможения.

64. При посадке на аэродром малых размеров, а также при большом полетном весе или ошибке в расчете (перелет) для сокращения длины пробега необходимо после приземления на основные колеса выпустить тормозной парашют, плавно (за 1—2 с) опустить нос самолета, полностью нажать на рычаг тормозов и убрать закрылки. Выпуск тормозного парашюта производить на скорости не более 320 км/ч. Целесообразно также на планировании выпустить тормозные щитки.

65. После пробега выключить тормоз переднего колеса, убрать закрылки и срулить с посадочной полосы. После заруливания в стоянку и выключения двигателя установить кран шасси в нейтральное положение.

Расчет на посадку и посадка с включенной системой СПС

66. Перед посадкой проверить, включены ли АЗС УПРАВЛЕНИЕ СПС на правом борту в передней кабине и переключатель СПС на щитке инструктора в задней кабине.

67. Третий разворот начинать при КУР = 260° (100°) и выполнять его без снижения на угол 100—110°. После окончания третьего разворота перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 3—5 м/с, выпустить закрылки и установить скорость 450 км/ч.

Четвертый разворот выполнять на скорости 450 км/ч. После окончания четвертого разворота установить скорость 400—420 км/ч и нажать кнопку выпуска закрылков в посадочное положение. Вывод из четвертого разворота должен быть закончен на высоте не менее 300 м.

Плавно уменьшить скорость с таким расчетом, чтобы пройти ДПРС на высоте 200 м и скорости 360—380 км/ч.

После достижения скорости 360—380 км/ч убедиться в нормальной работе системы СПС (при нормально работающей системе СПС угол атаки по УУА-1 уменьшается на 2—2,5° по сравнению с углом атаки без СПС при тех же скоростях полета).

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:** 1. Каждый раз при контроле включения системы СПС убедиться, что на табло не высвечивается сигнал СОПЛО ОТКРЫТО. Если сигнал СОПЛО ОТКРЫТО высвечивается, немедленно выключить АЗС ФОРС. МАКС. и плавно увеличить обороты двигателя до максимальных. В зависимости от развиваемой двигателем тяги установить режим его работы (не выше максимального), обеспечивающий нормальную посадку на ВПП. 2. В случае энергичного крена самолета в момент включения системы СПС (при скорости 360—380 км/ч) необходимо, парировав крен отклонением ручки и педалей, плавно увеличить обороты двигателя до максимальных. После достижения скорости 340—350 км/ч плавно перевести самолет в горизонтальный полет, затем в набор высоты и уйти на второй круг. Посадку производить с закрылками, выпущенными во взлетное положение. После прохода ДПРС планировать с таким расчетом, чтобы пройти БПРС на высоте 60—80 м и скорости 330—340 км/ч.

После прохода БПРС при нормальном расчете на посадку самолет должен снижаться в точку, удаленную на 150—200 м от начала ВПП. До начала выравнивания сохранять скорость 330 км/ч.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** До установки на самолете сигнализации о нормальном включении системы СПС скорость планирования и начала выравнивания должна быть не менее 330 км/ч.

68. С высоты 10—12 м начать выравнивание с таким расчетом, чтобы закончить его на высоте около 1 м, в процессе выравнивания плавно убирать РУД до фиксированного упора СПС. Выравнивание производить плавным отклонением ручки, не допуская взмывания самолета.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** До приземления самолета убирать РУД за фиксированный упор СПС **запрещается**.

По мере снижения самолета на выдерживании ручка выбирается на себя вначале плавно, а перед приземлением более энергично (соразмерно с вертикальной скоростью снижения), так как за 1,5—2 с до касания земли самолет начинает интенсивно опускаться нос.

69. Приземление с нормальным посадочным весом происходит на скорости 270 км/ч практически при полностью взятой на себя ручке управления.

70. После приземления убрать РУД на упор малого газа и выпустить парашют. После опускания носа самолета убрать закрылки и начать торможение.

В исключительных случаях (при большом перелете) для сокращения длины пробега выпуск верхнего тормозного парашюта можно производить на высоте не более 1 м (при достаточной тренировке в полетах с системой СПС) с последующим осмотром органов приземления. В этом случае приземление происходит на скорости 250 км/ч (при посадочном весе самолета 6250 кг). После наполнения купола парашюта ощущается незначительный рывок с последующим энергичным снижением самолета.

### Взлет и посадка с боковым ветром

71. Боковая составляющая ветра до 10 м/с практически не влияет на выполнение взлета. Самолет устойчиво сохраняет направление на разбеге и тенденций к разворотам не имеет.

При взлете с боковой составляющей ветра более 10 м/с на разбеге у самолета появляются тенденции к развороту и кренению по ветру, которые легко устроятся отклонением элеронов и руля направления. Для выдерживания направления в начале разбега необходимо пользоваться тормозами. По мере увеличения скорости тенденции самолета к кренению и развороту ослабевают.

Подъем переднего колеса производить так же, как и при взлете без бокового ветра, а отрыв самолета — на скорости, увеличенной на 10—15 км/ч. После отрыва не допускать кренения самолета и отклонения его от направления взлета.

В процессе уборки шасси и закрылков плавным доворотом самолета против ветра взять поправку на угол сноса.

72. Посадка с боковой составляющей ветра до 10 м/с сложности не представляет. Бороться со сносом самолета следует подбором курса или скольжением.

При боковой составляющей ветра 10—15 м/с посадка требует повышенного внимания. Бороться со сносом необходимо подбором курса или сочетанием скольжения с подбором курса. К концу выдерживания скольжение или угол отворота постепенно уменьшать с таким расчетом, чтобы приземление произвести на два основных колеса без юза и крена при нейтральном положении педалей. После приземления для увеличения путевой устойчивости плавно опустить нос самолета и начать торможение.

В процессе пробега для уменьшения разворачивающего и кренящего моментов целесообразно отклонять ручку по элеронам против ветра.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. После выпуска тормозного парашюта на пробеге ощущается рывок в сторону ветра, который необходимо парировать тормозами и элеронами.

2. При боковом ветре в случае необходимости выпуска тормозного парашюта в воздухе посадку производить только с автопилотом, включенным в режим стабилизации.

При боковой составляющей ветра более 10 м/с выпуск тормозного парашюта в воздухе **запрещается**.

3. Летчик должен помнить, что при посадке с боковой составляющей ветра 10—15 м/с длина пробега увеличивается на 15—20%.

### Посадка с убранными закрылками

73. Посадку с убранными закрылками разрешается производить лишь в том случае, если по каким-либо причинам их выпустить нельзя (отказ гидравлики, кренение при выпуске и т. п.).

Третий разворот в этом случае выполнять при КУР = 260° (100°), на планировании установить скорость 470 км/ч и выполнить на этой скорости четвертый разворот. После четвертого разворота установить скорость 430—450 км/ч. Планирование после четвертого разворота и выравнивание производить на скорости, на 20 км/ч большей, чем при посадке с закрылками, выпущенными во взлетное положение.

Планирование после четвертого разворота производить по более пологой глиссаде, высота прохода ДПРС —

180 м, БПРС — 40—60 м. После прохода БПРС самолет должен снижаться в точку, удаленную от начала ВПП на 250—300 м.

На планировании с убранными закрылками углы атаки самолета заметно больше, что ухудшает обзор из кабины.

После выравнивания пронос самолета с убранными закрылками заметно больше, чем при посадке с выпущенными закрылками. В процессе выдерживания над ВПП задресселировать двигатель до оборотов малого газа.

Посадочная скорость с убранными закрылками равна 330 км/ч, поэтому посадку с убранными закрылками целесообразно производить с минимальным остатком топлива.

### Уход на второй круг

74. Уход на второй круг возможен с любой высоты (вплоть до высоты начала выравнивания). Приняв решение об уходе на второй круг, необходимо, не изменяя угла планирования самолета, вывести двигатель на максимальный режим. При достижении скорости 350—370 км/ч плавно перевести самолет в горизонтальный полет (при скорости 400 км/ч — в набор высоты) и убрать шасси, на высоте 150—200 м убрать закрылки.

75. Уход на второй круг с включенной системой СПС возможен до высоты начала выравнивания. Однако в целях безопасности решение об уходе на второй круг принимать до высоты 50 м.

Приняв решение об уходе на второй круг с включенной системой СПС, необходимо:

— не изменяя угла планирования, вывести двигатель на максимальный режим;

— после увеличения скорости до 340—350 км/ч перевести самолет в горизонтальный полет, затем в набор высоты (необходимо помнить, что время разгона самолета с включенной системой СПС значительно больше из-за уменьшения тяги двигателя и большого угла отклонения закрылков);

— после перевода самолета в набор высоты убрать шасси;

— дальнейший набор высоты производить на скорости 340—350 км/ч.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Увеличение скорости до 360 км/ч на малой высоте недопустимо, так как при этом происходит отключение системы СПС и посадка самолета на 25—30 м;

— на высоте не менее 150 м за счет уменьшения угла набора увеличить скорость до 380—400 км/ч и убрать закрылки.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При уходе на второй круг с включенной системой СПС более внимательно следить за скоростью.

Если решение об уходе на второй круг принято поздно, следует, увеличивая обороты двигателя до максимальных, продолжать

выполнение посадки (иплоть до касания о ВПП) с последующим отходом от земли после набора скорости.

#### **Выключение двигателя на стоянке**

76. После заруливания на стоянку выключить двигатель. Если руление самолета производилось при оборотах РНД 60% и ниже, перевести РУД в положение СТОП и, не дожидаясь остановки роторов двигателя, выключить аккумулятор и все потребители.

Если работа двигателя производилась на оборотах РНД выше 60%, перед выключением двигателя необходимо проработать 2—3 мин на оборотах малого газа.

Полет с неполной заправкой самолета топливом

77. Разрешается выполнять три последовательных полета по кругу (взлет — посадка) без дозаправки самолета топливом и воздухом при следующих условиях:

- полеты выполнять на самолете без подвесок;
- заправка самолета топливом перед первым взлетом должна быть не менее 1700 л;
- перед первой посадкой остаток топлива должен быть не более 1400 л;
- после второго и третьего взлета шасси не убирать (для охлаждения колес);
- взлет разрешается выполнять при остатке топлива не менее 800 л и давлении в основной воздушной системе не менее 70 кГ/см<sup>2</sup>;
- тормозной парашют, если нет крайней необходимости, рекомендуется выпускать после третьей посадки.

Контроль за количеством заправленного топлива на земле осуществлять до запуска двигателя путем включения на 2—3 мин АЭС НАСОС РАСХОД. БАКА и НАСОС ЗГР. БАКОВ, при этом на табло не должны высвечиваться сигналы ЗГР. БАКОВ и ОСТАЛОСЬ 500 Л.

В полете сигнализация о выработке топлива по группам баков срабатывает при тех же остатках топлива, что и при полной заправке. После высвечивания на табло сигнала ОСТАЛОСЬ 500 Л. включить АЭС НАСОС ЗГР. БАКОВ для перекачки возможного остатка топлива.

Неполную заправку топливом разрешается производить не более четырех раз подряд, после чего необходима полная заправка.

#### **Полет с подвесным топливным баком**

78. Полет с подвесным топливным баком до предельных режимов по скорости и числу М имеет некоторые особенности.

Сигналом полной выработки топлива из подвесного бака служит загорание лампы ВЫРАБ. ПОДВ. БАКА в передней кабине и высвечивание на табло сигнала ВЫРАБОТ. ПОДВ. БАКА в задней кабине.

Сбрасывание топливного бака разрешается производить по всем диапазоне скоростей и высот полета с подвесным баком только в прямолинейном полете без скачивания.

Для сбрасывания топливного бака необходимо в передней или задней кабине нажать кнопку СБРОС БАКА на ручке управления самолетом. Сбрасывание бака контролировать по погасанию сигнальной лампы ПОДВЕСКА БАКА в передней кабине и сигнала ПОДВЕСКА БАКА на табло в задней кабине.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** После сбрасывания подвесного бака с топливом показания расходомера будут завышенными на то количество топлива, которое осталось в сброшенном баке. В этом случае остаток топлива контролировать по световой сигнализации.

#### **Полет с металлической, грунтовой, заснеженной ВПП и грунтовой ВПП со старто-финишными площадками**

79. Полет с грунтовой ВПП и грунтовой ВПП со старто-финишными площадками разрешается при прочности грунта не менее 8 кГ/см<sup>2</sup> (без луж и грязи на поверхности).

Полет с заснеженной ВПП разрешается после расчистки и укатки полосы при толщине снегового покрова не более 15 см с плотностью не менее 0,5 г/см<sup>3</sup>.

Полет с грунтовой, заснеженной и металлической ВПП производить при боковой составляющей ветра не более 10 м/с.

Примечание. Разрешается выполнение отдельных взлетов и посадок с сухой грунтовой ВПП при прочности грунта 7 кГ/см<sup>2</sup> и нормальном взлетном весе.

#### *Руление*

80. Руление производить на скорости не более 30 км/ч с выключенным тормозом переднего колеса и включенным автоматом растормаживания колес.

При маневрировании на рулении глубина колес от заторможенного колеса увеличивается, поэтому в целях сохранения поверхности аэродрома развороты производить с увеличенными радиусами (более 15 м), не допуская остановки самолета.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При заруливании группой принять меры, исключая попадание пыли или частиц грунта в воздухозаборник двигателя.

Руление по МВПП производить так же, как и на грунте. При маневрировании не допускать резких разворотов во избежание повреждения шины заторможенного колеса о металлические плиты.

Если поверхность металлических плит влажная или забрызгана грязью, при разворотах и торможении самолета возможен иск.

В случае выкатывания самолета на грунт необходимо уменьшать скорость уборкой газа, избегая резкого торможения, и зарулить на полосу под углом 20—30° к ее оси.

#### *Взлет*

81. Взлет с грунтовой, металлической или заснеженной ВПП производить на полном форсаже с выпущенными во взлетное положение закрылками и выключенным тормозом переднего колеса.

Перед взлетом затормозить самолет полным нажатием тормозного рычага, плавно переместить РУД в положение МАКСИМАЛ и при достижении оборотов РНД 100% включить полный форсаж.

На сухой грунтовой или металлической ВПП самолет удерживается на тормозах до максимальных оборотов двигателя, а на

заснеженной, влажной или забрызганной грязью металлической ВПП — до оборотов РИД 70—85%.

В момент стартирования самолета (не допуская юза) отпустить рычаг тормозов, одновременно увеличивая обороты до максимальных. Убедившись в выходе двигателя на максимал, включить полный форсаж и продолжать разбег. В процессе разбега убедиться, что полный форсаж включился.

При достижении скорости 100—150 км/ч ручку управления самолетом взять примерно на 2/3 хода на себя и удерживать до начала подъема переднего колеса.

При подъеме носа самолета до взлетного угла уменьшением отклонения ручки на себя выдерживать заданный взлетный угол.

При взлете с грунта прочностью менее 10 кГ/см<sup>2</sup> на скорости 100—150 км/ч ручку управления самолетом взять полностью на себя и удерживать до начала подъема переднего колеса.

Раскачку самолета, возникающую на разбеге и при взлете с грунтовой, заснеженной и металлической ВПП, не следует парировать ручкой управления.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В случае невключения форсажа на взлете немедленно прекратить взлет.

При выполнении разбега на ГВПП со старто-финишными площадками в момент перехода с металлического покрытия на грунт самолет делает небольшой клевок носовой частью, который не затрудняет дальнейшего разбега.

#### *Посадка*

**82.** Перед посадкой проверить выключение тормоза переднего колеса.

После приземления не допускать резкого опускания носового колеса, так как при посадке на грунт самолет имеет тенденцию более энергично опускать нос.

После опускания переднего колеса плавно нажать тормозной рычаг и при необходимости выпустить тормозной парашют.

В случае рыскания самолета по курсу во второй половине пробега, сообразуясь с длиной оставшейся ВПП, уменьшить давление в тормозах. Сруливание с ВПП после пробега производить без остановки (в целях сохранения поверхности аэродрома). Посадку на заснеженную ВПП производить с обязательным выпуском тормозного парашюта из-за малой эффективности тормозов на пробеге.

Посадка и пробег по МВПП особенностей не имеют. Посадку на влажную или забрызганную грязью МВПП производить с обязательным выпуском тормозного парашюта в целях исключения порезов колес при возникновении юза во второй половине пробега.

При выполнении пробега по ГВПП со старто-финишными площадками в момент перехода с металлического покрытия на грунт эффективность торможения возрастает.

#### *Особенности выполнения полета с узкой металлической ВПП, грунтовой ВПП и грунтовой ВПП со старто-финишными площадками*

#### *Условия эксплуатации самолета*

**83.** Разрешается выполнять полет с узкой металлической ВПП шириной 21 м, выложенной на грунтовое основание, при прочности грунта более 6 кГ/см<sup>2</sup> и сухой поверхности полосы.

К полетам с узкой металлической ВПП могут быть допущены только летчики, прошедшие предварительную тренировку в заходах и посадках на бетонированную ВПП с размеченной полосой шириной 21 м и последующую тренировку на сухой металлической ВПП при повышенной прочности грунта (более 10 кГ/см<sup>2</sup>).

Полет с узкой металлической ВПП производить при боковой составляющей ветра не более 8 м/с.

#### *Взлет*

**84.** Перед взлетом необходимо установить самолет по центру ВПП так, чтобы его продольная ось и переднее колесо были расположены в направлении взлета.

Взлет со всеми разрешенными вариантами подвесок выполнять на режиме полного форсажа с выпущенными во взлетное положение закрылками.

Перед взлетом затормозить колеса плавным и полным нажатием рычага тормозов. Тормоза колес на сухой металлической ВПП достаточно эффективны и удерживают самолет до включения форсажа.

В процессе разбега особое внимание должно быть обращено на выдерживание направления по оси ВПП. Тормозами для выдерживания направления пользоваться осторожно, не допускать резкого торможения при парировании отклонений, так как это может привести к рысканию самолета по полосе и выкатыванию за ее пределы, особенно при боковом ветре.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В случае выкатывания самолета на грунт в первой половине разбега прекратить взлет, при выкатывании во второй половине разбега продолжать разбег по грунту параллельно оси ВПП. Повторный выход самолета на металлическую ВПП затруднен и небезопасен, так как использование тормозов для изменения направления движения приводит к резким броскам самолета из стороны в сторону.

До подъема переднего колеса выдерживать направление рекомендуется по осевой линии, нанесенной на ВПП, а после подъема колеса — по осевой линии и боковым ориентирам (ограничителям).

Для улучшения обзора металлической ВПП взлет необходимо выполнять при меньших взлетных углах, вследствие чего скорость отрыва увеличивается на 10—20 км/ч по сравнению со скоростью отрыва при взлете с нормальным взлетным углом.

**Примечание.** При полете с узкой металлической ВПП не рекомендуется допускать низкую посадку летчика в кабине самолета, так как при этом сильно ограничивается обзор впереди лежащей ВПП.

#### *Посадка*

**85.** Хорошо маркированная узкая металлическая ВПП просматривается с дальности не более 8—10 км.

Планирование после четвертого разворота производить по нормальной глиссаде, выдерживая скорость на 10—15 км/ч больше, чем на планировании при посадке на ВПП обычной ширины, что улучшает просмотр узкой ВПП до момента приземления самолета.

**Примечание.** Планирование на меньшей скорости из-за увеличенного угла тангажа не обеспечивает просмотра узкой

металлической ВПП на выравнивании и удерживании.

В процессе планирования необходимо уточнить заход по направлению ВПП выполнением небольших доворотов.

Наличие бокового ветра усложняет заход по направлению ВПП и требует от летчика своевременных действий по устранению сноса.

После выравнивания создать угол тангажа, несколько меньший нормального посадочного угла, для облегчения удерживания направления по оси полосы, при этом скорость приземления увеличивается на 15—20 км/ч.

После приземления плавно за 1—2 с опустить нос самолета, чтобы видеть полосу, и начать торможение плавным нажатием на тормозной рычаг.

Для уменьшения нагрузок на переднюю стойку шасси тормоз переднего колеса не включать.

На скорости не более 320 км/ч выпустить тормозной парашют. Направление на пробеге удерживать рулем направления и тормозами. Перед остановкой самолета тормозной парашют необходимо сбросить, так как руление с несброшенным парашютом приводит к его повреждениям о поверхность МВПП.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. Выпуск тормозного парашюта при боковой составляющей ветра более 8 м/с **запрещается**.

2. В случае выкатывания с МВПП на грунт необходимо заканчивать пробег по грунту, удерживая направление параллельно ВПП.

**86.** Выполнение взлетов и посадок на узкую МВПП при переувлажненном верхнем слое грунта допускается в исключительных случаях из-за возможности попадания грязи на жизненно важные элементы конструкции самолета и выкатывание с полосы на грунт. При этом необходимо учитывать следующие особенности:

— самолет на влажной МВПП удерживается на тормозах до оборотов РНД двигателя 80—85%, вследствие этого выход двигателя на максимальный режим, включение форсажа и выход на форсажный режим происходят в процессе разбега;

— при движении самолета по МВПП грязь выдавливается из отверстий плит и значительно снижает эффективность торможения и маневренные возможности самолета, что затрудняет выполнение прямолинейного разбега и пробега.

**87.** Выполнение полета с узкой грунтовой ВПП, заснеженной ВПП и грунтовой ВПП со старто-финишными площадками особенностей не имеет по сравнению с выполнением полета с узкой металлической ВПП.

## ПИЛОТАЖ

### Общие указания

**88.** В настоящем разделе рассматривается пилотаж самолета без подвесок, а также с различными вариантами подвесок.

В целях более энергичного маневрирования целесообразно пилотировать самолет на углах атаки, соответствующих зоне тряски, не превышая угла атаки по УУА, равного +28°, или перегрузок, приведенных в табл. 9.

Таблица 9

$V_{гр}$ , км/ч	400	450	500	600	700	800
$n_y$ , ед.	2,0	2,5	3,0	4,5	6,0	7,0

**89.** Фигуры простого и сложного пилотажа на самолете МиГ-21УМ разрешается выполнять также и с включенным автопилотом АП-155 при работе его в режиме «Стабилизация».

Перед выполнением фигур сложного пилотажа на приборной скорости 800—900 км/ч необходимо сбалансировать самолет и притянуться привязными ремнями.

**90.** При раздельном выполнении нисходящих фигур пилотажа форсаж включать за 4—6 с до ввода в фигуру, а выключать после прохода верхней точки фигуры на скорости 500—550 км/ч.

**91.** При выполнении маневров, связанных с большой угловой скоростью вращения относительно продольной оси (скорость изменения крена 70—90 град/с), особое внимание обращать на координированные отклонения рулей (при переключении самолета из крена в крен, при выполнении переворотов, полупетель, бочек, резких выходов из атаки и т. п.). При этом не допускать отклонения педалей против вращения, резких отклонений ручки управления в продольном отношении и скольжения.

**92.** Выполнение маневров в вертикальной плоскости на числах  $M > 1$  требует повышенного расхода ручки управления и больших тянущих усилий, а на высотах 4000—5000 м для создания нормальной перегрузки более 5 ручки управления выбирается практически полностью на себя.

**93.** При пилотировании самолета на дозвуковых скоростях и больших углах атаки появляется тряска, интенсивность которой постепенно уменьшается до появления покачивания самолета с крыла на крыло. При этом необходимо немедленно уменьшить отклонение ручки управления на себя.

**94.** Для предотвращения сваливания в процессе пилотирования в зоне тряски на всех высотах при остатке топлива 1900 л и менее не превышать перегрузок, приведенных в табл. 9.

**95.** Выполнение боевых маневров, включая сложные виды (петля, полупетля, боевой разворот, переворот) на самолете с двумя ракетами Р-3С и без подвесок на малых и средних высотах с рекомендованной перегрузкой  $n_y = 4,5—5,5$  ед. возможно во всем разрешенном диапазоне скоростей полета, включая трансзвуковую зону. При этом необходимо обязательно контролировать число  $M$ , перегрузку и своевременно парировать самопроизвольное увеличение перегрузки при  $M = 0,9—0,87$  уменьшением отклонения ручки управления на себя.

При наличии на самолете УУА-1 не допускать превышения углов атаки, указанных в подразделе «Эксплуатация указателя угла атаки УУА-1 и сигнализатора СУА-1».

**96.** При выполнении нисходящих маневров необходимо помнить, что допущенная на вводе ошибка (увеличенная скорость ввода, увеличенный режим работы двигателя и уменьшенная высота ввода, а также растянутый по времени ввод и выполнение маневра с перегрузкой меньше рекомендованной) не всегда может быть исправлена из-за недостатка высоты. Если подобная ошибка допущена необходимо немедленно убрать РУД на упор малого газа с одновременным выпуском тормозных щитков и, добрав ручку на себя, создать максимально допустимую перегрузку.

**97.** Для контроля правильности выполнения фигур пилотажа летчик должен использовать указатель угла атаки УУА-1,



авиагоризонт и ДА-200 (ЭУП), которые позволяют:

- поддерживать и контролировать допустимые значения угла атаки;
- точно устанавливать заданные величины крена, углов пикирования, кабрирования и контролировать их при пилотаже;
- контролировать координацию при отклонении рулей в процессе выполнения фигуры;
- определять положение самолета в пространстве (кроме положения самолета с углами тангажа  $85-95^\circ$ ).

### Ви́раж

**98.** Ви́раж разрешается выполнять на бесфорсажных и форсажных режимах работы двигателя во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета. Отличий в выполнении левого и правого ви́ража нет. Наличие внешних подвесок не оказывает существенного влияния на технику выполнения ви́ража.

Правильность выполнения ви́ража контролировать по естественному горизонту, авиагоризонту, указателю скоростей, вариометру и высотометру. В процессе выполнения ви́ража при фиксированном положении РУД заданную скорость поддерживать изменением крена (перегрузки) или изменением тяги двигателя при заданном крене (перегрузке).

**99.** Перед вводом в установившийся ви́раж установить заданную скорость, а затем координированным отклонением ручки управления и педалей ввести самолет в фигуру, одновременно увеличивая тягу двигателя до необходимой.

При выполнении установившегося ви́ража с креном более  $65-70^\circ$  правильность его выполнения (заданный режим) удобно контролировать по величине перегрузки, уточнив перед полетом ее значение по графику (рис. 37).

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

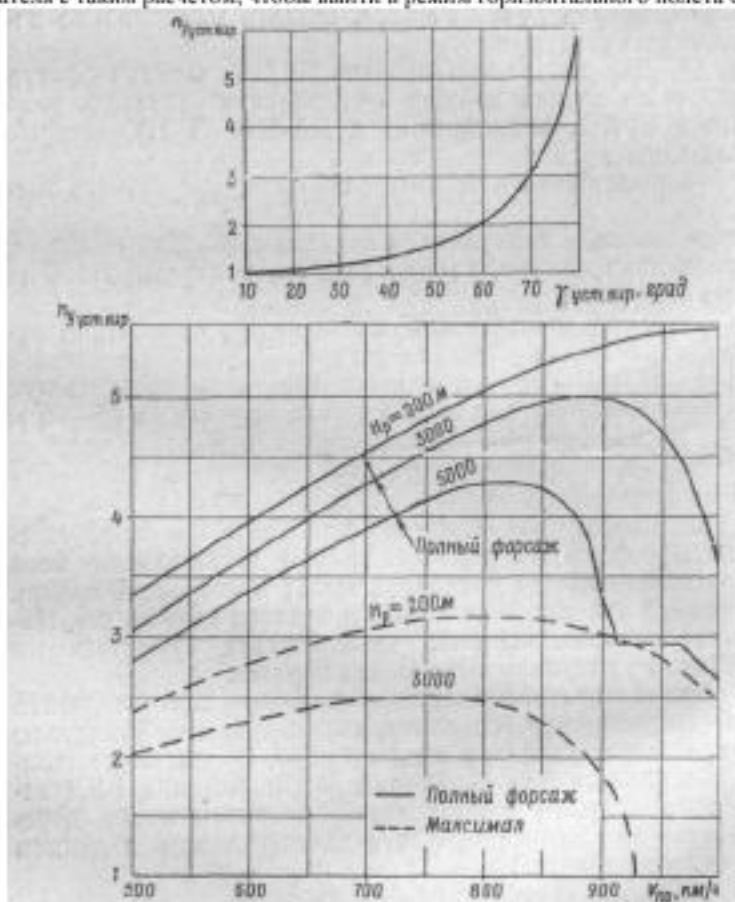


Рис. 37. Перегрузка установившегося ви́ража для самолета с пулеметной gondalой и двумя блоками УБ-16-57УМ

**100.** Неустановившийся ви́раж на дозвуковых скоростях полета можно выполнять с любой перегрузкой в зоне тряски, не превышая значений, приведенных в табл. 9, а на больших приборных скоростях — максимальной эксплуатационной перегрузки (не превышая угла атаки  $+28^\circ$  по УУА-1).

Интенсивность разгона (торможения) самолета при выполнении неустановившегося ви́ража зависит от перегрузки, режима работы двигателя и положения тормозных щитков.

При выполнении неустановившегося ви́ража с  $n_y = 5,5-5$  ед. на скорости  $900-1000$  км/ч и высоте менее  $1000$  м при работе двигателя на полном форсаже необходимо следить за скоростью полета.

Неустановившийся ви́раж на сверхзвуковых скоростях с перегрузкой более  $5-6$  ед. выполняется практически с полностью взятой на себя ручкой управления, при этом самолет на режим тряски не выходит. Однако следует иметь в виду, что при торможении в диапазоне чисел  $M_{\text{пр}} = 0,87-0,9$  самолет с полностью выбранной ручкой управления самопроизвольно энергично увеличивает перегрузку. Увеличение перегрузки легко парируется своевременным уменьшением отклонения ручки управления на себя.

### Боевой разворот

**101.** Боевой разворот разрешается выполнять на максимальном и форсажном режимах работы двигателя.

Перед вводом в боевой разворот установить требуемый режим работы двигателя, разогнать самолет на заданной скорости, после чего плавным отклонением ручки управления на себя и в сторону боевого разворота с одновременным незначительным нажатием на педаль в ту же сторону перевести самолет в набор высоты по восходящей спирали с начальным креном  $10-15^\circ$  (создав за 3—5 с перегрузку  $n_y=3,5-4,5$  ед.), не превышая в конце второй трети боевого разворота крена  $65-70^\circ$ .

После разворота самолета на  $110-120^\circ$  угол крена и угол тангажа постепенно уменьшать одновременным отклонением ручки управления по диагонали от себя и в сторону, противоположную развороту, координируя отклонение рулей управления так, чтобы вывести самолет в горизонтальный полет после разворота на  $180^\circ$  на скорости не менее  $400$  км/ч.

Набираемая самолетом за боевой разворот высота существенно зависит от манеры пилотирования и составляет при вводе с высот  $0-1000$  м и скорости ввода  $1000$  км/ч:

- на максимальном режиме работы двигателя  $2800-3100$  м;
- на режиме полного форсажа  $4800-5500$  м.

При выполнении боевого разворота с перегрузкой, равной  $3,5-4$  ед., и при выводе из него на скорости  $400$  км/ч скорость ввода в боевой разворот должна быть не менее  $1000$  км/ч при работе двигателя на максимальном режиме и не менее  $800$  км/ч при работе двигателя на полном форсаже.

На полном форсаже при вводе с малых и средних высот боевой разворот целесообразно выполнить методом косой полудетли, так как обычный боевой разворот при этих условиях ввода получается в виде восходящей спирали с выводом на повышенной скорости.

### Переворот

**102.** Ввод в переворот разрешается выполнять в диапазоне высот и скоростей, показанных на рис. 38 для самолетов с ПВД-7 и с ПВД-18-5М.

Освоение техники выполнения переворота целесообразно начинать с высоты  $5000-6000$  м при скорости ввода  $500-600$  км/ч.

**103.** Перед вводом самолета в переворот в горизонтальном полете установить заданную скорость, высоту и необходимый режим работы двигателя, затем плавным отклонением ручки управления на себя придать самолету угол кабрирования  $10-15^\circ$ , после чего координированными отклонениями ручки и педалей за 3—4 с повернуть самолет вокруг продольной оси на  $180^\circ$ .

Не фиксируя угол тангажа самолета в перевернутом положении, плавно выбрать ручку управления на себя так, чтобы за 3—4 с создать перегрузку, соответствующую режиму тряски. В дальнейшем вывод производить с перегрузкой, соответствующей режиму тряски, не превышая угла атаки по УУА-1, равного  $+28^\circ$ , или значений перегрузок, приведенных в табл. 9, а на больших приборных скоростях, не превышая  $n_y^*_{\text{max}}$ .

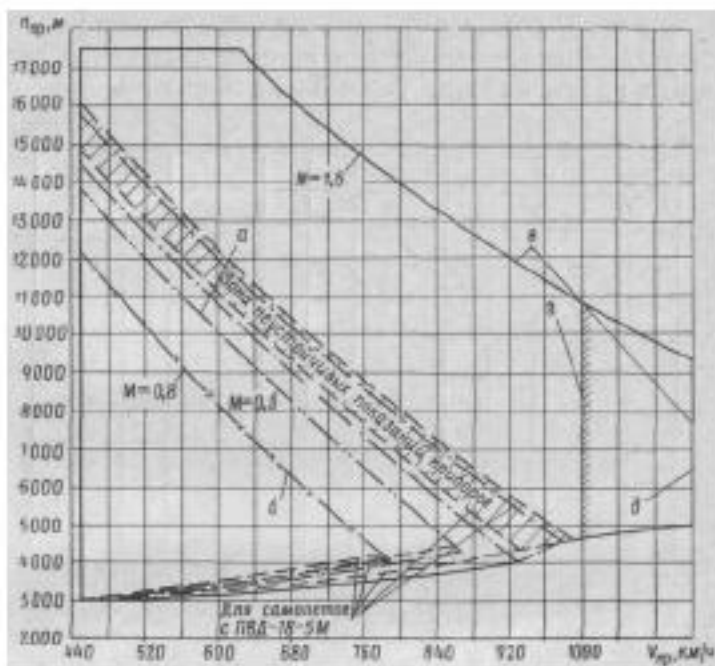


Рис. 38. Область выполнимости переворотов через крыло на самолете со всеми вариантами вооружения:

а — максимальная приборная скорость ввода в переворот с убранными тормозными щитками при работе двигателя на режиме малого газа; б — максимальная приборная скорость ввода в переворот с убранными тор-мозными щитками при работе двигателя на максимальном режиме; в — максимальная приборная скорость ввода в переворот с выпущенными тормозными щитками при работе двигателя на режиме малого газа; г — самолет со всеми вариантами подвесок, имеющими ограничения по  $V_{пр} = 1000$  км/ч; д — самолет со всеми вариантами подвесок, имеющими ограничения по  $V_{пр} = 1200$  км/ч

На рис. 39 показаны потери высот за переворот и скорость вывода из переворота (при выполнении его с минимально возможной высоты, показанной на рис. 38). При этом пилотирование самолета выполняется в зоне тряски без превышения значений перегрузок, приведенных в табл. 9, а на больших приборных скоростях — максимальной эксплуатационной перегрузки.

Выпуск тормозных щитков перед поворотом самолета вокруг продольной оси уменьшает потерю высоты за переворот на  $500-600$  м при вводе на скорости  $700-800$  км/ч. Выпуск тормозных щитков в процессе переворота практически не уменьшает потерю высоты.

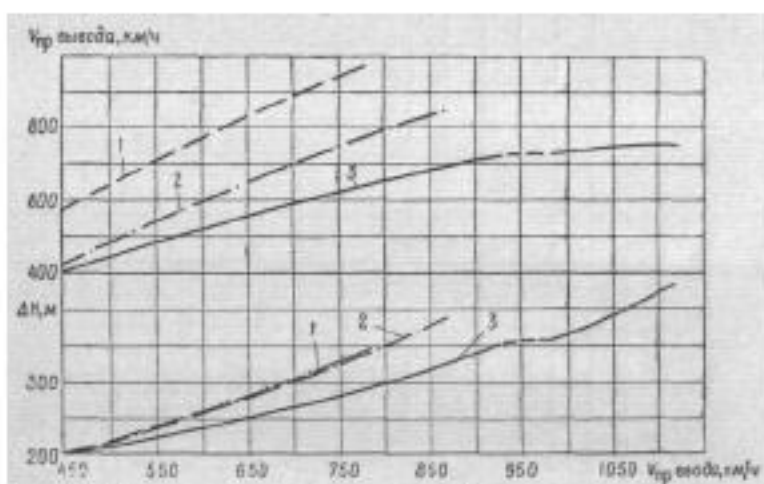


Рис. 39. Потеря высоты за переворот ( $\Delta H$ ) и приборная скорость вывода из переворота ( $V_{тр \text{ вывода}}$ ) при вводе в переворот с минимально возможной высотой, указанной на рис. 38:

1 — режим работы двигателя «Максималь», тормозные щитки убраны; 2 — режим работы двигателя «Малый газ», тормозные щитки убраны; 3 — режим работы двигателя «Малый газ», тормозные щитки выпущены

Ввод в переворот на скорости 550 км/ч и менее целесообразно выполнять с убранными тормозными щитками, так как выпуск тормозных щитков на этих скоростях ввода на потерю высоты за переворот не влияет, но заметно снижает запасы продольной устойчивости самолета.

При вводе в переворот на больших приборных скоростях (более 700 км/ч) и минимально разрешенных высотах на максимальном режиме работы двигателя (число  $M < 0,8$ ) необходимо сразу после поворота самолета на  $180^\circ$  в течение 3—4 с создать  $n_y = 5,0—5,5$  ед. и сохранить ее в процессе всего переворота. В этом случае гарантируется безопасная высота вывода из переворота и исключается попадание самолета в трансзвуковую зону (число  $M$  не более 0,87) при выполнении переворота как с выпущенными, так и с убранными тормозными щитками.

Если при выполнении переворота на этих режимах время создания перегрузки будет больше, а величина перегрузки меньше рекомендованных данной Инструкцией, вследствие нарастания скорости возможен вход самолета в трансзвуковую зону. При этом располагаемые отклонения стабилизатора уменьшаются, а потребные отклонения ручки управления и усилия на ней увеличиваются. Все это значительно увеличивает потерю высоты и усложняет вывод самолета из переворота.

104. Обучение выполнению переворота при вводе со сверхзвуковой скоростью осуществлять на самолете без подвесок с высот не менее 7000 м только с выпущенными тормозными щитками. В процессе поворота самолета на  $180^\circ$  убрать РУД на МАЛЫЙ ГАЗ, а после поворота сразу взять ручку управления полностью на себя. При этих условиях в процессе переворота происходит торможение самолета с прохождением трансзвуковой зоны при углах танкирования  $60—70^\circ$ . При прохождении трансзвуковой зоны (чисел  $M_{пр} = 0,9—0,87$ ) необходимо одновременно уменьшением отклонения ручки управления на себя парировать заброс перегрузки. После прохождения трансзвуковой зоны сохранять перегрузку 5—6 ед.

105. При выполнении переворота с вводом на больших высотах и сверхзвуковой скорости полета даже при выпущенных тормозных щитках происходит большая потеря высоты. При вводе в переворот на высоте 18 000 м и скорости 550—600 км/ч потеря высоты составляет 10000—11000 м.

### Петля Нестерова

106. Петлю Нестерова разрешается выполнять на максимальном и форсажном режимах работы двигателя в диапазоне высот и скоростей, показанных на рис. 40 и 41 для самолетов с ПВД-7 или с ПВД-18-5М из условия получения в верхней точке скорости не менее 400 км/ч.

При первоначальном освоении пилотажа на самолете без подвесок или с двумя ракетами Р-3С ввод в петлю целесообразно выполнять при работе двигателя на полном форсаже при скорости 950 км/ч и на высоте 2500 м, а на максимуме — при скорости 1040 км/ч на высоте 500 м.

Перед вводом в петлю установить заданную скорость и, создав за 3—4 с перегрузку  $n_y = 4,5—5,5$  ед., перевести самолет в набор высоты.

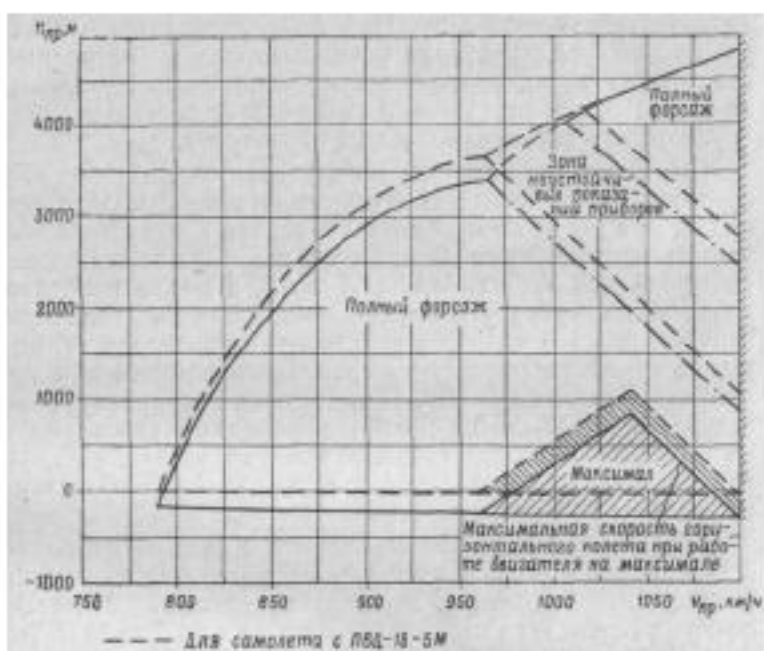


Рис. 40. Область выполнимости петли и полупетли Нестерова на самолете без подвесок, или с пулеметной gondолой, или с двумя ракетами Р-ЗС, или пулеметной gondолой и двумя ракетами Р-ЗС (приборная скорость в верхней точке петли при работе двигателя на режимах «Полный форсаж» и «Максимально» — 400 км/ч)

Темп выбора ручки управления на восходящей части петли должен быть таким, чтобы сохранить заданную перегрузку (4,5—5,5) до режима тряски, далее перегрузку выдерживать по режиму тряски, не превышая угла атаки по УУА-1, равного  $+28^\circ$ , или перегрузок, приведенных в табл. 9.

При вводе в петлю на скоростях, соответствующих приборным числам  $M > 0,9$ , в процессе торможения на числах  $M=0,9—0,87$  уменьшением отклонения ручки на себя парировать самопроизвольное увеличение перегрузки.

Замедленное (несоразмерное) выбирание ручки управления на восходящей части петли может привести к потере скорости менее 400 км/ч. В этом случае зафиксировать ручку и педали в нейтральном положении. После опускания носа самолета ниже горизонта и увеличения скорости до 450 км/ч продолжать выполнение нисходящей части петли.



Рис. 41. Область выполнимости петли и полупетли Нестерова на самолете с двумя блоками УБ-16-57УМ или пулеметной gondолой и двумя блоками УБ-16-57УМ (приборная скорость в верхней точке фигуры — 400 км/ч)

В верхней точке петли скорость должна быть не менее 400 км/ч, а перегрузка около 1,5—2 ед. Когда нос самолета опустится ниже горизонта, а скорость увеличится до 550 км/ч, плавно установить необходимый режим работы двигателя.

Дальнейшее пилотирование осуществлять так, как при выполнении переворота.

При выполнении петли на максимальном режиме работы двигателя самолет быстро теряет скорость при подходе к верхней точке, что требует точных и соразмерных движений рулями.

Набор высоты на восходящей части петли (в зависимости от высоты и скорости ввода в петлю и режима работы двигателя) составляет 2000—4000 м.

Потеря высоты на нисходящей части петли меньше набора высоты на восходящей части.

Если в верхней точке петли высота менее 2200—2500 м, фигуру закончить полупетлей.

#### Полупетля Нестерова

**107.** Полупетлю Нестерова разрешается выполнять на форсажном и максимальном режимах работы двигателя в диапазоне высот и скоростей, показанных на рис. 40 и 41 для самолетов с ПВД-7 или с ПВД-18-5М.

При первоначальном освоении полупетли на самолете без подвесок или с двумя ракетами Р-ЭС ввод в полупетлю целесообразно выполнять на скоростях и высотах, указанных в ст. 106.

Техника выполнения первой части полупетли такая же, как первой половины петли Нестерова, и имеет те же особенности. В верхней точке полупетли (при скорости не менее 400 км/ч) координированным отклонением ручки управления и педалей в сторону желаемого поворота за 3—4 с выполнить полубочку (повернуть самолет вокруг продольной оси на 180°).

После поворота самолета вокруг продольной оси на 90° одновременно с отклонением ручки управления в сторону поворота отдалить ее несколько от себя для выдерживания направления и уменьшения угла атаки (но избежание потери скорости).

В момент выхода самолета в горизонтальный полет прекратить вращение вокруг продольной оси и установить необходимый режим работы двигателя.

Если скорость в верхней точке полупетли менее 400 км/ч, опустить нос самолета ниже горизонта и после увеличения скорости до 400—450 км/ч выполнить полубочку или закончить фигуру петлей Нестерова.

### Косая петля и косая полупетля

**108.** Косую петлю и косую полупетлю выполнять по траектории в наклонной плоскости к горизонту при вводе на тех же высотах и скоростях полета, что и петлю Нестерова.

В первых полетах косые петли выполнять с креном не более 20°.

Перед вводом в косую петлю наметить ориентир и установить заданную скорость, затем создать крен 15—45°, с этим креном выполнить ввод, как и в нормальную петлю. Крен на траектории сохранять по естественному горизонту и авиагоризонту. Основной трудностью при выполнении косой петли является сохранение установленного крена при подходе к верхней точке и особенно после прохода верхней точки. После того, как самолет перейдет в пикирование, необходимо незначительным отклонением противоположной крену педали сохранить направление при выводе. При выходе в горизонтальный полет вывести самолет из крена и установить педали в нейтральное положение.

Техника выполнения косой полупетли (боевого разворота «через плечо») такая же, как и первой половины косой петли.

### Пикирование

**109.** Пикирование рекомендуется выполнять с углами до 60°. На пикировании как с подвесками, так и без них самолет устойчив и хорошо управляем.

Ввод в пикирование производить с разворота, переворота или полупереворота.

При выполнении пикирования с высоты 3000 м с углами 30—45° на скорости ввода 700—750 км/ч при работе двигателя на оборотах малого газа происходит увеличение скорости до 850—950 км/ч.

Пикирование с высоты 5000 м на максимале с углами более 30° и начале вывода на высоте менее 2000 м выполнять только с выпущенными тормозными щитками из-за возможности выхода самолета за ограничения по приборной скорости.

Потеря высоты за вывод из пикирования в зависимости от угла пикирования, скорости и перегрузки при выводе определяются по номограмме (рис. 42).

Горка

**110.** Ввод в горку выполняется во всем диапазоне высот на максимальном и форсажном режимах работы двигателя при скорости ввода, не превышающей максимально допустимую.

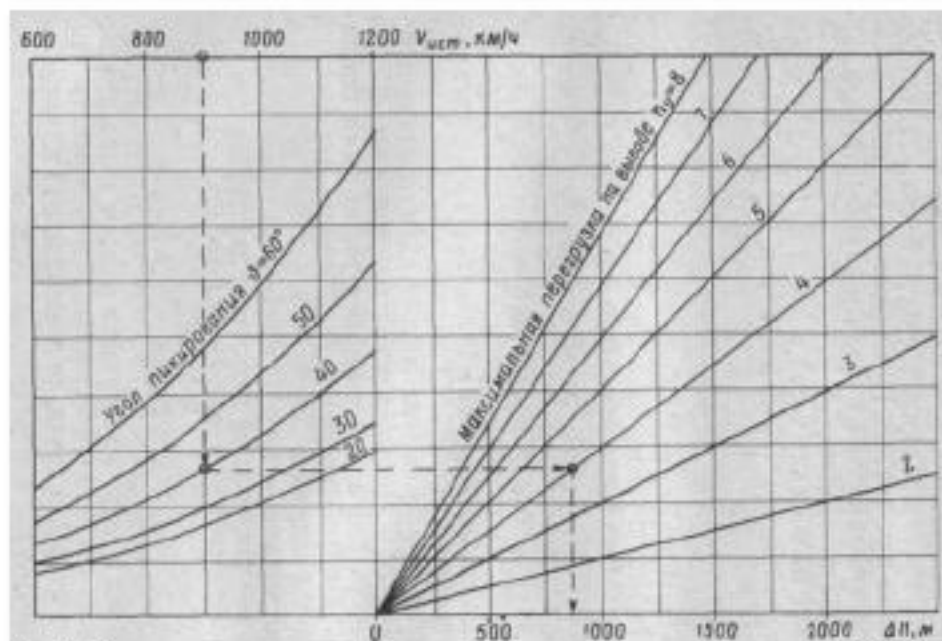


Рис. 42. Номограмма для определения потери высоты за вывод из пикирования  $\Delta H$  ( $V_{вст}$  — истинная скорость начала вывода из пикирования)

В зависимости от высоты, скорости ввода и режима работы двигателя угол тангажа на горке может быть до 80°. В этом случае

при вводе в горку с углами 70—80° скорость на вводе должна быть не менее 900 км/ч.

После разгона самолета до заданной скорости плавным отклонением ручки управления на себя с  $n_y=3,5—4,5$  ед. создать и зафиксировать необходимый угол тангажа. Величину угла и отсутствие кренов контролировать по авиагоризонту.

Выполнение горки на полном форсаже с углами тангажа 30° и менее при вводе с малых и средних высот на скорости 800 км/ч и более происходит практически без торможения или с некоторым разгоном в первой половине горки.

Вывод из горки с углами тангажа 30—40° выполнить разворотом. Для вывода из горки разворотом необходимо на заданной скорости координированным отклонением ручки и педалей ввести самолет в разворот с одновременным уменьшением угла тангажа, при подходе носа самолета к горизонту вывести самолет в режим горизонтального полета.

При выполнении горки с углами тангажа более 45° необходимо на заданной скорости выполнить поворот самолета вокруг продольной оси на 180° с одновременным опусканием носа до горизонта и последующим поворотом еще на 180° (вывод из горки двумя последовательными полубочками).

Для обеспечения вывода самолета из горки на скорости не менее 400 км/ч вывод начинать в зависимости от угла горки и режима работы двигателя на приборных скоростях, определенных по графику (рис. 43).

Набираемая высота за горку в зависимости от угла горки, скорости ввода и режима работы двигателя определяется по графику (рис. 44).

### Переворот на горке

III. Ввод в горку для выполнения переворота на горке с учебной целью целесообразно выполнять при скорости 800—900 км/ч на высотах 1000—2000 м.

После разгона самолета до заданной скорости выполнить ввод в горку в соответствии с рекомендациями ст. 110. По достижении скорости начала вывода из горки (рис. 43) координированным отклонением ручки и педалей повернуть самолет вокруг продольной оси на 180° (выполнить полубочку) и взятием ручки управления на себя подвести нос самолета к линии горизонта. Если к этому моменту при скорости 400—550 км/ч высота полета будет не меньше 3000 м, выполнить переворот, при меньшей высоте фигуру закончить выполнением второй полубочки.

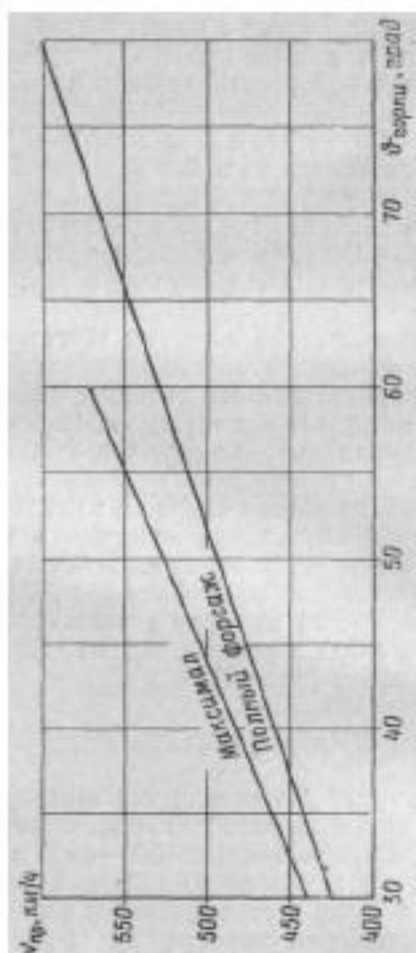


Рис. 43. Приборная скорость начала вывода из горки на самолете со всеми вариантами вооружения

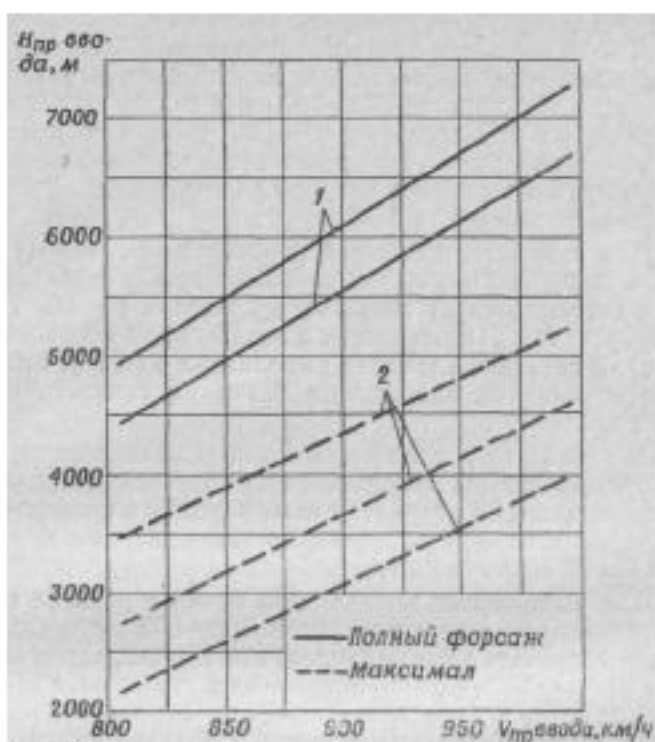


Рис. 44. Набор высоты за горку на самолете без подвесок с двумя управляемыми ракетами или с двумя блоками при вводе с высот 250—1000 м

### Бочка

112. На самолете разрешается выполнять быстрые и замедленные горизонтальные восходящие и нисходящие управляемые бочки на скорости не менее 600 км/ч.

Для выполнения быстрой управляемой бочки с учебной целью установить самолет в режиме горизонтального полета, на скорости 600—700 км/ч создать и зафиксировать угол кабрирования 10—15°, после чего плавным отклонением ручки управления в сторону выполняемой бочки вращать самолет вокруг продольной оси. Быстрая бочка выполняется за 5—6 с.

Для выполнения быстрой управляемой бочки на скорости более 700 км/ч угол кабрирования устанавливается в зависимости от скорости в пределах 15—20° (угол кабрирования увеличивается с увеличением скорости полета). В остальном техника выполнения бочки не отличается от техники выполнения бочки на скорости 600—700 км/ч.

Замедленная управляемая бочка выполняется за 10—12 с. Часть фигуры выполняется на положительных углах атаки, а часть на отрицательных, поэтому в процессе выполнения замедленной бочки летчик испытывает переменные по знаку перегрузки.

Для выполнения замедленной бочки с режима горизонтального полета на скорости 700—800 км/ч создать и зафиксировать угол кабрирования 15—20°, затем плавным отклонением ручки управления в сторону бочки вращать самолет вокруг продольной оси. В процессе выполнения бочки отклонениями ручки и педалей удерживать нос самолета от опускания. При подходе самолета к положению, соответствующему горизонтальному полету, рули установить на вывод, а после прекращения вращения — нейтрально.

Двойные (многократные) горизонтальные бочки представляют собой слитное выполнение двух и более бочек. Разрешается выполнять как быстрые, так и замедленные управляемые двойные (многократные) горизонтальные бочки.

Скорость ввода в двойную горизонтальную бочку на средних высотах должна быть не менее 700 км/ч.

### Спираль

113. Наиболее выгодная спираль выполняется с креном 45° при скорости 500—550 км/ч и работе двигателя на оборотах малого газа.

С высоты 5000 м самолет за один виток спирали тервет 1500—1600 м высоты.

Перед вводом в спираль перевести самолет на планирование на скорости 500—550 км/ч, а затем координированным отклонением ручки управления и педалей ввести самолет в спираль.

Уменьшение или увеличение скорости на спирали производится соответствующим изменением угла наклона продольной оси самолета относительно горизонта (подъемом или опусканием носа самолета).

Вывод из спирали производить координированным отклонением ручки управления и педалей с одновременным увеличением оборотов двигателя при выводе самолета в горизонтальный полет. Увеличение оборотов двигателя может производиться и после вывода самолета из спирали, т. е. на планировании.

При выводе из крутой спирали с углом наклона продольной оси самолета к горизонту более 30° необходимо сначала вывести самолет из крена, затем из планирования.

При выпущенных шасси и закрылках спираль выполнять на увеличенных оборотах двигателя при скорости 450 км/ч с вертикальной скоростью снижения не более 25—30 м/с.

### ПОЛЕТ НА ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ ПО ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ И ЧИСЛУ М ПОЛЕТА

114. Для достижения предельных чисел М разгон самолета производить на полном форсаже. Разгон до предельного числа М с

учебной целью выполнять в такой последовательности:

- взлет на минимальном форсаже, при достижении скорости 600 км/ч выключить форсаж;
- набор высоты 1000 м с разгоном до истинной скорости 870—900 км/ч и дальнейший набор высоты 10500—11000 м на постоянной истинной скорости;
- горизонтальный полет на высоте 10500—11000 м и скорости 520—550 км/ч до удаления от аэродрома на 150—170 км;
- на высоте 10500—11000 м и удалении от аэродрома на 150—170 км выполнить разворот в сторону аэродрома, в конце разворота включить полный форсаж и выполнить разгон с пологим снижением (5—10 м/с) примерно на 500 м до скорости 1100 км/ч;
- на постоянной скорости 1100 км/ч набрать высоту 13000 м, перевести самолет в горизонтальный полет и продолжить разгон до  $M=2,05$  или до остатка топлива не менее 700 л днем в простых и 800 л днем в сложных метеоусловиях, 750 л ночью в простых и 900 л ночью в сложных метеоусловиях при удалении от аэродрома не более 100 км.

В процессе разгона при увеличении числа  $M$  полета обороты РВД увеличиваются и при  $M > 1,8$  могут возрасти до 103,5%, после чего при дальнейшем разгоне обороты РВД остаются постоянными, а обороты РИД начинают уменьшаться.

Если в процессе разгона обороты РВД не дошли до максимальных и остаются постоянными, а обороты РИД начинают уменьшаться с  $M=1,5$ , разгон самолета не производить.

В процессе разгона контролировать положение конуса воздухозаборника.

После окончания разгона выключить форсаж и убрать РУД на упор МАКСИМАЛ, выполнить разворот в сторону аэродрома с торможением, на числе  $M=1,5$  проверить уборку конуса по потасанию сигнала КОНУС ВЫПУЩЕН и установить РУД на упор М. ГАЗ, установить скорость 550 км/ч и произвести снижение до высоты 11 000 м. Дальнейший полет выполнять на высоте 11 000 м при скорости 520—550 км/ч до удаления от аэродрома на 90 км, после чего произвести снижение на режиме малого газа при скорости 520—550 км/ч до заданной высоты или высоты круга.

### ПОЛЕТ НА ПРАКТИЧЕСКИЙ И ДИНАМИЧЕСКИЙ ПОТОЛКИ

**115.** Полет на практический потолок с учебной целью рекомендуется выполнять на самолете без подвесок. Взлет и набор высоты 10500—11000 м выполнять в соответствии с рекомендациями ст. 114. После набора высоты 10500—11000 м выполнить разворот в сторону аэродрома, в конце разворота включить полный форсаж и выполнить разгон с пологим снижением (5—10 м/с) примерно на 500 м до скорости 1100 км/ч.

После достижения скорости 1100 км/ч перевести самолет в набор высоты, сохраняя постоянную скорость 1100 км/ч до достижения  $M=1,80—1,85$ .

Дальнейший набор высоты выполнять на постоянном числе  $M=1,80—1,85$  до  $V_y=3—5$  м/с или до остатка топлива, указанного в ст. 114.

В случае удаления от аэродрома более 100 км на каждые 50 км дополнительного пути остаток топлива увеличивать на 100 л.

Примечание. Указанные остатки топлива обеспечивают снижение с высоты 18000 м, заход на посадку с рубежа, повторный заход на посадку двумя разворотами на  $180^\circ$  или по большой коробочке (в случае ухода на второй круг) и последующий набор высоты 2000 м для катапультирования (в случае невозможности посадки после повторного захода).

Практический потолок самолета без подвесок при работе двигателя на режиме полного форсажа и остатке топлива на потолке 700 л в стандартных температурных условиях равен 18000 м.

Максимальная высота, достигаемая самолетом с двумя ракетами Р-3С в стандартных температурных условиях при полете по указанному выше профилю, ограничена остатком топлива 700 л и равна 16000 м (при этом вертикальная скорость набора еще равна примерно 20 м/с).

Снижение с потолка производить на скорости 500—550 км/ч до высоты 15000 м при работе двигателя на максимуме и далее (при  $M < 1,5$ ) на малом газе.

После снижения на высоту 11000 м выполнять полет в соответствии с рекомендациями ст. 114.

**116.** Для достижения высот выше практического потолка применяется динамический метод набора с началом ввода в горку на высотах 14000—15000 м и скорости, соответствующей числу  $M=1,9$  и более. Перегрузка при вводе в горку 1,5—2 ед. Угол тангажа на горке должен быть увеличен на  $10—15^\circ$  по сравнению с углом тангажа в наборе высоты до ввода в горку. При достижении приборной скорости 530—500 км/ч плавно перевести РУД в положение МАКСИМАЛ и отклонением ручки от себя вывести самолет из горки так, чтобы скорость в конце горки была не менее 400 км/ч. При выводе самолета из горки перегрузка должна быть  $n_y=+0,3—0,4$  ед.

При неустойчивой работе форсажной камеры (определяется по колебанию оборотов и температуры газов за турбиной) на динамических высотах или при скорости 500 км/ч выключить форсаж переводом РУД на упор МАКСИМАЛ.

При невыключении форсажа на скорости менее 450 км/ч возможна раскрутка роторов двигателя.

В случае возникновения раскрутки (обороты РИД выше 101,5% в течение более 5 с) на форсаже перевести РУД на упор МАКСИМАЛ, на максимальном режиме выключить двигатель установкой РУД на упор СТОП и после снижения запустить его в соответствии с рекомендациями ст. 260—262. На динамических высотах возможно выполнение доворотов самолета при плавном отклонении рулей. Энергичное маневрирование сопровождается быстрой потерей скорости и высоты.

### ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА НА ПРЕДЕЛЬНО МАЛЫХ ВЫСОТАХ

**117.** Использование барометрического высотомера и радиовысотомера для поддержания заданной высоты полета над рельефом местности и препятствиями в диапазоне высот 20—100 м невозможно, так как барометрический высотомер не учитывает изменение рельефа местности, а радиовысотомер указывает высоту полета над местностью только в момент пролета.

Выдерживание заданной предельно малой высоты полета с визуальным ее определением возможно, но при этом усложняется наблюдение за воздушным пространством в переднем секторе, самолетовождение и поиск целей.

Дальность действия радиотехнических средств на высотах 20—100 м равна для радиостанции РСНУ-5 (Р-832М) 20—25 км, для радиоконуса АРК по приводной радиостанции ПАР-8С — 100—110 км.

Радиолокационное наблюдение при полете самолета на высоте 20—100 м с помощью наземных радиотехнических средств в пассивных и активных режимах работы, а также опознавание принадлежности самолета к своим ВС не обеспечивается с момента вылета.

Для обеспечения безопасности и упрощения выполнения полета на предельно малых высотах (20—100 м) и больших скоростях удобно выдерживать заданную высоту над рельефом местности и препятствиями с помощью оптического прицела, работающего в



режиме «СС». Выдерживание высоты с помощью оптического прицела на указанных высотах возможно и тогда, когда визуально определить высоту очень сложно (над однородной снежной или водной поверхностью) и при невидимости горизонта (когда полетная видимость равна 3—5 км).

Для выдерживания заданной высоты полета и исключения столкновения самолета с землей или препятствиями летчик удерживает скользящую по поверхности земли (на расстоянии от 1 до 5 км от самолета) центральную марку сетки прицела, отклоненную вручную вниз в зависимости от веса самолета и истинной скорости полета на величину угла, определенного по номограмме (рис. 45).

Так как центральная марка сетки прицела при данных угловых поправках отклонена вниз от вектора воздушной скорости самолета на 20 т. д., то при скольжении центральной марки по поверхности земли впереди самолета на дальности 1—5 км обеспечивается высота полета над поверхностью земли и препятствиями, равная 20—100 м.

При обнаружении впереди самолета возвышенности или препятствия необходимо центральную марку сетки прицела взятием ручки управления самолетом на себя поднять выше препятствия. После пролета препятствия отклонением ручки управления самолетом от себя опустить центральную марку прицела на поверхность земли так, чтобы она скользила впереди самолета на расстоянии 1—5 км.

Для безопасности полета летчику нельзя допускать уменьшения скорости полета менее заданной (соответствующей углу установки прицела), так как это приводит к уменьшению рассчитанной высоты полета.

Перед началом разворота необходимо перевести самолет в незначительный набор высоты так, чтобы в процессе ввода в разворот и при его выполнении не произошло потери высоты. После выполнения разворота занять заданную высоту полета.

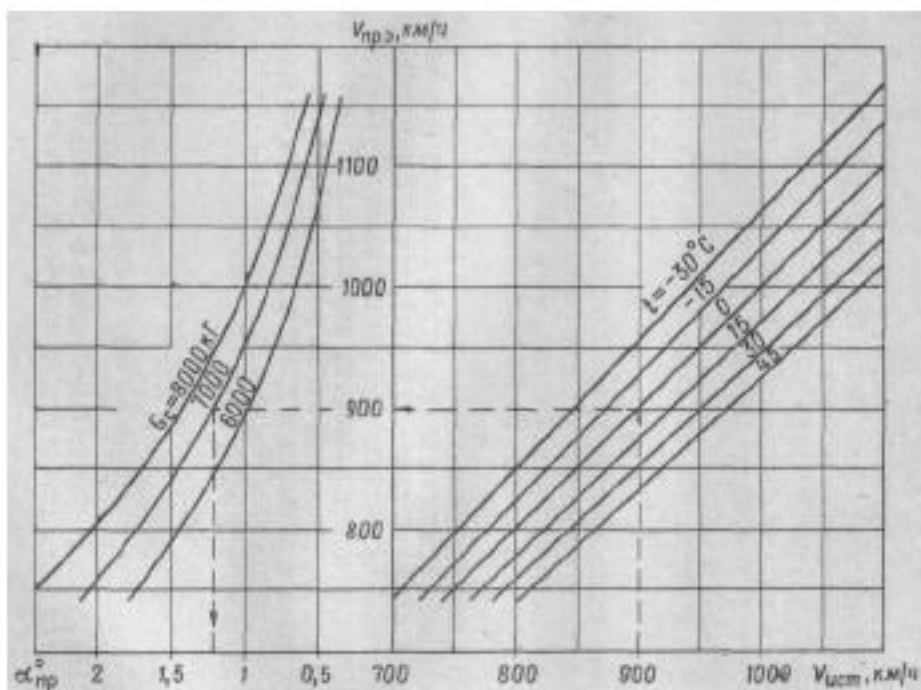


Рис. 45. Номограмма для определения требуемого угла установки прицела при полетах самолета МиГ-21УМ (МиГ-21УС) на предельно малых высотах

## ШТОПОР

### Нормальный штопор

**118.** Самолет может быть введен в штопор преднамеренно или в результате грубых ошибок в технике пилотирования.

Срыв самолета в штопор происходит при нормальной перегрузке, соответствующей закритическим углам атаки. Во всех случаях штопору предшествует сваливание самолета на крыло в сторону отклоненной педали или в сторону, противоположную скольжению.

**119.** Минимальная скорость прямолинейного горизонтального полета, определяемая по моменту сваливания самолета на крыло при нейтральном руле направления, зависит от веса самолета, его конфигурации, подвесок и равна 190—260 км/ч. Достижение минимальной скорости в горизонтальном полете возможно при не полностью доразной на себя ручке управления. При торможении на скорости 360—380 км/ч появляется тряска, которая при дальнейшем уменьшении скорости снижается. На скорости 290—300 км/ч возникает покачивание с крыла на крыло, которое еще можно парировать отклонением элеронов. При достижении минимальной скорости самолет, как правило, начинает крениться с крыла на крыло в пределах  $\pm 30^\circ$ , периодически опуская и поднимая нос и соответственно увеличивая или уменьшая скорость. При отклонении ручки управления от себя к нейтральному положению колебания прекращаются и самолет переходит в пикирование с увеличением скорости. Потеря высоты за сваливание и вывод из пикирования в горизонтальный полет составляет 1200—1500 м.

**120.** При перетягивании ручки управления на вираже, боевом развороте и при других маневрах, связанных с достижением больших нормальных перегрузок, на дозвуковых скоростях полета сваливание самолета на крыло происходит более энергично. Предупредительной аэродинамической тряски перед сваливанием практически нет. Непосредственно перед сваливанием возникает покачивание самолета с крыла на крыло, сопровождающееся заметным «вжидением» носа.

**121.** Возникновение режимов сваливания, нормального и перепернутого штопора наиболее вероятно при выполнении пилотажа, особенно на восходящих участках вертикальных и пространственных фигур, когда имеет место энергичное торможение самолета и легко может быть допущено превышение ограничений по углу атаки. Установка всех рулей в нейтральное положение сразу после

сваливания надежно восстанавливает нормальный режим полета и предотвращает возникновение штопора самолета.

Недопустимо при выходе самолета из режимов сваливания или штопора отклонить ручку управления полностью от себя, так как в некоторых случаях, при наличии значительного скольжения самолета, это может привести к возникновению режимов нормального крутого штопора или перевернутой спирали.

**122.** На сверхзвуковых скоростях полета самолет в штопор не входит. При полностью добранной ручке управления, отклоненном на  $10\text{--}12^\circ$  руле направления (ограничено по усилиям) и нейтральных элеронах самолет выполняет бочки с уменьшением скорости. При установке рулей в нейтральное положение вращение самолета прекращается и он переходит в пикирование.

**123.** Режим нормального штопора самолетов МиГ-21УС и МиГ-21УМ характеризуется большой неустойчивостью, наличием энергичных колебаний по крену, тангажу и рысканию, неустойчивым вращением с произвольными изменениями направления, иногда переходом из нормального штопора в перевернутый.

Вертикальная скорость снижения в штопоре на высоте  $10\text{--}12$  км в среднем составляет  $100\text{--}120$  м/с.

**124.** Левый штопор неустойчив, для него характерны большие колебания по крену и тангажу. При этом летчик испытывает значительные боковые перегрузки и сильные биения педалей.

**125.** Правый штопор более устойчив, чем левый. В большинстве случаев движение самолета в правом штопоре происходит с периодическими изменениями направления вращения. Боковые перегрузки и нагрузки на педалях при правом штопоре несколько меньше, чем при левом.

**126.** Небольшие (до  $1/3$  хода ручки) отклонения элеронов заметного влияния на характер ввода в режим штопора не оказывают.

При значительных отклонениях элеронов против штопора самолет более охотно входит в штопор, увеличивается интенсивность вращения в штопоре и в большинстве случаев увеличивается стабильность по направлению.

Отклонение элеронов по штопору обычно приводит к возникновению менее устойчивого штопора с частыми остановками и кренами самолета в сторону, противоположную вращению.

Внешние подвески (ракеты Р-3С и подвесной топливный бак) практически не оказывают влияния на поведение самолета в штопоре.

**127.** Вывод самолета из нормального штопора производить установкой рулей в нейтральное положение, при этом запаздывание не превышает одного витка ( $3\text{--}5$  с). Чаще самолет выходит из штопора практически без запаздывания. Потеря высоты за вывод при начале вывода на высоте  $10$  км составляет  $3,5\text{--}4$  км.

В случае невыхода самолета из штопора при первой попытке (запаздывание превышает два витка или  $15\text{--}20$  с) рули необходимо установить по штопору (при нейтральных элеронах), затем повторить вывод отклонением руля направления полностью против штопора с последующим (через  $2\text{--}3$  с) отклонением ручки за нейтральное положение (примерно в среднее положение между положениями «нейтрально» и «полностью от себя»), сразу после прекращения вращения самолета рули установить в нейтральное положение.

#### **Перевернутый штопор**

**128.** Самолет может войти в перевернутый штопор преднамеренно или в результате грубых ошибок летчика при пилотировании или при выводе из нормального штопора, если вывод производился полным и резким отклонением ручки и педалей на вывод, а также самопроизвольно из левого нормального штопора.

Перевернутый штопор характеризуется более равномерным и устойчивым вращением, чем нормальный штопор. Колебания самолета менее энергичные и меньше по амплитуде.

**129.** Вывод самолета из перевернутого штопора обеспечивается энергичной установкой рулей в нейтральное положение. Однако при выводе этим методом в некоторых случаях могут быть большие запаздывания. Если в процессе вывода из перевернутого штопора при установке рулей в нейтральное положение запаздывание превысит  $8\text{--}10$  с, рули необходимо установить по штопору (при нейтральных элеронах) и повторить вывод энергичным отклонением руля направления полностью против штопора и ручки — в нейтральное положение.

Сразу после прекращения вращения самолета рули установить в нейтральное положение.

Потеря высоты за вывод из перевернутого штопора в начале вывода на высоте  $10\text{--}12$  км составляет  $4\text{--}5$  км.

#### **Влияние выпуска тормозного парашюта на режимы сваливания, штопора и вывод самолета из них**

**130.** Для вывода самолета из любых режимов штопора может использоваться тормозной парашют. Парашют-но-тормозная система типа ПТ-21У или ПТ-21УК надежно срабатывает и быстро прекращает вращение самолета в любом режиме штопора, если выпуск парашюта происходит на приборных скоростях, не превышающих  $300\text{--}320$  км/ч.

Выпуск тормозного парашюта на приборных скоростях  $330\text{--}340$  км/ч и более приводит практически к мгновенному разрушению купола парашюта.

При выпуске тормозного парашюта в режимах нормального штопора самолет после характерного рывка через  $2\text{--}3$  с прекращает вращение и переходит в режим снижения с небольшими покачиваниями по крену и тангажу. При выпуске тормозного парашюта в режимах перевернутого штопора самолет после характерного рывка переворачивается в нормальное положение, прекращает вращение и также переходит в режим снижения, аналогичный режиму после выхода из нормального штопора.

**131.** Режим снижения самолета с выпущенным парашютом зависит от положения ручки управления и режима работы двигателя. Если ручка управления остается в положении на себя на  $1/2$  полного хода, самолет на малые углы атаки не переходит, скорость не увеличивается независимо от режима работы двигателя («Максималь» или «Малый газ»), угол тангажа самолета составляет  $\sim 25\text{--}30^\circ$ .

Если ручка управления отдается в положение, близкое к нейтральному, сразу после выпуска парашюта, самолет начинает снижаться с углом тангажа  $\sim 45\text{--}50^\circ$ , скорость при этом медленно увеличивается, но, как правило, не превышает  $280\text{--}290$  км/ч при работе двигателя на максимальном режиме.

Если ручка управления отдана на  $1/2$  полного хода за нейтральное положение, сразу после выпуска парашюта самолет снижается с углами тангажа  $\sim 70\text{--}80^\circ$  и при работе двигателя на максимальном режиме разгоняется до скорости  $330\text{--}340$  км/ч (с потерей высоты  $1700\text{--}2000$  м), после достижения которой купол парашюта разрушается практически мгновенно. При работе двигателя на режиме малого газа максимальная скорость в этом случае не превышает  $300$  км/ч.

**132.** Сброс тормозного парашюта можно производить как в момент прекращения вращения самолета и перехода его в режим снижения, так и в режиме снижения (в зависимости от высоты), но обязательно после отклонения ручки управления от себя в нейтральное положение (при нейтральных руле направления и элеронах).

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Если при выпуске тормозного парашюта руль направления не установлен в нейтральное положение, самолет вращается вокруг продольной оси в сторону данной ноги (выполняет бочки). Это вращение можно воспринять как выход самолета из штопора.

После сброса тормозного парашюта скорость самолета быстро увеличивается. При достижении скорости 450 км/ч начинать плавный вывод самолета из пикирования в горизонтальный полет.

**Примечание.** Необходимо иметь в виду, что после сброса тормозного парашюта при работе двигателя на максимуме происходит энергичный рост скорости (около 20 км/ч за секунду).

Действия летчика при непреднамеренном сваливании самолета на крыло и срыве в штопор

**133.** Во всех случаях непреднамеренного сваливания самолета на крыло необходимо ручку управления немедленно отдалить от себя в нейтральное положение (при нейтральных педалях и элеронах) и выключить автопилот.

Если после сваливания самолета на крыло развился штопор, необходимо энергично зафиксировать ручку и педали в нейтральном положении.

После прекращения вращения и перехода самолета в пикирование удерживать рули в нейтральном положении до скорости не менее 450 км/ч. При достижении скорости 450 км/ч плавно начать вывод самолета из пикирования, не превышая углов атаки по УУА-1 более  $+20^\circ$  (допустимых нормальных перегрузок для данной приборной скорости).

Положение РУД до вывода самолета из штопора не изменять (как при устойчивой работе, так и при самовыключении двигателя).

**134.** После вывода самолета из штопора проверить управляемость двигателя, увеличив плавным перемещением РУД обороты до максимальных.

В случае самовыключения двигателя произвести его продувку, установив РУД на упор СТОП на время не менее 2 с, затем установить скорость надежного запуска и произвести запуск двигателя.

**135.** При выводе самолета из режимов сваливания и штопора с использованием штатного тормозного парашюта (на самолетах с верхним расположением его контейнера) необходимо:

- установить и зафиксировать ручку управления и педали в нейтральное положение;
- на скорости не более 300 км/ч нажать кнопку ВЫПУСК тормозного парашюта;
- после характерного рывка при зафиксированных в нейтральном положении элеронах и педалях отдалить ручку управления на 1/2 полного хода за нейтральное положение;
- после прекращения вращения и перехода самолета в режим снижения сбросить тормозной парашют, не изменяя положения ручки управления и педалей до скорости 450 км/ч;
- после достижения скорости 450 км/ч плавно начать вывод самолета из пикирования, не превышая углов атаки по УУА-1 более  $+20^\circ$  (допустимых нормальных перегрузок для данной приборной скорости).

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. Вывод самолета из режимов сваливания и штопора в горизонтальный полет обеспечивается с устойчиво работающим двигателем при выпуске тормозного парашюта на высоте не менее 2000 м, а с авторотирующим двигателем — при выпуске тормозного парашюта на высоте не менее 3000 м.

2. Использовать тормозной парашют для вывода из режимов сваливания и штопора на высотах более 11000 м не рекомендуется.

3. Выпуск тормозного парашюта в режимах сваливания и штопора на высотах 500—2000 м создает более благоприятные условия для покидания самолета, при этом непосредственно перед катапультированием необходимо сбросить тормозной парашют.

## ИНЕРЦИОННОЕ ВРАЩЕНИЕ САМОЛЕТА

**136.** Под инерционным вращением понимается интенсивное вращение самолета, в процессе которого нарушается привычная для летчика реакция самолета на отклонение органов управления (возникает обратная реакция), при этом возможны значительные изменения перегрузок.

Наиболее вероятно попадание самолета в режим инерционного вращения на числах  $M = 0,6—0,9$  и числах  $M > 1,7$  при вращении самолета с большой угловой скоростью относительно продольной оси (изменение угла крена на  $90^\circ$  менее чем за 1 с) в сторону предварительно созданного скольжения, а также при отклонении педалей в сторону, противоположную вращению, в процессе вращения. Попадание в режим инерционного вращения при указанных условиях возможно как на самолете без подвесок, так и с подвесным топливным баком и ракетами.

Автопилот АП-155, включенный в режим стабилизации (КАП-2, включенный в режим демпфирования или стабилизации), уменьшает вероятность попадания самолета в режим инерционного вращения.

Инерционное вращение сопровождается самопроизвольными отклонениями педалей и большими нагрузками на них.

### Признаки инерционного вращения

**137.** Основные признаки начала инерционного вращения:

- самопроизвольное отклонение педалей и увеличение усилий на них;
- энергичный рост обычно отрицательной вертикальной перегрузки, не соответствующей заданному положению стабилизатора;
- энергичный рост боковой перегрузки.

### Действия летчика при попадании в инерционное вращение

**138.** При обнаружении признаков начала инерционного вращения или при непреднамеренном попадании самолета в режим инерционного вращения необходимо немедленно установить педали и ручку управления в нейтральное положение, зажать их и выключить автопилот. Инерционное вращение в этом случае прекращается.

## ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПРИ СВАЛИВАНИИ, ШТОПОРЕ И ИНЕРЦИОННОМ ВРАЩЕНИИ САМОЛЕТА

**139.** При нормальном и перевернутом штопоре самолета на различных режимах работы двигателя на всех высотах могут быть помпажные срывы двигателя, сопровождающиеся его самовыключением.

Выключение форсажа и резкое дросселирование двигателя с любого исходного режима до малого газа значительно уменьшают устойчивость работы двигателя при сваливании самолета в штопор и при выводе его из штопора.

При штопоре двигатель работает более устойчиво на максимальном режиме, чем на режиме малого газа.

В режиме инерционного вращения двигатель, как правило, самовыключается.

## ПОЛЕТ НА БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

**140.** По своим летным данным и возможностям систем вооружения самолет позволяет обеспечить перехват воздушных целей в большом диапазоне высот и скоростей полета, свободный воздушный бой, разведку и боевые действия по наземным целям.

## ПОЛЕТ НА ПЕРЕХВАТ ВОЗДУШНЫХ ЦЕЛЕЙ

**141.** При выполнении полета на перехват воздушных целей в зависимости от дальности обнаружения цели применяются:

ближний перехват — при позднем обнаружении цели; выполняется по базовой программе на форсажных режимах работы двигателя;

дальний перехват — при раннем обнаружении цели; выполняется по базовой программе с набором высоты 10500—11000 м на максимальном режиме и с крейсерским участком полета на этой высоте. Включение форсажа производится по команде с КП.

Примечания: 1. При ближнем и дальнем перехватах сход с базовой программы в зависимости от параметров полета цели производится на высотах и скоростях, задаваемых с КП.

2. При выполнении команд наведения летчик обязан поддерживать заданную с КП истинную скорость и число  $M$  даже за счет потери высоты.

**142.** Для выполнения полета на перехват высотной цели с ракетами Р-3С рекомендуется следующая базовая программа:

— взлет и набор высоты до достижения приборной скорости 600 км/ч — на форсаже, дальнейший набор высоты — либо на форсаже с  $V_{act} = 950—970$  км/ч, либо на максимале с  $V_{act} = 870—900$  км/ч; подвесной бак сбрасывать в процессе набора высоты после выработки топлива и разрешения с КП (первые числа соответствуют набору высоты с подвесным баком, последние без бака);

— при дальнем варианте перехвата — полет навстречу цели на высоте 10500—11000 м и приборной скорости 510 км/ч;

— после включения полного форсажа — разгон со снижением с вертикальной скоростью 25—30 м/с до прохода скорости звука, дальнейший разгон — на постоянной высоте 10000 м до приборной скорости 1200 км/ч. При выполнении ближнего перехвата (на форсаже от взлета) разгон начать с высоты 8000 м в наборе с вертикальной скоростью 18—20 м/с до высоты 10000 м, далее — разгон на этой высоте до приборной скорости 1200 км/ч;

— набор высоты на постоянной приборной скорости 1200 км/ч до достижения  $M = 1,8$ , дальнейший набор высоты на постоянном числе  $M=1,8$  до окончания разворота. При необходимости добора высоты после разворота с выполнением горки последнюю выполнять по команде с КП при  $v_{\text{вывода}}=1,5—2,5$  ед. и  $v_{\text{вывода}}=0,3—0,5$  ед., поддерживая угол тангажа на прямолинейном участке горки равным 15—20°, вывод из горки начинать за 500—700 м до заданной высоты вывода.

По команде с КП выполнить поиск, обнаружение цели, прицеливание и сближение с целью до дальности пуска и произвести пуск ракет.

После выхода из атаки выключить форсаж, выполнить снижение на приборной скорости 500—550 км/ч и полет на аэродром на высоте 11000 м при скорости 500—510 км/ч.

**143.** При перехвате низколетящих целей снижение производить по команде с КП на режиме малого газа с истинной скоростью 950—1000 км/ч и одновременным выполнением команд наведения (подаются голосом).

На высотах менее 3500 м поддерживать следующие вертикальные скорости снижения:

— 40 м/с при 2000 м < Н <= 3500 м;

— 15 м/с при 1000 м < Н <= 2000 м;

— 10 м/с при 600 м < Н <= 1000 м. Скорость на траектории сохранять увеличением оборотов двигателя.

**144.** При наведении на цель летчик должен:

— после взлета установить связь с КП (пунктом наведения), доложить курс и высоту полета;

— по команде с КП выполнить набор высоты в соответствии с базовой программой;

— сход с базовой программы набора высоты осуществлять по команде с КП;

— в процессе перехвата своевременно выполнять команды КП по изменению курса и скорости (числа  $M$ ) полета.

В процессе наведения информация о высоте и дальности до цели летчик получает с КП. После обнаружения и опознавания цели разрешенная дальность пуска ракет определяется по индикатору оптического прицела, а выход из атаки — по загоранию красной лампы ВЫХОД.

Пуск ракет производится после сближения на разрешенную дальность пуска. Выход из атаки производится в соответствии с рекомендациями ст. 161.

## МАНЕВРЕННЫЙ ВОЗДУШНЫЙ БОЙ

**145.** На самолете возможно ведение маневренного воздушного боя на всех эксплуатационных высотах и скоростях полета.

Перед полетом на воздушный бой летчик должен в совершенстве овладеть сложным пилотажем на средних и малых высотах, в том числе выполнением неустановившихся разворотов на максимальном и форсажном режимах работы двигателя с максимальной допустимой эксплуатационной перегрузкой. Летчик должен знать особенности поведения самолета при создании перегрузки на больших углах атаки и особенности техники пилотирования на режимах, близких к режиму сваливания. Все полеты на воздушный бой выполнять в ЗШ с обязательным применением противоперегрузочного костюма.

**146.** Прицеливание при стрельбе по маневрирующим воздушным целям производить в режиме «Гиро» с фиксированной дальностью 300 м (на постоянной дальности 300 м), а при отказе автоматики прицела — в режиме «СС» («Непод») на рекомендованных дальностях.

**147.** При прицеливании в режиме «Гиро» переключатель АВТ.—РУЧ. (РАДИО—ОПТ.) установить в положение РУЧ. (ОПТ.) и поворотом рукоятки на РУД установить (внести в прицел) дальность 300 м (установку дальности проверять по индикатору).

После обнаружения и определения типа цели установить базу, на дальности 400—500 м наложить центральную марку сетки прицела на цель и в момент вписывания цели во внутренний диаметр ромбиков (в дальнометрическое кольцо) начать стрельбу, удерживая центральную марку на цели в процессе очереди (рис. 46).

В этом режиме прицеливание по цели, маневрирующей с перегрузкой до 3 ед. особых трудностей не представляет (прицеливание возможно при перегрузках до 5—6 ед., при этом сетка остается в поле зрения), а наи-

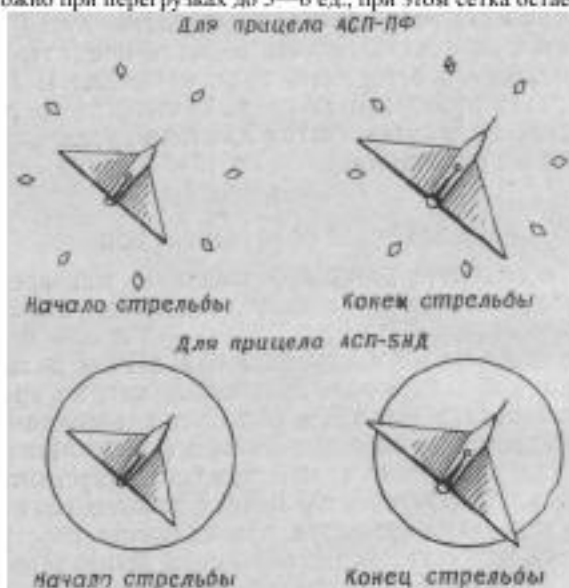


Рис. 46. Положение цели в сетке прицела в момент начала и прекращения стрельбы при работе прицела на постоянной дальности 300 м. Примечание. На последующих рисунках изображение сетки дается только в виде ромбиков (для прицела типа АСП-ПФ) более точная стрельба достигается в диапазоне дальностей 250—350 м.

Если в процессе атаки наблюдаются резкие колебательные движения сетки прицела, стрельбу не производить, так как потребный угол упреждения больше максимально возможного, вырабатываемого прицелом (в этом случае пули пролетит сзади цели), а продолжать слежение за целью до тех пор, пока не прекратятся колебания сетки.

**148.** Перед воздушным боем с реальным противником летчик должен:

- проверить соответствие положений АЭС, переключателей оружия и прицела заданному варианту стрельбы и применяемому оружию, при необходимости произвести перезарядку пулемета;
- подтянуть плотнее кислородную маску, увеличить подачу кислорода и для лучшей осмотрительности отстопорить привязные ремни.

**149.** При прицеливании в режиме «СС» («Непод») сближение с целью осуществлять с заранее внесенной суммарной угловой поправкой, удерживая цель в нижней (правой — при атаке слева, левой — при атаке справа) части сетки или отражателя прицела так, чтобы центр сетки находился на продолжении продольной оси цели. При несоблюдении данной рекомендации располагаемая перегрузка атакующего самолета может оказаться недостаточной для выноса оси оружия на суммарную угловую поправку.

При выходе на дальность около 400 м быстро оценить скорость полета, ракурс цели и в соответствии с ними выбрать зону стрельбы (определить  $\psi_{\Sigma \max}$  и  $\psi_{\Sigma \min}$ ). Уточнив наводку, замедлить угловую скорость разворота своего самолета и в момент входа цели в зону стрельбы (в точку, соответствующую  $\psi_{\Sigma \max}$ ) открыть огонь, который прекратить в момент выхода цели из зоны стрельбы (после прохода точки на сетке прицела, соответствующей  $\psi_{\Sigma \min}$ ). Если цель не сбита, уточнив условия атаки (ракурс и скорость цели) и повторно осуществив (при наличии возможности) прицеливание путем увеличения угловой скорости самолета, открыть огонь в точке  $\psi_{\Sigma \min}$  и прекратить в точке  $\psi_{\Sigma \max}$ . Правила определения  $\psi_{\Sigma \max}$  и  $\psi_{\Sigma \min}$  изложены в подразделе «Эксплуатация оптического прицела и радиодальномера», а значения  $\psi_{\Sigma \max}$  и  $\psi_{\Sigma \min}$  для трех диапазонов скоростей и ракурсов цели приведены в табл. 7. Зоны ведения огня показаны на рис. 17 и 18, а вид целей под различными ракурсами — на рис. 19. Пример определения зоны ведения огня и дальности для некоторых целей при сопроводительно-заградительной стрельбе показан на рис. 47.

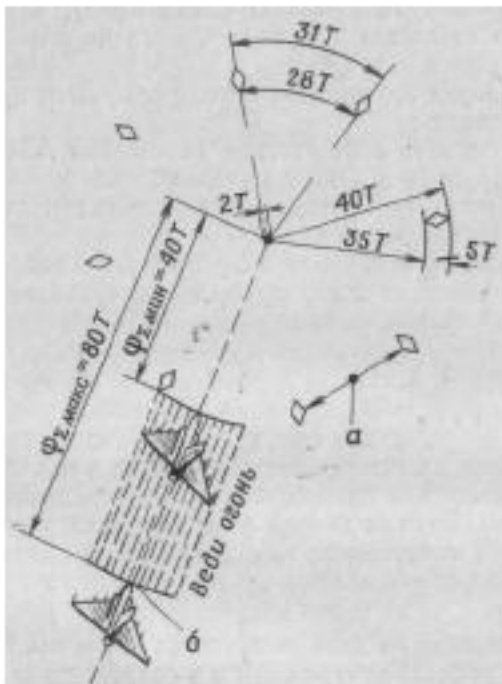


Рис. 47. Пример определения зоны ведения огня и дальности для некоторых целей при сопроводительно-заградительной стрельбе:

а — при угловом размере цели, равном расстоянию между двумя смежными ромбиками, дальность до атакуемой цели будет: при атаке целей типа «Скайхок» и «Мираж» — 250—300 м; при атаке целей типа «Фантом» — 400 м; при атаке целей типа «Вотур» — 500 м; б — условия стрельбы ракурс — 2/8; скорость — 700—900 км/ч; дальность — 400 м; цель — типа «Мираж»)

**150.** При ведении воздушного боя летчик должен полностью использовать высокие летные данные самолета и на всех этапах боя активно добиваться тактического преимущества над противником.

При ведении воздушного боя летчик должен знать недостатки самолетов противника и умело использовать преимущественные стороны своего самолета путем навязывания противнику выгодных для своего самолета маневров.

Внимание в бою следует распределять между наблюдением за противником и контролем за скоростью, высотой, углами атаки, числом  $M$  полета и перегрузкой. В ходе боя периодически контролировать остаток топлива, так как продолжительность боя на форсажных режимах у земли значительно сокращается.

В воздушном бою не исключена возможность использования тормозных щитков. При последующем разгоне необходимо проконтролировать их уборку.

**151.** При попадании в спутную струю от самолета ощущается треска или болтанка. Во всех случаях попадания в спутную струю необходимо выйти из нее путем незначительного изменения траектории полета.

**152.** Стрельбу вести короткими очередями. При этом следует помнить, что суммарное время ведения огня до израсходования боекомплекта к пулемету не превышает 4 с.

## ПОЛЕТ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВООРУЖЕНИЯ

**153.** Перед полетом с применением вооружения принять доклад авиационного техника о варианте подготовленного вооружения, количестве и снаряжении боеприпасов и наличии пленки в фотоконтрольных приборах. Перед осмотром самолета убедиться, что в кабине никого нет и выключатели системы вооружения выключены.

Во время осмотра самолета летчик обязан убедиться в соответствии варианта вооружения заданию на полет и проверить:

- наличие в АПУ-ЭС предохранительных чеков при полете на пуск ракет Р-ЭС;
- нет ли внешних повреждений подвесок вооружения при полете на стрельбу неуправляемыми ракетами типа С-5, С-24 и на бомбометание.

Примечание. При выполнении полета с одной авиабомбой летчик должен убедиться, что на противоположный балочный держатель крыла подвешен макет бомбы.

**154.** После посадки в кабину необходимо:

- убедиться, что гашетка боевой кнопки откинута в предохранительное положение;
- убедиться, что все АЭС на правом борту в передней кабине (под стеклом) включены;
- проверить чистоту остекления кабины, отражателя и светофильтра прицела;
- при полете на пуск управляемых и неуправляемых ракет убедиться, что выключатель ТАКТИЧ. СБРОС выключен;
- убедиться, что после подключения аэродромного источника питания световая сигнализация подтверждает зарядку и подвеску вооружения в соответствии с заданием на полет;
- проверить работу прицела и радиодальномера от аэродромного источника питания (порядок проверки изложен в подразделе «Эксплуатация оптического прицела и радиодальномера»);
- после проверки оптического прицела установить переключатели в положения, необходимые для выполнения задания.

Перед вырубиванием необходимо:

- убедиться в установке переключателей и выключателей систем вооружения в положения, соответствующие заданию на полет;
- включить АЭС ПРИЦЕЛ, ОБОГР. ПРИЦЕЛА, ФКП и РАДИОДАЛЬН. ВРД (при использовании в полете радиодальномера).

После взлета необходимо:

- установить переключатель ГИРО—СС (ГИРО—НЕПОД) в положение ГИРО и отрегулировать яркость сетки прицела;

— убедиться в исправности прицела, выполняя небольшие развороты самолета, при этом сетка должна отклоняться в сторону, противоположную направлению разворота.

### Полет на пуск управляемых ракет

#### *Условия пуска ракет Р-ЗС по воздушным целям*

**155.** На самолете предусмотрено применение ракет Р-ЗС по визуально видимым целям. Выбор варианта пуска и ракеты, пускаемой первой, производит летчик переводом переключателей ПУСК СС ОДИНОЧН.—ЗАЛП и ПУСК СС ЛЕВЫЙ—ПРАВЫЙ в соответствующие положения.

После пуска первой ракеты пуск второй производится повторным нажатием на гашетку боевой кнопки.

Залповые пуски ракет по сравнению с одиночными: повышения эффективности поражения целей не дают.

**156.** Пуск ракет Р-ЗС по воздушным целям рекомендуется выполнять одиночно с интервалом между пусками 3—4 с на дальностях от 1 до 7,6 км (в зависимости от высоты и скорости сближения с целью) при ракурсах от 0 до 3/4 на высотах полета цели от 50 до 20000 м днем и ночью вне облачности и при пеленге солнца более 20°.

**157.** При работающем радиодальномере разрешенная дальность пуска индицируется загоранием лампы ПУСК. При отсутствии такой индикации пуск ракет можно производить при определении дальности до цели с помощью внешнебазового дальномера. В этом случае пуск производить:

— на дальности 1,6—2 км при высоте менее 5000 м;

— на дальности, равной по величине 1/3 высоты полета, выраженной в километрах, при высоте более 5000 м (например, на высоте 9000 м разрешенная дальность пуска — 3 км).

**158.** Одиночные (залповые) пуски по воздушным целям выполнять на установившихся режимах работы двигателя при следующих условиях:

— на высотах до 5000 м при числах М полета не менее 0,6, если температура воздуха у земли положительная, и при числах М не менее 0,8, если температура воздуха у земли отрицательная;

— на высотах 5000—15000 м при числах М не менее 1;

— на высотах более 15000 м при числах М не менее 1,55 (конус должен находиться в выпущенном положении).

Примечание. На высотах 5000—15000 м пуск ракет разрешается производить при М=0,8—1, а на высотах более 15000 м — при М = 0,8—1,55, но при этом возможно самовыключение двигателя.

**159.** За 3—5 с до пуска ракет включить АЭС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ, который выключить после пуска, убедившись в устойчивой работе двигателя. Контроль работы системы запуска в воздухе осуществлять по высвечиванию на табло сигнала ЗАЖИГ. ВЫЦЛЮЧ. О выключении АЭС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ летчик обязан доложить по радию.

Примечания: 1. На самолетах, оборудованных системой автоматического встречного запуска (САВЗ), включение АЭС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ перед пуском ракет Р-ЗС не требуется. Во время пуска ракет Р-ЗС при каждом нажатии боевой кнопки независимо от интервала между нажатиями на б с включается САВЗ. Контроль работы САВЗ осуществлять по сигнализации ЗАЖИГ. ВЫКЛЮЧ.

2. Перед выполнением полета, связанного с условным пуском ракет Р-ЗС, на самолетах, оборудованных САВЗ, после запуска двигателя на земле выключить АЭС АГРЕГАТЫ ЗАПУСКА для исключения срабатывания САВЗ при каждом нажатии боевой кнопки.

**160.** В случае помпажа двигателя с резким ростом температуры газов за турбиной или самовыключения двигателя перевести РУД на упор СТОП на 1,5—2 с и произвести запуск двигателя в соответствии с рекомендациями ст. 260—262.

В случае самопроизвольного погасания форсажа при пуске (определяется по падению температуры газов за турбиной ниже 450° С и превышению оборотов РИД над РВД на 8—10%) установить РУД в положение МАКСИМА Л.

**161.** Пуск ракет разрешается производить при максимуме звукового сигнала головки самонаведения (на разрешенной дальности пуска) на высотах до 14 500 м, если перегрузка не превышает 2 ед., и на высотах более 14 500 м, если перегрузка не превышает 1,6 ед.

Выход из атаки производится сразу же после пуска ракеты (ракет), но не позже загорания красной лампы ВЫХОД (ВЫХОД ИЗ АТАКИ — в задней кабине).

Во всех случаях при загорании красной лампы ВЫХОД (ВЫХОД ИЗ АТАКИ) немедленно выходить из атаки.

#### *Полет на пуск ракет Р-ЗС по воздушным целям*

**162.** После посадки в кабину летчику дополнительно к указаниям ст. 154 необходимо:

— устано(вить) переключатели Б—С, РС—НО (РС—НР-30), АВТ. —РУЧ. (РАДИО —ОПТ.) и ГИРО — СС (ГИРО — НЕПОД) соответственно в положения С, РС, АВТ. (РАДИО) и СС (НЕПОД);

— установить переключатель режимов работы радиодальномера ПУЛЕМ. РС—СС в положение СС (только на МиГ-21УС);

— дать команду на снятие защитных колпачков и лент с головок ракет и взрывателей;

— после подключения аэродромного источника электроэнергии + 27В и 115В, 400 Гц включить АЭС ГЕНЕ-РАТ., АККУМ. БОРТ. АЭРОД. ОБОГР. СС, ПИТАН. СС и убедиться, что горят сигнальные лампы ПОДВЕШЕНЫ СС ЛЕВ. — ПРАВ, в передней кабине, в задней кабине на табло высвечиваются сигналы ПОДВЕШЕН СС ЛЕВ. — ПОДВЕШЕН СС ПРАВ.;

— включить АЭС РАДИО СПУ и проверить (прослушать) выдачу звукового сигнала головками ракет (при направлении техником луча карманного фонаря на головки ракет с расстояния 0,5—1 м), поочередно устанавливая в соответствующие положения переключатель ПУСК СС ЛЕВЫЙ или ПРАВЫЙ, и отрегулировать громкость звукового сигнала рукояткой СИГНАЛ ЗАХВАТ, ТИХО—ГРОМ.;

— выключить АЭС ОБОГР. СС, ПИТАН. СС;

— переключатели вариантов пуска в зависимости от задания установить в положения ЗАЛП или ОДИНОЧНО (при одиночном варианте выбрать необходимую последовательность пуска левой и правой ракет);

— убедиться, что переключатель ВОЗДУХ—БЕЗ НОВ.—ЗЕМЛЯ (ВОЗДУХ—ЗЕМЛЯ) находится в положении ВОЗДУХ.

Перед вырубиванием дополнительно к указаниям ст. 154 необходимо:

— включить АЭС ОБОГРЕВ СС, НАКАЛ СС;

— переключатель ВОЗДУХ—БЕЗ НОВ.—ЗЕМЛЯ (ВОЗДУХ—ЗЕМЛЯ) установить в положение ВОЗДУХ;

— после подачи команды «Убрать колодки» убедиться, что предохранительные чеки с АПУ-ЗС сняты (колодки должен показать



техник).

**163.** В полете АЗС ПУСК СО включить перед атакой цели, атаку производить при работе прицела в режиме «СС» («Непод»).

При наличии максимума звукового сигнала и горящей зеленой лампе РАЗРЕШЕН ПУСК произвести пуск ракеты (ракет), нажав боевую кнопку и удерживая ее нажатой не менее 2 с.

После схода ракеты (ракет) лампы ПОДВЕШЕНЫ СС ЛЕВ.—ПРАВ, в передней кабине (сигналы на табло ПОДВЕШЕН СС ЛЕВ.—ПОДВЕШЕН СС ПРАВ, в задней кабине) гаснут.

**164.** После пуска ракет выйти из атаки не позже загорания лампы ВЫХОД в передней кабине (ВЫХОД ИЗ АТАКИ — в задней кабине), после чего выключить АЗС ПУСК СС, ОБОГРЕВ СС, ПИТАН. СС, ПРИЦЕЛ, ОБОГР. ПРИЦЕЛА, ФКП и РАДИОДАЛЬН. ВРД.

Примечание. При посадке с ракетами Р-ЗС АЗС ОБОГР. СС и ПИТАН. СС выключить после заруливания на стоянку.

**165.** При загорании лампы ВЫХОД (ВЫХОД ИЗ АТАКИ — в задней кабине) немедленно выйти из атаки с максимально возможным креном и предельно допустимым значением перегрузки для данных условий полета.

**166.** В случае разрыва ракеты на траектории с недолетом до цели необходимо продолжать полет так, чтобы пройти через центр облака разрыва (кроме случаев, указанных в ст. 173, 176 и 177).

**167.** В случае отказа радиодальномера для пуска ракет с использованием оптического прицела необходимо:

- установить переключатель АВТ.—РУЧ. (РАДИО—ОПТ.) в положение РУЧ. (ОПТ.);
- выполнить прицеливание по оптическому прицелу и выделить максимум звукового сигнала;
- дальность до цели определить по командам с КП или на дальности менее 2 км с помощью оптического прицела;
- по достижении разрешенной дальности произвести пуск ракет.

**168.** Для аварийного пуска ракет Р-ЗС необходимо откинуть колпачок с надписью АВАР. ПУСК СС и нажать кнопку. При этом обе ракеты сходят одновременно, самонаведение на цель не осуществляется, но сохраняется работоспособность неконтактных взрывателей. После пуска ракет сигнальные лампы подвески ракет гаснут.

Аварийный пуск ракет рекомендуется выполнять на режимах полета и режимах работы двигателя, соответствующих режимам нормального пуска, с обязательным включением за 3—5 с до пуска ракет АЗС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ.

#### *Особенности пуска ракет Р-ЗС по наземным целям*

**169.** Пуск ракет Р-ЗС по наземным целям имеет следующие особенности:

- наличие больших фоновых помех, затрудняющих прослушивание звукового сигнала от цели;
- отсутствие индикации разрешенной дальности пуска;
- необходимость отключения неконтактного оптического взрывателя ракеты (при включенном неконтактном оптическом взрывателе, как правило, происходит преждевременный взрыв боевой части ракеты с недолетом до цели).

**170.** Перед выруливанием дополнительно к указанию ст. 154 необходимо установить переключатель АВТ.—РУЧ. (РАДИО—ОПТ.) в положение РУЧ. (ОПТ.), переключатель ВОЗДУХ—БЕЗ НОВ—ЗЕМЛЯ (ВОЗДУХ—ЗЕМЛЯ) установить в положение БЕЗ НОВ. (ЗЕМЛЯ), не включать АЗС РАДИОДАЛЬН. ВРД, выключатель ПУСК СС включать перед атакой цели (на боевом курсе).

**171.** Пуск ракет Р-ЗС разрешается производить при работе двигателя на установившихся режимах от малого газа до максимального одиночно и залпом по две в режиме пикирования под углом 15—30° в дневное время суток по наземным теплоконтрастным целям (типа открытых одиночных и группы самолетов, расположенных на грунтовых и бетонированных площадках, открытых складов ГСМ с металлическими резервуарами и т. д.), за исключением целей, расположенных на снегу.

**172.** Диапазон разрешенных дальностей пуска в зависимости от типа целей равен:

- по стратегическим бомбардировщикам 1,5—4 км; — по тактическим бомбардировщикам 1,5—3 км; — по истребителям 1,5—2,5 км;
- по открытым складам ГСМ 1,5—3 км.

При атаках целей со стороны солнца, а также при плотной облачности максимально разрешенная дальность пуска уменьшается на 30%.

**173.** Прицеливание выполнять по оптическому прицелу в режиме «ОС» («Непод»), совмещая центральную марку с целью. Пуск ракет выполнять по возможности без скольжения. Скорость в момент пуска должна быть 800—1050 км/ч.

Самолет из пикирования выводить сразу после схода ракеты. При пуске ракет с минимально разрешенных и близких к ним дальностей (1,5—2 км) перегрузка на выводе из пикирования должна быть не менее 4 ед. Минимальная высота прохода над местом разрыва ракет Р-ЗС должна быть не менее 500 м. При несходе ракеты в течение 2 с отпустить боевую кнопку и выйти из атаки.

#### *Особенности пуска ракет Р-ЗС по целям, летящим на малых высотах (более 50 м)*

**174.** Пуск ракет Р-ЗС по целям, летящим на малых высотах, имеет следующие особенности:

- наличие больших фоновых помех, затрудняющих выделение звукового сигнала от цели;
- отсутствие индикации разрешенной и текущей дальностей до цели;
- сложность визуального обнаружения цели;
- ограниченность вертикального маневра самолета из-за малой высоты полета.

**175.** Атаку низколетящих целей производить с превышением, обеспечивающим проецирование цели на земную поверхность, что повышает вероятность выделение звукового сигнала от цели и исключает возможность попадания в спутную струю от самолета-цели.

Прицеливание выполнять по оптическому прицелу, работающему в режимах «СС» («Непод») и «Руч.» («Опт.»). Пуск ракет выполнять на режимах полета и режимах работы двигателя в соответствии с рекомендациями, изложенными в ст. 155—161.

**176.** Пуск ракет Р-ЗС по низколетящим целям производить под ракурсами 0/4—2/4 из задней полусферы с дальностями, не превышающих:

- по истребителям и тактическим бомбардировщикам 1,5 и 2 км соответственно;
- по стратегическим бомбардировщикам 2,5 км. Минимальная дальность пуска равна 1 км. Выход из атаки производить сразу же после схода ракеты.

#### *Особенности пуска ракет Р-ЗС по транспортным самолетам*

**177.** Условия пуска ракет Р-ЗС по турбовинтовым транспортным самолетам такие же, как и условия пуска по турбореактивным самолетам.

При пуске ракет Р-ЗС по винтомоторным транспортным самолетам (типа Ли-2, Ил-14) необходимо учитывать, что выделение звукового сигнала от целей данного типа в сложных фоновых ситуациях представляет определенную трудность.

Атаки винтомоторных транспортных самолетов выполняются из задней полусферы при ракурсах цели  $0/4—2/4$  с небольшим приближением (300—500 м) или на одной высоте с целью.

Пуски ракет производить на дальностях 1400—1800 м при четком выделении звукового сигнала от цели. Виду скоротечности атаки в каждом заходе выполнять пуск только одной ракеты Р-ЗС с немедленным выходом из атаки. Выход из атаки производить с максимально допустимым углом крена и перегрузкой 4—5 ед.

Прицеливание выполнять с помощью оптического прицела. Дальность до цели определять с помощью оптического дальномера.

#### **Полет на пуск неуправляемых ракет**

**178.** Пуск разрешается производить:

— ракет типа С-5 — в пределах ограничений самолета с этими подвесками;

— ракет С-24 — на высотах до 5000 м и приборной скорости не менее 600 км/ч при работе двигателя на режиме малого газа с включенным выключателем ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ (независимо от наличия САВЗ).

РУД на упор малого газа устанавливать за 3—5 с до пуска, а увеличивать обороты не ранее чем через 3—5 с после пуска. При других режимах возможна неустойчивая работа двигателя.

После установки РУД на упор малого газа за 3—5 с до пуска включить выключатель ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ, который выключить после пуска, убедившись в нормальной работе двигателя.

О выключении выключателя ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ летчик докладывает по радио.

В случае помпажа двигателя с резким ростом температуры газов за турбиной или самовыключения двигателя перевести РУД на упор СТОП и произвести запуск двигателя в соответствии с рекомендациями ст. 260—262.

**179.** После посадки в переднюю кабину летчику дополнительно к указаниям ст. 154 необходимо:

— проверить установку переключателей ГИРО — СС (ГИРО—НЕПОД), Б—С, РС—НО (РС—НР-30), (ПУЛЕМ. РС—СС только на самолете МиГ-21УС) соответственно в положениях СС (НЕПОД), С, РС (ПУЛЕМ. РС);

— установить переключатель УПР. РС АВТОМ. — 2 ЗАЛП — 1 ЗАЛП на заданный вариант пуска;

— при включенном аэродромном источнике постоянного тока убедиться, что на переднем щитке горят лампы ПОДВЕСКА БОМБ, РС в передней кабине (высвечиваются сигналы ПОДВ. ЛЕВ. БОМБ, РС и ПОДВ. ПРАВ. БОМБ, РС на табло в задней кабине) в соответствии с наличием подвесок вооружения заданию на полет;

— включить АЗС РС и убедиться, что горят сигнальные лампы НУЛЕВОЕ ПОЛОЖ. РС ЛЕВ. (ПРАВ.) и ПОДВЕСКА БОМБ, РС в передней кабине (высвечиваются сигналы ПОДВ. ЛЕВ. БОМБ, РС, ПОДВ. ПРАВ. БОМБ, РС и НУЛЕВОЕ ПОЛОЖ. РС на табло в задней кабине), после проверки АЗС РС выключить.

#### *Полет на пуск неуправляемых ракет по воздушным целям*

**180.** Перед вырубанием дополнительно к указаниям ст. 140 летчику в передней кабине необходимо проверить установку переключателей ВОЗДУХ—БЕЗ НОВ—ЗЕМЛЯ (ВОЗДУХ—ЗЕМЛЯ), АВТ.—РУЧ. (РАДИО—ОПТ. и Н—ДУАС) соответственно в положениях ВОЗДУХ, АВТ. (РАДИО и ДУАС) и включить АЗС РАДИОДАЛЬН. ВРД.

После взлета действовать в порядке, указанном в

**181.** Выйдя в район цели и получив команду с пункта наведения, летчик должен включить АЗС РС.

После обнаружения и определения типа цели необходимо:

— рукояткой БАЗА установить базу, соответствующую размеру цели;

— занять исходное положение для атаки;

— вращением барабана на рукоятке РУД ввести в прицел дальность 2000 м;

— перед началом разворота на цель (из исходного положения для атаки) нажать кнопку ЗАХВАТ—ДЕМПФ. сетки прицела;

— наложением задемпфированной центральной марки прицела на цель произвести захват цели радиодальномером (загорается лампа ЗАХВАТ).

**182.** В процессе сближения с целью необходимо:

— после захвата цели радиодальномером определить ракурс, скорость цели и начать слежение за целью, вынося центральную марку задемпфированной сетки прицела на продолжение продольной оси цели на величину упреждения, примерно равную 60 т. д. при ракурсе 1/8 и 120 т. д. — при ракурсе 2/8 и выше на 20—25 т. д. (правила прицеливания показаны на рис. 48);

— при уравниваемых угловых скоростях самолета и цели отпустить кнопку демпфирования;

— наложить центральную марку на цель и выполнить синхронизацию в течение 3 с;

— на дальности около 600 м последовательными нажатиями на боевую кнопку в соответствии с установленным вариантом пуска выполнить пуски ракет до израсходования боекомплекта с уточнением прицеливания после каждой очереди.

При каждом пуске боевую кнопку держать нажатой не менее 1—1,5 с. Дальность до цели контролировать по показаниям радиодальномера.

**183.** При работе с прицелами АСП-ПФД, АСП-ПФМ-Б и АСП-5НД в случае невозможности использования радиодальномера, его отказа или срыва захвата (не загорается лампа ЗАХВАТ, не движется стрелка на индикаторе дальности и не увеличивается размер кольца) необходимо переключатель АВТ.—РУЧ. (РАДИО—ОПТ.) установить в положение РУЧ. (ОПТ.) и ввести дальность 600 м, в дальнейшем вводить дальность в прицел от внешнебазового дальномера (в процессе прицеливания непрерывно обрамлять цель дальномерным кольцом, вращая барабан на рукоятке РУД).

При работе с прицелом АСП-ПФД в случае отказа радиодальномера в прицел вводится автоматически дальность 600 м.

В этом случае продолжать атаку и в момент вписывания цели в дальномерное кольцо по внутреннему диаметру ромбиков произвести пуск ракет.

**184.** При невозможности обрамления цели дальность начала пуска ракет определяется глазомерным сравнением видимого размера цели с диаметром центральной марки или с сеткой прицела.

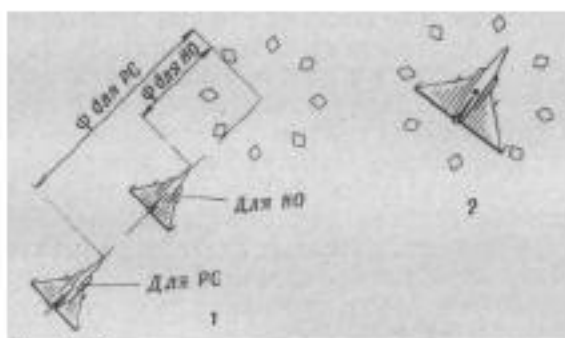


Рис. 48. Правила прицеливания при атаке неманеврирующей или маневрирующей с небольшими перегрузками воздушной цели: 1 — положение цели в момент отпущивания кнопки демпфирования; 2 — положение цели в момент открытия огня

На дальности менее 600 м на прицеле загорается красная лампа ВЫХОД.

185. При отказе автоматики прицела (на разворотах сетка остается неподвижной или «болтается») установить переключатель прицела в положение ОС (НЕПОД) и использовать прицел как простой коллиматор. В этом случае в прицеле АСП-ПФД целесообразно использовать дополнительную неподвижную сетку. В прицеле АСП-5НД при выходе из строя ДУАС установить переключатель Н—ДУАС в положение Н.

#### Полет на пуск неуправляемых ракет по наземным целям

186. После посадки в переднюю кабину дополнительно к указаниям ст. 179 летчику необходимо установить переключатели ВОЗДУХ—БЕЗ НОВ.—ЗЕМЛЯ (ВОЗДУХ—ЗЕМЛЯ) и АВТ.—РУЧ. (РАДИО—ОПТ.) в положения ЗЕМЛЯ, АВТ. (РАДИО) и не включать АЗС РАДИОДАЛЬН. ВРД (при этом переключатель ПУЛЕМ. РС—СС не задействуется).

После взлета ввести постоянные значения базы цели и дальности (исходя из условий пуска и предполагаемой цели) и выполнить указания ст. 154.

187. В районе цели включить АЗС РС. Выполнить атаку наземной цели в соответствии с рекомендациями подраздела «Эксплуатация оптического прицела и радиодальномера». В диапазоне дальностей 1200—2000 м нажатием боевой кнопки произвести пуск ракет. Сразу после пуска ракет выводить самолет из пикирования с  $n_y = 3,5—4$  ед.

Пуск неуправляемых ракет С-24 производится залпом.

Примечания: 1. Момент начала увеличения диаметра сетки в случае установки базы, равной 40 м для ракет С-24 и 33 м для ракет типа С-5, соответствует дальностям пуска 1800 м для С-24 и 1500 м — для ракет типа С-5 в режимах «Гиро» и «Авт.».

2. На дальностях до цели, больших 2000 м, стрелка дальности стоит на упоре и по достижении дальности 2000 м начинает двигаться в сторону уменьшения дальности.

3. При достижении минимальной дальности на прицеле гаснет лампа ПУСК и загорается лампа ВЫХОД.

4. Высота пролета самолета над местом взрыва боеприпасов при пуске по наземным целям ракет типа С-5 должна быть не менее 200 м и ракет С-24 — не менее 500 м.

5. В прицеле АСП-5НД сигнализация ПУСК и ВЫХОД при атаке наземной цели не обеспечивается.

188. Для пуска ракет в режиме «СС» с автоматической обработкой осредненных угловых поправок переключатели ГИРО—СС и АВТ.—РУЧН. установить соответственно в положения СС и АВТ., построить маневр и произвести прицеливание, имея в виду, что прицел в этом режиме правильно строит угловые поправки для истинной скорости 800 км/ч в момент пуска при угле пикирования  $35^\circ$  и 900 км/ч при угле пикирования  $20^\circ$  на дальности пуска 1300 м для ракет типа С-5 и 1700 м для ракет С-24.

В случае отклонения условий атаки от расчетных или отказа автоматики в режимах «Гиро» или «СС» установить переключатель АВТ.—РУЧ. в положение РУЧ. Поправки стрельбы устанавливать вручную рукояткой УГЛЫ в соответствии с рекомендациями табл. 8.

Примечание. В прицеле АСП-5НД для пуска неуправляемых ракет в режиме «Непод» необходимо переключатели ГИРО—НЕПОД и РС-НР-30 установить в положения НЕПОД и РС, поправки стрельбы устанавливать рукояткой УГЛЫ в соответствии с рекомендацией табл. 8.

При атаке наземной цели в режиме «СС» («Непод») необходимо после ввода в пикирование устранить скольжение и вывести центральную марку относительно цели с учетом скорости ветра и цели.

При достижении расчетных дальностей выполнить пуск ракет.

189. В случае отказа блока наклонной дальности дальность в прицел вводить от внешнебазового оптического дальномера, установив переключатель АВТ.—РУЧ. в положение РУЧ.

Примечание. В прицел АСП-5НД при атаке наземной цели дальность вводится только от внешнебазового оптического дальномера.

190. При подготовке и выполнении полета с одной ракетой необходимо учитывать следующее:

- ракету подвешивать так, чтобы при взлете и посадке ветер был со стороны подвески;
- на взлете при отсутствии боковой составляющей ветра в момент отрыва самолета для парирования кренящего момента необходимо отклонять ручку по элеронам на  $1/5—1/4$  полного хода, при этом усилия на ручке достигают 2—3 кг;
- разворот самолета в процессе разбега и пробега парировать тормозами и отклонением педалей;
- в полете для парирования скольжения потребные отклонения педалей и нагрузки на них возрастают при увеличении приборной скорости и числа М полета. На приборной скорости 1000 км/ч и высотах менее 5000 м усилия на педалях составляют 15—20 кг и возрастают с увеличением числа М полета на постоянной приборной скорости, достигая 90—100 кг при числе М = 1,3.

191. После окончания пуска неуправляемых ракет выключить АЗС РС, ПРИЦЕЛ, ОБОГР. ПРИЦЕЛА, ФКП и РАДИОДАЛЬН. ВРД (если он использовался в полете) и проверить установку переключателя ГИРО—СС (ГИРО —НЕПОД) в положении СС (НЕПОД).

**192.** Стрельбу из пулемета разрешается производить на высотах до 5000 м при приборных скоростях не более 1100 км/ч, на высотах выше 5000 м при приборных скоростях не более 1200 км/ч и числах М не более 1,9.

**193.** После посадки в переднюю кабину дополнительно к указаниям ст. 154 необходимо:

— проверить установку переключателей Б—С, РС—НО (РС—НР-30), ГИРО—СС (ГИРО—НЕПОД, Н—ДУАС) и ПУЛЕМ. РС—СС соответственно в положения С, НО (НР-30), СС (НЕПОД и Н) и ПУЛЕМ. РС;

— убедиться, что подвижные части пулемета находятся в крайнем переднем положении, при включении АЗС ПУЛЕМЕТ на правом щитке кабины должна загореться лампа ПУЛЕМЕТ ГОТОВ и высветиться сигнал ГОТОВИ. ПУЛЕМЕТ на табло в задней кабине.

После проверки выключить АЗС ПУЛЕМЕТ.

#### *Полет на стрельбу из пулемета по воздушным целям*

**194.** Перед вырубиванием дополнительно к указаниям ст. 154 необходимо проверить установку переключателей ВОЗДУХ—БЕЗ НОВ.—ЗЕМЛЯ (ВОЗДУХ—ЗЕМЛЯ), АВТ.—РУЧ. (РАДИО—ОПТ.) в положения ВОЗДУХ, АВТ. (РАДИО) и включить АЗС РАДИОДАЛЬН. ВРД.

После взлета действовать в порядке, указанном в ст. 154.

**195.** После выхода в район цели и получения команды с пункта наведения летчик должен:

— включить АЗС ПУЛЕМЕТ, расположенный на правом пульте кабины;

— нажатием кнопки ПЕРЕЗАР. в верхней части приборной доски (справа от прицела) перезарядить пулемет, при этом лампа ПУЛЕМЕТ ГОТОВ кратковременно гаснет;

— по загоранию лампы ПУЛЕМЕТ ГОТОВ в передней кабине и высвечиванию сигнала ГОТОВИ. ПУЛЕМЕТА на табло в задней кабине убедиться в готовности пулемета к стрельбе.

**196.** В дальнейшем после обнаружения, определения типа цели и при атаке маневрирующей или маневрирующей с незначительными перегрузками цели руководствоваться указаниями ст. 182.

Примечания: 1. При прицеливании по воздушной цели для стрельбы из пулемета после захвата цели радиодальномером в процессе слежения необходимо выносить задемпфированную центральную марку сетки прицела на продолжение продольной оси цели на величину угла упреждения, примерно равную 30 т. д. при ракурсе 1/8 и 60 т. д. при ракурсе 2/8. Положения цели относительно сетки в моменты отпускания кнопки демпфирования и открытия огня показаны на рис. 48.

2. Суммарное время ведения огня до израсходования боекомплекта к пулемету не превышает 4 с.

Весь боекомплект пулемета расходуется в течение 3—4 с непрерывной стрельбы.

**197.** При маневренном воздушном бое и атаке маневрирующей цели рекомендуется использовать оптический прицел в режиме «Гиро» с фиксированной дальностью 300 м (с введенной постоянной дальностью 300 м).

В случае отказа автоматики прицела использовать его в режиме «СС» («Непод») со стрельбой на рекомендованных дальностях, при этом руководствоваться указаниями ст. 149.

**198.** После окончания стрельбы выполнить перезарядку пулемета нажатием на кнопку ПЕРЕЗАР., нажатием на боевую кнопку произвести контрольный спуск частей пулемета, откинуть гашетку боевой кнопки в предохранительное положение, выключить все выключатели и АЗС системы вооружения (не связанные с дальнейшим выполнением задания), переключить прицел в режим «СС» («Непод»).

В случае задержки в стрельбе необходимо перезарядить пулемет нажатием на кнопку перезарядки с выдержкой 1—1,5 с, проконтролировать готовность пулемета к стрельбе по загоранию лампы ПУЛЕМЕТ ГОТОВ и продолжить стрельбу. Если не загорелась лампа ПУЛЕМЕТ ГОТОВ, откинуть гашетку боевой кнопки в предохранительное положение и выключить все АЗС и выключатели вооружения.

При неустраняемой в воздухе задержке стрельбы выключить АЗС ПУЛЕМЕТ и перед посадкой доложить об отказе по радио.

#### *Полет на стрельбу из пулемета по наземным целям*

**199.** Перед вырубиванием необходимо дополнительно к указаниям ст. 154 проверить установку переключателей АВТ.—РУЧ. (РАДИО—ОПТ.) и ВОЗДУХ—БЕЗ НОВ.—ЗЕМЛЯ (ВОЗДУХ—ЗЕМЛЯ) в положения АВТ. (РАДИО), ЗЕМЛЯ и не включать АЗС РАДИОДАЛЬН. ВРД (при этом переключатель ПУЛЕМ. РС—СС не задействуется).

После взлета ввести в прицел постоянные значения базы цели и дальности (исходя из условий стрельбы и предполагаемой цели) и действовать в порядке, указанном в ст. 154.

**200.** На боевом курсе необходимо:

— включить АЗС ПУЛЕМЕТ;

— произвести перезарядку пулемета;

— по загоранию лампы ПУЛЕМЕТ ГОТОВ убедиться в готовности пулемета к стрельбе.

**201.** Выполнить атаку наземной цели и прицеливание в соответствии с рекомендациями подраздела «Эксплуатация оптического прицела и радиодальномера».

В диапазоне дальностей, приведенных в табл. 8, нажатием боевой кнопки произвести стрельбу. Сразу после окончания стрельбы выводить самолет из пикирования с  $n_y = 3,5—4,0$  ед.

Примечания: 1. Момент начала увеличения диаметра сетки в случае установки базы, равной 33 м, соответствует дальности стрельбы 1500 м в режимах «Гиро» и «Авт.».

2. Высота пролета над местом взрыва боеприпасов должна быть не менее 150 м.

**202.** При стрельбе по наземной цели в режиме «СС» («Непод») руководствоваться указаниями ст. 188. При этом необходимо помнить, что в режимах «СС» и «Авт.» оптический прицел правильно строит угловые поправки для истинной скорости 800 км/ч в момент стрельбы при угле пикирования 35° и 900 км/ч при угле пикирования 20° при дальности стрельбы 1300 м.

**203.** По окончании стрельбы при полном или частичном израсходовании боекомплекта, а также при задержках в стрельбе руководствоваться указаниями ст. 198.

#### **Полет на бомбометание**

**204.** После посадки в переднюю кабину перед полетом с применением бомб дополнительно к указаниям ст. 154 необходимо:

- проверить установку переключателей ГИРО—СС (ГИРО—НЕПОД) и Б—С соответственно в положения СС (НЕПОД) и Б;
- при включенном аэродромном источнике постоянного тока включить выключатель ТАКТИЧ. СБРОС, при этом должны загореться сигнальные лампы зеленого цвета ПОДВЕСКА БОМБ РС и красного цвета ВЗРЫВ в передней кабине, а в задней кабине на табло высвечиваться сигналы БОМБЫ НА ВЗРЫВ, ПОДВ. ЛЕВ. БОМБ РС, ПОДВ. ПРАВ. БОМБ РС;
- после проверки выключить выключатель ТАКТИЧ. СБРОС;
- установить рукояткой УГЛЫ заранее рассчитанную угловую поправку.

Примечание. При полете на бомбометание без применения других видов оружия проверку оптического прицела в полном объеме и радиодальномера разрешается не производить.

**205.** После взлета (в районе цели):

- еще раз проверить установку на шкале УГЛЫ необходимого угла упреждения;
- на боевом курсе включить выключатель ТАКТИЧ. СБРОС, при этом в передней кабине должны загореться красная лампа ВЗРЫВ и лампы ПОДВЕСКА БОМБ РС (в задней кабине на табло должен высвечиваться сигнал БОМБЫ НА ВЗРЫВ);
- после ввода в пикирование произвести прицеливание с учетом сноса бомб ветром; момент сбрасывания определяется по совмещению линии визирования с целью и достигению заданной высоты сбрасывания; сбрасывание бомб производить нажатием боевой кнопки (при отказе цепи тактического сбрасывания бомбометание можно производить от кнопки АВАР. СБРОС ПОДВЕСОК как на «взрыв», так и на «невзрыв»);
- после сбрасывания бомб энергично выйти из атаки.

**206.** После выхода из атаки проконтролировать сбрасывание бомб по погасанию сигнализации наличия подвесок вооружения, выключить выключатель ТАКТИЧ. СБРОС и установить переключатель Б—С в положение С.

Высота пролета над местом взрыва бомб калибра 50—100 кг должна быть не менее 500 м, а бомбами калибра 250 кг — не менее 600 м.

**207.** Для аварийного сбрасывания бомб на «невзрыв» выключить выключатель ТАКТИЧ. СБРОС и нажать кнопку аварийного сбрасывания. Для аварийного сбрасывания бомб на «взрыв» включить выключатель ТАКТИЧ. СБРОС и нажать кнопку АВАР. СБРОС ПОДВЕСОК. Аварийное сбрасывание бомб можно производить из задней кабины.

#### **Аварийное сбрасывание подвесок вооружения**

**208.** Аварийное сбрасывание пусковых устройств (с ракетами и без них) и блоков орудий производить в режиме прямолинейного горизонтального полета на высотах 4000—6000 м и приборных скоростях 700—800 км/ч.

Для аварийного сбрасывания подвесок вооружения необходимо откинуть колпачок с надписью АВАР. СБРОС ПОДВЕСОК в передней кабине (АВАР. СБРОС БОМБ РС АПУ СС — в задней кабине) и нажать на кнопку.

После сбрасывания подвесок вооружения лампы и сигналы на табло, сигнализирующие о наличии данного вида подвесок, должны погаснуть.

В случае невозможности использования или аварийного сбрасывания какого-либо вида оружия необходимо выключить выключатели, управляющие всеми видами оружия, и принять решение на посадку.

## РАЗДЕЛ V

# ПОЛЕТЫ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ И НОЧЬЮ

## ПОЛЕТ ДНЕМ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

**209.** Заход и расчет на посадку по приборам с применением посадочных систем могут выполняться с расчетного рубежа, с прямой, двумя разворотами на  $180^\circ$ , по большой или малой коробочке.

Основным способом захода и расчета на посадку по приборам является заход с расчетного рубежа.

Заход и расчет на посадку двумя разворотами на  $180^\circ$ , по большой или малой коробочке применяются, если невозможно произвести посадку с расчетного рубежа или с прямой, а также в целях тренировки.

### Подготовка к полету

**210.** Особое внимание летчики обязаны обратить на работу авиагоризонта, автопилота, курсовой системы, радиоконюаса, радиостанции и других пилотажно-навигационных приборов.

Кроме того, летчики должны проверить:

- зарядку жидкостью противообледенительной системы;
- работу обогрева основного и аварийного приемников воздушного давления (ПВД), для чего включить выключатель ОБОГРЕВ ПВД-7 (ПВД, ПВД-5) и дать команду технику самолета проверить работу обогревательных элементов (проверяется на опухь); обогрев ПВД на земле включать на время не более 2 мин, после проверки указаний выключатель выключить;
- установку курсозадатчика УГР-4У на посадочный курс;
- установку переключателя датчика «опасной» высоты в положение, соответствующее безопасной высоте захода на посадку по приборам.

После запуска двигателя включить пилотажно-навигационные приборы и радиотехническое оборудование, необходимые для полета, и опробовать двигатель. Убедившись в правильности показаний приборов и правильной работе систем и оборудования, вырлуть для взлета. Перед вырлыванием согласовать КСИ нажатием кнопки согласования до прекращения вращения шкалы.

### Пробивание облаков вверх и полет за облаками (в облаках на заданном эшелоне)

**211.** Перед взлетом (при наличии обледенения в облаках) включить АЗС ОБОГРЕВ ПВД-7, ДУАС ДУА (ПВД, ПВД-5).

Особое внимание обратить на соответствие показаний навигационно-пилотажных приборов положению самолета на ВПП (КУР, курс, крен, угол тангажа, высота и т. д.).

**212.** Получив разрешение на взлет, включить секундомер и отсчет времени полета, затем произвести взлет.

После взлета убрать шасси и закрылки, до входа в облака сверить показания авиагоризонта, вариометра и ЭУП с действительным положением самолета в пространстве, оценить показания основных приборов и переключиться на пилотирование по приборам.

Пробивание облаков вверх с учебной целью производить на максимальном режиме работы двигателя, выдерживая истинную скорость 870—900 км/ч до выхода за облака. При необходимости подготовленным летчикам разрешается производить пробивание облаков вверх на форсаже при истинной скорости 900—950 км/ч (первые числа соответствуют набору высоты с подвесным баком, последние — без него).

В учебных целях при полете по схеме пробивания облаков для тренировки в заходе и расчете на посадку с прямой пробивание облаков вверх производить на максимальном режиме работы двигателя при скорости 600 км/ч.

**213.** В наборе высоты основное внимание уделять выдерживанию режима полета, при этом угол тангажа контролировать по показаниям авиагоризонта, указателя скорости и вариометра, крены — по авиагоризонту, направление — по показаниям компаса.

Для своевременного обнаружения ошибок в показаниях авиагоризонта необходимо проверять правильность его показаний по комбинированному прибору ДА-200 (приборам ЭУП и ВАР-300 на самолете МиГ-21УС), высотомеру и компасу.

**214.** При отработке захода на посадку с прямой после выхода за облака или в облаках за 200 м до заданного эшелона начать разворот на ДПРС с креном  $30^\circ$  и с одновременным уменьшением вертикальной скорости набора так, чтобы вывести самолет из разворота в направлении ДПРС на заданном эшелоне и при скорости 600 км/ч. Выход из разворота контролировать по радиоконюасу с последующей проверкой направления полета по компасу и запросам радиопеленга.

**215.** Выход на дальнюю приводную радиостанцию при заходе с прямой или после выполнения полетного задания производить на заданном эшелоне или на 200—300 м выше верхней кромки облаков, предварительно запросив у руководителя полетов условия посадки (посадочный курс, эшелон перехода, давление на уровне ВПП и другие данные, необходимые для захода на посадку).

Получив условия посадки и разрешение на посадку, необходимо установить курсозадатчик КСИ на посадочный курс и действовать в соответствии с подразделом «Эксплуатация барометрического высотомера».

### Заход и расчет на посадку с прямой

**216.** Момент пролета ДПРС определяется по изменению показаний стрелки АРК с нуля на  $180^\circ$  и по срабатыванию на самолете световой и звуковой сигнализации МРП (на Н  $\leftarrow$  4000 м). При пролете ДПРС включить секундомер, довернуть самолет на заданный курс (на угол отворота) и следовать в течение расчетного времени, по истечении которого выполнить разворот на посадочный курс. В процессе разворота потерять 200 м высоты и изменением величины крена добиться точного выхода на посадочный курс.

Полет от ДПРС до выхода на посадочный курс производить на скорости 600 км/ч.

**217.** После выхода на посадочный курс (на 30-секундной площадке) в горизонтальном полете уменьшить скорость, выпустить шасси, установить скорость 500 км/ч и перевести самолет на снижение.

Вертикальная скорость снижения на посадочном курсе должна быть:

- 40 м/с до высоты 2000 м;
- 15 м/с с высоты 2000 до 1000 м;
- 10 м/с с высоты 1000 до 600 м;
- 5 м/с с высоты 600 до 200 м.

**218.** На высоте 600 м выпустить во взлетное положение закрылки и установить скорость 450 км/ч. На высоте 300—400 м нажать кнопку выпуска закрылков в посадочное положение и начать плавное уменьшение скорости полета с таким расчетом, чтобы на высоте 200 м (к моменту пролета ДПРС) установить скорость 360—380 км/ч. После достижения скорости 360—380 км/ч убедиться в нормальной работе системы СПС (при нормальной работе системы СПС угол атаки по УУА-1 уменьшается на 2—2,5° по сравнению с углом атаки без использования системы СПС при тех же скоростях полета).

В момент пролета ДПРС и автоматического переключения радиоконюса с частоты ДПРС на частоту БПРС довернуть самолет на КУР = 0, продолжить снижение с вертикальной скоростью 3—5 м/с и, сохраняя КУР=0, выйти на БПРС на высоте 60—80 м и скорости 330—340 км/ч.

После пролета БПРС визуально уточнить заход, расчет на посадку и произвести посадку. Пролет ДПРС и БПРС определяется по срабатыванию на самолете световой и звуковой сигнализации МРП.

Примечание. Если АРК не переключился на БПРС автоматически, переключить его вручную, установив переключатель ДАЛЬН.—БЛИЖН. в положение БЛИЖН.

**219.** При заходе на посадку с закрылками, выпущенными во взлетное положение (без использования системы СПС), необходимо на высоте 300—400 м начать плавное уменьшение скорости с таким расчетом, чтобы на высоте 200 м (к моменту пролета ДПРС) установить скорость 400—420 км/ч. Пролет БПРС производить на высоте 50—70 м при скорости 350—360 км/ч.

### **Заход и расчет на посадку с расчетного рубежа**

**220.** После выполнения задания установить связь с КП (РСП), сообщить свою высоту и с курсом, заданным с КП, следовать на рубеж начала снижения (на скорости наибольшей дальности).

В момент выхода на расчетный рубеж по команде с КП довернуть самолет на заданный курс и перевести его на снижение с установленным режимом. В процессе снижения по командам с КП своевременно вносить поправки в курс следования и вертикальную скорость.

Примечание. Направление снижения (курс) дается с таким расчетом, чтобы самолет вышел на высоту 2000 м (или установленную для данного аэродрома) в точку начала разворота на посадочный курс. Режим снижения устанавливает расчет КП. С учебной целью снижение до высоты 2000 м производить на скорости 550 км/ч с вертикальной скоростью 40 м/с.

На высоте 2000 м перевести самолет в горизонтальный полет и с креном 30° выполнить доворот на посадочный курс. Точного выхода на посадочный курс добиваться изменением крена самолета, своевременным выполнением команд с земли и запросами радиопеленга.

На посадочном курсе (на 30-секундной площадке) уменьшить скорость, выпустить шасси, установить скорость 500 км/ч и произвести снижение на посадку в той же последовательности, что и с прямой.

**221.** Если невозможно произвести посадку непосредственно после пробивания облаков (завышенная скорость, неточный выход на посадочную полосу и др.), уйти на второй круг и запросить разрешение на выполнение захода на посадку визуально под облаками, по приборам в облаках или под облаками (в зависимости от метеорологических условий и рельефа местности) двумя разворотами на 180°, либо по большой или малой коробочке.

### **Заход и расчет на посадку двумя разворотами на 180°**

**222.** При уходе на второй круг для захода на посадку двумя разворотами на 180° необходимо увеличить обороты двигателя до максимальных, в момент пролета БПРС включить секундомер, довернуть самолет на посадочный курс и с вертикальной скоростью 10—15 м/с набрать заданную высоту. В процессе набора высоты убрать шасси, закрылки и установить скорость 600 км/ч.

Через 1 мин после пролета БПРС (или через 1 мин 30 с после пролета ДПРС) выполнить разворот с креном 30° на курс, обратный посадочному. После разворота (по необходимости) внести поправку в курс следования на угол сноса. При подходе к траверсу ДПРС уменьшить скорость. На траверсе ДПРС произвести отчет времени, выпустить шасси и установить скорость 500 км/ч. Через 1 мин 30 с после прохода траверса ДПРС в горизонтальном полете выполнить разворот на посадочный курс с креном 30°.

Во второй половине разворота изменением величины крена добиться точного выхода на посадочный курс.

После выхода на посадочный курс выпустить во взлетное положение закрылки, установить скорость 450 км/ч и перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 5 м/с. В дальнейшем действовать так же, как и при заходе на посадку с прямой.

### **Заход и расчет на посадку по большой или малой коробочке**

**223.** При уходе на второй круг для захода на посадку по большой коробочке необходимо увеличить обороты двигателя до максимальных, в момент пролета БПРС включить секундомер, довернуть самолет на посадочный курс и с вертикальной скоростью 10—15 м/с набрать заданную высоту. В процессе набора высоты убрать шасси, закрылки и установить скорость 600 км/ч. Все развороты при полете по коробочке выполнять с креном 30°.

По истечении расчетного времени (1 мин после пролета БПРС) начать первый разворот на 90°.

При КУР = 240° (120°) начать второй разворот на курс, обратный посадочному. Следуя с этим курсом, при подходе к траверсу уменьшить скорость, доложить по радио о пролете траверса ДПРС, выпустить шасси и установить скорость 500 км/ч.

При КУР = 240° (120°) начать третий разворот на 90°.

После третьего разворота при КУР = 285—290° (75—80°) начать четвертый разворот для выхода на посадочный курс. Точного выхода на посадочный курс добиваться изменением величины крена (для уточнения захода крен на четвертом развороте разрешается увеличивать до 45°).

После выхода на посадочный курс выпустить во взлетное положение закрылки, установить скорость 450 км/ч и перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 5 м/с.

В дальнейшем действовать так же, как и при заходе на посадку с прямой.

**224.** В случае ограниченного запаса топлива или ограниченного времени целесообразно выполнять заход на посадку по малой

коробочке. При этом первый разворот выполнять сразу после принятия решения о повторном заходе, второй начинать через 30 с после окончания первого при полете на скорости 600 км/ч (через 40 с — при полете на скорости 500 км/ч). В дальнейшем действовать так же, как и при заходе на посадку по большой коробочке.

## ПОЛЕТ НОЧЬЮ

**225.** Осмотр самолета перед полетом ночью производится в том же порядке, что и при полете днем.

Перед посадкой в переднюю кабину летчик должен убедиться в том, что на правом заднем электрощитке передней кабины включены АЭС СИГНАЛ, ШАССИ ТОРМ, ЦИТ, ТРИМ, ЭФФ, АНО, ВЕНТИЛЯТОР ПРОВ, ЛАМП ПЕР, ЛАМПА ФАРЫ ВНЕШ, СИГНАЛ, ШАССИ, на правом горизонтальном пульте АЭС АГД БЕЛЫЙ СВЕТ ДА-200 СИГН. ПОЖ. (в задней кабине только АЭС АГД БЕЛЫЙ СВЕТ ДА-200).

**226.** После посадки в переднюю кабину: — включить выключатель КРАСНЫЙ СВЕТ на правом вертикальном пульте;

— реостатом ЗАЛИВ. СВЕТ ЯРЧЕ отрегулировать минимальный уровень освещения приборной доски и бортов кабины;

— реостатами ПРИБОР. ДОСКА ЯРЧЕ и ПУЛЬТЫ ЯРЧЕ отрегулировать необходимый уровень освещения приборов, приборной доски и пультов кабины.

**Примечание.** При комбинированном использовании освещения заливающим и красным светом светильников удастся избежать появления бликов на фонарях кабины;

— реостатом БЕЛЫЙ СВЕТ проверить работу светильника белого света;

— шторки сигнальных ламп закрыть до желаемого свечения, а рукоятки-кнопки на табло и шторки на ППС установить в положение для ночного полета;

— включить АНО, установив переключатель АНО в необходимое положение (МАЛЫЙ, СРЕДН., ПОЛНЫЙ), и проверить с помощью техника исправность навигационных огней и внешней сигнализации шасси;

— проверить фары, установив переключатель фар в положение ФАРЫ РУЛЕЖ, а затем — в положение ПОСАД., убедиться в исправности фар и правильности направления луча в обоих положениях. После проверки переключатель установить в положение УБОРКА.

**227.** После посадки в заднюю кабину включить выключатель КРАСНЫЙ СВЕТ (на правом борту) и проверить работу светотехнического оборудования в той же последовательности и в том же объеме, что и в передней кабине, за исключением проверки внешней сигнализации шасси АНО и фар (производится только из передней кабины).

## Запуск и руление

**228.** Запуск и опробование двигателя производится в той же последовательности, что и днем.

Перед выруливанием согласовать курсовую систему КСИ, переключатель фар установить в положение РУЛЕЖ.

Получив разрешение на выруливание, затормозить колеса, миганием АНО дать команду технику «Убрать колодки». Убедившись в том, что колодки убраны и впереди нет препятствий, начать руление. Начало выруливания обозначать переключением рулежного света фар.

Техника выполнения руления такая же, как и днем, однако вследствие ухудшенных условий видимости и ориентировки требуется повышенная осмотрительность. При необходимости разрешается использовать посадочный свет фар (не более чем на 5 мин из-за возможного перегрева фар).

## Взлет

**229.** После выруливания на ВПП убрать фары. Техника выполнения взлета ночью такая же, как и днем.

Направление выдерживать, ориентируясь по огням ВПП. В светлую ночь величина подъема носа самолета, на разбеге определяется по горизонту и огням ВПП, в темную — только по огням ВПП (перед отрывом угол тангажа по АГД — около 10°).

После отрыва самолета, не изменяя положений рулей, перевести взгляд на огни ВПП с левой стороны и продолжать набор скорости с постепенным отходом от земли. На высоте 10—15 м (при скорости не более 500 км/ч) убрать шасси, на высоте 150—200 м убрать закрылки.

В случае отрыва самолета вблизи конца ВПП, когда за границей ВПП огней нет (взлет в сторону моря, озера и т. д.), необходимо сразу после устойчивого отрыва самолета, не допуская кренов, скольжения и сохраняя угол тангажа, примерно равный углу отрыва, перейти к пилотированию по приборам.

## Особенности ночного полета

**230.** Техника пилотирования в светлую ночь особых отличий от техники пилотирования днем не имеет, за исключением того, что необходимо уделять лишь больше внимания контролю за положением самолета по приборам. Если видимости естественного горизонта нет, пилотирование производить только по приборам.

Построение маршрута и последовательность действий при полете по кругу, заходе на посадку и режимы полета такие же, как и при полете днем. Третий разворот начинать не на траверзе ДПРС, а несколько позже при-КУР = 260° (100°) и выполнять на угол 100—110°.

**231.** При полете ночью в сложных метеорологических условиях заход на посадку по системе выполняется так же и с использованием тех же методов, что и днем в сложных метеорологических условиях. Особенностью пилотирования в облаках ночью является наличие сильного экрана от огней АНО, создающего частые изменения освещенности ввиду неравномерной плотности облаков, что отвлекает внимание летчиков от пилотирования по приборам.

При работе двигателя на форсажном режиме в поле зрения летчиков появляется голубой мерцающий фон, очень яркий при полете в облаках.

## Заход и расчет на посадку, посадка

**232.** Техника выполнения расчета на посадку и самой посадки ночью на освещенную прожекторами полосу в основном такая же,



как и днем (посадочный свет фар включать после четвертого разворота, а при заходе по системе — после прохода ДПРС), скорость планирования и начала выравнивания целесообразно увеличивать на 10 км/ч по сравнению с этими скоростями при полете днем. Точка выравнивания намечается в 150—200 м от начала ВПП и освещается лучом прожектора.

Посадка ночью с использованием системы СПС аналогична такой же посадке самолета днем.

После окончания пробега переключатель фар установить в положение ФАРЫ РУЛЕЖ.

#### **Особенности посадки с фарами на полосу, не освещенную прожекторами**

**233.** Посадка с фарами на полосу, не освещенную прожекторами, более сложна (особенно при пилотировании из задней кабины) и требует повышенного внимания и натренированности летчиков в определении высоты начала выравнивания и выдерживания.

Планирование после четвертого разворота в этом случае производить так, чтобы самолет снижался в точку выравнивания, в качестве которой служат входные огни ВПП.

После четвертого разворота (на высоте не менее 100 м) включить фары, установив переключатель в положение ПОСАД. С высоты 20—30 м взгляд перевести на землю, освещенную фарами, и все внимание сосредоточить на определении высоты начала выравнивания. Скорость начала выравнивания должна быть на 10 км/ч больше, чем при полетах днем. С высоты 10—12 м плавным отклонением ручки на себя начать выравнивание и закончить его на высоте не более 1 м, а затем произвести выдерживание и приземление на два основных колеса.

После окончания пробега переключатель фар установить в положение РУЛЕЖ, и зарулить на стоянку.

#### **Особенности выполнения ночного полета с узкой металлической, грунтовой ВПП и грунтовой ВПП со старто-финишными площадками**

##### *Взлет*

**234.** Установку самолета для взлета по оси ВПП производить при фаре, включенной на рулежный свет.

Взлет с фарой на рулежном свете облегчает в процессе разбега выдерживание направления по осевой линии ВПП.

Взлет выполнять на меньших углах тангажа для просмотра более узких «световых ворот» взлетных огней, так как по боковым огням выдержать направление очень сложно.

В момент отрыва самолета практически все огни ВПП закрываются.

Сразу после отрыва самолета необходимо перейти к пилотированию по приборам, так как при наличии светового экрана трудно оценить пространственное положение самолета. Фару убрать после установки крана шасси в положение УБРАНО.

##### *Заход и расчет на посадку, посадка*

**235.** Дальность видимости светосигнальной системы аэродрома не превышает 14—16 км, кодово-неоновый маяк виден со всего маршрута при полете по большой коробочке. Группы огней различного назначения по цвету определяются с удаления не более 6—10 км. На дальности 14—16 км ВПП просматривается как одна сплошная линия, а огни, маркирующие ВПП, различаются на дальности не более 6—10 км.

В местности с обилием световых ориентиров для опознавания ВПП необходимо использовать кодово-неоновый маяк, так как огни ВПП мало контрастны.

Для лучшего просмотра ВПП планирование на посадку производить по более пологой траектории снижения. Проход ДПРС выполнять на высотах 180—200 м, БПРС — на высоте 50 м (при удалении их от начала полосы на 4 и 1 км соответственно).

Для облегчения выдерживания направления после прохода ДПРС и определения с достаточной точностью угла сноса необходимо зенитный прожектор устанавливать на оси ВПП вблизи БПРС и направлять его луч строго по оси ВПП.

Посадку производить с фарой, которая необходима для освещения осевой линии ВПП. Если осевая линия ВПП не видна, выдерживание направления на пробеге затруднено.

Приземление необходимо производить с уменьшенными углами тангажа так же, как и при выполнении дневных полетов с узких ВПП.

#### **ПОЛЕТ ПОД ШТОРКОЙ**

**236.** Полет под шторкой производится для обучения и тренировки летного состава полетам ночью, и в сложных метеорологических условиях.

**237.** После запуска двигателя инструктору необходимо включить АЗС ИМ, ПОВРЕЖ, ПЕР, ЛАМПА ШТОРКА ПЕРИСК, ВЕНТ, (ИМИТ, ПОВРЕЖ, ШТОРКА ПЕРИСК.) и перед выруливанием, предупредив летчика, проверить закрытие и открытие шторки установкой переключателя ШТОРКА ВЫПУЩ, соответственно в верхнее и нижнее положения.

**238.** При выполнении полета под шторкой инструктору закрывать шторку на высоте не ниже 50 м и открывать не позже прохода БПРС.

В процессе всего полета под шторкой инструктору быть готовым в любой момент вмешаться в управление самолетом при ошибках летчика.

Примечание. В случае отказа механизма открытия шторки летчику откинуть шторку рукой.

## РАЗДЕЛ VI

# САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

**239.** Точное и надежное самолетовождение достигается:

- твердым знанием летным составом района боевых действий (полетов);
- тщательной подготовкой полетной карты, точным расчетом и изучением маршрута полета;
- знанием запасных аэродромов, мест расположения и данных работы средств РТО;
- быстрым и точным выполнением команд наведения, передаваемых с командных пунктов;
- непрерывным ведением ориентировки, в том числе и при наведении с командных пунктов;
- умением быстро выполнять расчеты в уме и глазомерно определять направления и расстояния.

Штурманская подготовка к полету подразделяется на предварительную и предполетную.

### ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА

**240.** Маршрут полета прокладывать через характерные ориентиры, предусматривая возможность наилучшего использования в полете средств РТО и радиолокационных станций командных пунктов.

После изучения маршрута и средств РТО, обеспечивающих полет (перелет), сообщить наземным специалистам:

- вариант заправки самолета топливом;
- данные приводных радиостанций для настройки фиксированных каналов АРК и порядок их настройки;
- данные для настройки радиостанций РСНУ-5 (Р-832М) и порядок их настройки (если в этом есть необходимость).

В таблицу расчета полета (наколенный планшет) записать:

- маршрут полета с указанием курса и времени полета по этапам;
- позывные и курсы посадки запасных аэродромов;
- позывные и рабочие частоты приводных радиостанций.

При подготовке к полету на перехват воздушных целей на полетной карте прокладываются маршруты от опорных ориентиров до контрольного ориентира в районе аэродрома посадки. В качестве опорных выбираются характерные ориентиры и места расположения средств РТО, находящиеся в полосе (районе) боевых действий.

### ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА

**241.** В период предполетной подготовки экипаж должен:

- уточнить метеорологическую обстановку;
- уточнить расчет полета с учетом ветра и вариант заправки топливом;
- убедиться в том, что фиксированные каналы АРК настроены на частоты приводных радиостанций, намеченных для использования в полете, а каналы радиостанции РСНУ-5 (Р-832М) настроены в соответствии с заданием;
- установить бортовые часы на точное время;
- перед взлетом проверить правильность показаний КСИ и АРК и при необходимости повторно согласовать КСИ.

### ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

**242.** Самолетовождение может осуществляться летчиками по командам с земли и самостоятельно.

При полете на перехват воздушной цели летчик осуществляет самолетовождение, выполняя команды наведения. При этом необходимо строго выдерживать заданный режим полета, быстро и точно выполнять команды, передаваемые с командного пункта голосом.

Выполняя команды наведения, летчик должен постоянно вести ориентировку, чтобы в любой момент перейти к самостоятельному самолетовождению и выйти в заданный район или на аэродром посадки, используя для этого бортовые навигационные средства и радиопеленгатор.

При самостоятельном выполнении полета по маршруту (перелета) полет до ИПМ выполняется с рассчитанными значениями курса и времени по характерным ориентирам или с помощью АРК.

В полете строго выдерживать рассчитанные курс, скорость и время полета по этапам, следить за остатком топлива.

Контроль пути осуществлять счислением пути, с помощью АРК или визуальным опознаванием характерных ориентиров.

Визуальная ориентировка облегчается, если летчик периодически по данным счетчика дальности АРК определяет приближенное место самолета на карте, а затем устанавливает, какой ориентир следует ожидать в зоне видимости.

Выход на наземную цель в зависимости от навигационной и тактической обстановки может производиться наведением самолета с земли или по курсу и времени от характерного ориентира, расположенного на удалении 2—3 мин полета от цели.

**243.** В случае необходимости настройки в полете радиоконуса на частоту, отличную от настроенных и зафиксированных частот, следует произвести плавную настройку радиоконуса с пульта передней кабины в следующем порядке:

- нажать кнопку плавной настройки;
- переключатель рода работ установить в положение АНТ., переключатель ТЛФ—ТЛГ — в положение ТЛФ, а переключатель ШИР.—УЗК. — в положение ШИР.;
- переключателем поддиапазонов установить нужный поддиапазон;
- ручкой НАСТРОЙКА ГРУБАЯ установить по шкале число делений, соответствующее частоте приводной радиостанции (частота настройки должна соответствовать частоте поддиапазонов плюс число делений шкалы);
- регулятором громкости заглубить чувствительность до 3—4 делений по индикатору настройки;
- нажимая от себя ручку НАСТР. ПЛАВН. и вращая ее в обе стороны, добиться максимального отклонения стрелки индикатора

настройки вправо и убедиться в прослушивании позывных радиостанции, на которую производится настройка;

— переключатель ШИР.—УЗК. установить в положение УЗК. и, вращая ручку НАСТР. ПЛАВН. в обе стороны в пределах 1—2 делений, добиться максимального отклонения стрелки индикатора настройки вправо;

— регулятор громкости РЕГ. ГРОМК. повернуть вправо до упора, переключатель ШИР.—УЗК. установить в положение ШИР.;

— переключатель рода работ установить в положение КОМП., переключателем Л—П отвести стрелку радиоконуса последовательно влево и вправо на 30—60° от положения пеленга, а по возвращении ее в положение пеленга убедиться, что радиоконус указывает направление на радиостанцию.

Примечания: 1. Если из-за неисправности пульта управления АРК-10 нельзя включить кнопку П, плавную настройку можно произвести при нажатии любой из фиксированных кнопок. В этом случае необходимо дополнительно расфиксировать ручки ДИАПАЗОН и НАСТРОЙКА ГРУБАЯ.

2. Кнопки фиксированной настройки радиоконуса при открытых фиксаторах включать **запрещается**.

3. В целях исключения сдвига шкалы настройки при переключении поддиапазонов следует сначала установить нужный поддиапазон, а затем недостающие деления шкалы.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СЧЕТЧИКА ДАЛЬНОСТИ АРК-10 В ПОЛЕТЕ

**244.** При полете по маршруту с использованием приводной радиостанции, расположенной на аэродроме взлета и посадки, перед взлетом или после прохода приводной радиостанции (используемой в качестве ИПМ) необходимо установить на счетчике дальности нулевые показания. В этом случае во время полета по любому замкнутому маршруту в зоне действия приводной радиостанции аэродрома посадки счетчик дальности в любой момент будет показывать кратчайшее расстояние по прямой до приводной радиостанции аэродрома посадки без учета сноса самолета.

**245.** При перелете по прямой с одного аэродрома на другой перед взлетом необходимо настроиться на частоту приводной радиостанции аэродрома посадки и установить на счетчике дальности расстояние по прямой до этого аэродрома.

В процессе полета счетчик дальности будет показывать расстояние до аэродрома посадки.

**246.** При полете по маршруту с использованием нескольких приводных радиостанций (ПРС) необходимо перед взлетом настроиться на частоту приводной радиостанции ППМ, а на счетчике дальности установить общую протяженность маршрута, проходящего через все ПРС поворотных пунктов (от ПРС ИПМ до ПРС КПМ).

В полете над каждой промежуточной ПРС очередного ППМ необходимо переключиться на частоту ПРС следующего ППМ.

В процессе всего полета счетчик дальности будет показывать расстояние до приводной радиостанции КПМ.

При пролете промежуточных приводных радиостанций разрешается производить коррекцию показаний счетчика дальности по известному оставшемуся расстоянию до ПРС конечного пункта маршрута.

**247.** При полете по маршруту с использованием нескольких приводных радиостанций для удобства отсчета расстояния до очередного ППМ можно перед взлетом настроиться на приводную радиостанцию первого ППМ и установить на счетчике дальности расстояние до этой ПРС.

При пролете первого ППМ переключиться на частоту следующей ПРС и установить на счетчике дальности расстояние до этой ПРС.

**248.** При полете по маршруту с расстоянием между приводными радиостанциями более 1000 км перед взлетом необходимо установить на счетчике дальности расстояние  $1000 - (L - 1000)$  км, где  $L$  — расстояние в километрах между приводными радиостанциями.

Примечания: 1. При выходе из зоны действия приводной радиостанции ( $H = 1000$  м — 180 км и  $H = 10000$  м — 350 км) счетчик дальности может выдавать неправильные показания.

2. При использовании широковещательных радиостанций счетчик дальности выдает правильные показания на дальностях, больших 1000 км.

3. Для повышения достоверности отсчета необходимо (через 20—30 мин) корректировать показания счетчика дальности по данным РЛС, КП или наземным ориентирам, так как счетчик дальности не учитывает влияние ветра. При корректировке во избежание нарушения показаний в соседних разрядах цифры 0 и 9 в каждом разряде не переходить.

4. Ошибка в определении расстояния до ПРС с помощью счетчика дальности не превышает 5% пройденного пути без учета влияния ветра.

## РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

**249.** Дальность и продолжительность полета самолета при заданном запасе топлива зависят в основном от режима полета (скорости и высоты).

С увеличением высоты полета дальность и продолжительность полета увеличиваются, достигая максимальных значений для самолетов без подвесок и с двумя Р-3С на высоте 11000—11500 м, а для самолета с двумя Р-3С и подвесным топливным баком на высоте 10000—10500 м.

При расчете дальности и продолжительности полета на заданных режимах или при определении расхода топлива в полете по заданному маршруту следует учитывать:

— расход топлива при работе двигателя на земле (запуск, опробование двигателя, руление на старте) — 10 кг/мин;

— расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты в соответствии с табл. 10;

Таблица 10

Конечная высота набора, м	С двумя ракетами Р-3С или подвесным топливным баком (490 л)			С двумя ракетами Р-3С и подвесным топливным баком (490 л)			Режим полета при наборе высоты
	Время, мин, с	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин, с	Расход топлива, кг	Путь, км	
500	1.10	160	—	1.10	160	—	Взлет на полном форсаже до $V_{up} = 600$ км/ч, далее набор высоты на максимуме на Уист — — 870 км/ч
1000	1.20	180	—	1.20	190	—	
3000	2.10	230	12	2.20	250	15	
5000	3.10	280	28	3.40	310	30	
7000	4.40	340	47	5.10	380	53	
9000	6.40	410	77	7.50	460	91	
10000	8.10	450	98	9.50	520	120	
11000	10.30	520	130	—	—	—	

Примечание. Данные таблицы соответствуют набору высоты в стандартных условиях без сброса подвесного топливного бака. — километровой и часовой расходы топлива при полете на режимах максимальной дальности и максимальной продолжительности в соответствии с табл. 11;

Таблица 11

Вариант подвески	Режим максимальной дальности			Режим максимальной продолжительности		
	Приборная скорость, км/ч	Километровый расход топлива, кг/км	Часовой расход топлива, кг/ч	Приборная скорость, км/ч	Километровый расход топлива, кг/км	Часовой расход топлива, кг/ч
<b>Высота полета 500 м</b>						
2XP-3C	690	2,76	2000	480	2,93	1460
2 X P-3C и подвесной топливный бак (490 л)	690	2,87	2070	480	3,02	1500
<b>Высота полета 5000 м</b>						
2 X P-3C	620	1,82	1460	480	1,93	1220
2 X P-3C и подвесной топливный бак (490 л)	620	1,94	1550	480	2,03	1280
<b>Высота полета 10000 м</b>						
2XP-3C	530	1,35	1200	480	1,37	1110
2 X P-3C и подвесной топливный бак (490 л)	530	1,46	1300	480	1,50	1210
<b>Высота полета 11000 м</b>						
2 X P-3C	510	1,31	1180	480	1,32	1140

Примечание. Километровые и часовые расходы топлива приведены для среднего полетного веса 7000 кг (7200 кг — для самолета с подвесным топливным баком) без сброса подвесок.

- расход топлива, путь и время на снижение в расчетную точку на Н = 2000 м в соответствии с табл. 12;
- расход топлива на снижение из расчетной точки с Н = 2000 м и дальности 40 км до посадки — 200 кг;
- расход топлива при полете по кругу перед посадкой или повторном заходе на посадку — 35 кг/мин;
- расход топлива на набор высоты 2000 м (с выпущенным шасси) при работе двигателя на максимальном режиме для катапультирования (на случай невозможности посадки после повторного захода) — 60 кг;

Таблица 12'

Высота начала снижения, м	Время снижения, мин. с	Расход топлива, кг	Путь, км	Режим полета при снижении
11000	8.50	80	100	Приборная скорость полета при снижении — 500—550 км/ч. Режим работы двигателя — МАЛЫЙ ГАЗ
10000	8.10	75	90	
9000	7.20	70	80	
7000	5.50	55	60	
5000	4.10	40	40	
3000	2.10	20	20	
2000	1.10	10	10	

— гарантийный запас топлива (7% вырабатываемой емкости основной топливной системы), учитывающий возможные отличия расходных характеристик самолета, помещенных в данной Инструкции, от действительных за счет разброса параметров двигателя и аэродинамических характеристик самолета — 140 кг.

Дальность и продолжительность полета следует рассчитывать исходя из вырабатываемой эксплуатационной емкости основной топливной системы, равной 2345 л.

**250.** Необходимо учитывать, что повышение температуры наружного воздуха уменьшает дальность и продолжительность полета за счет изменения участка набора высоты, причем чем больше высота полета, тем сильнее сказывается влияние температуры воздуха.

В полете на режиме максимальной дальности при изменении веса самолета на 1% километровый расход изменяется соответственно:

- на высоте 10000—11 000 м — на 1 %;
- на высоте 5000 м — на 0,5%;
- на высоте 2000 м — на 0,2%.

Более точные данные для расчета дальности и продолжительности полета изложены в Инструкции по расчету дальности и продолжительности полета самолета МиГ-21УС с двигателем Р11Ф2С-300.

## ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ОТКАЗАХ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ

**251.** Подготовленность летного состава ко всем неожиданностям и особым случаям в полете имеет решающее значение для безопасности полетов.

Во всех случаях отказов авиационной техники инструктор должен контролировать правильность действий летчика и при необходимости вмешиваться в управление, обеспечивая безопасность полета, а при возникновении аварийной ситуации — спасение экипажа.

О всех случаях отказов авиационной техники и своих действиях летчик должен докладывать инструктору и по возможности руководителю полетов, а также на КП о характере отказа и действовать в зависимости от создавшейся обстановки с учетом указаний руководителя полетов.

В любом аварийном случае, при котором летчикам может потребоваться оказание помощи, включить сигнал «Бедствие» системы опознавания.

### ПОЖАР В ОТСЕКЕ ДВИГАТЕЛЯ

**252. Признаки:**

— высвечивание сигнала ПОЖАР на табло и мигание кнопки-лампы СОРЦ (там, где она установлена). Дополнительными признаками пожара могут быть:

- дым за хвостом самолета (определяется по сообщению с земли или с соседнего самолета);
- появление дыма в кабине;
- отсвет пламени на фонаре ночью на бесфорсажных режимах работы двигателя;
- падение давления в гидросистемах, отказ управления и изменение поведения самолета;
- возможное отклонение от нормы показаний приборов контроля силовой установки.

**253. Действия:**

**а) на разбеге:**

- немедленно прекратить взлет;
- выключить двигатель;
- принять все меры для остановки самолета;
- откинуть колпачок с надписью ОГНЕТУШИТЕЛЬ и нажать кнопку;
- выключить насосы подкачки и перекачки топлива;
- после остановки самолета немедленно покинуть его;
- при выкатывании с ВПП и в случае реальной угрозы жизни экипажа в результате столкновения с препятствием убрать шасси;

**б) перед отрывом самолета при малом остатке ВПП и в случае невозможности безопасного прекращения взлета:**

- продолжать взлет;
- откинуть колпачок с надписью ОГНЕТУШИТЕЛЬ и нажать кнопку;
- сразу после отрыва убрать шасси, на высоте 100—150 м и на скорости не менее 400 км/ч убрать закрылки;
- нажать кнопку-лампу СОРЦ;
- на скорости не менее 600 км/ч выключить форсаж, если взлет производился на форсаже;
- не допуская потери скорости, набирать высоту в безопасном для катапультирования или падения (посадки) самолета направлении и в дальнейшем действовать в зависимости от обстановки;

**в) в полете:**

- выключить форсаж (если он был включен);
- нажать кнопку-лампу СОРЦ;
- по возможности переводом самолета в набор высоты уменьшить скорость полета до 500 км/ч;
- выключить автопилот;
- откинуть колпачок с надписью ОГНЕТУШИТЕЛЬ и нажать кнопку;
- перейти на питание чистым кислородом, установив рукоятку 100% O<sub>2</sub> — СМЕСЬ в положение 100% O<sub>2</sub>;
- закрыть кран ПИТАНИЕ КАБИНЫ (при необходимости разгерметизировать кабину).

Примечание. При полете над горной местностью или водной поверхностью, если нет уверенности в реальности пожара, выключение двигателя не производить до места возможной посадки или безопасного катапультирования.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Если после использования средств пожаротушения пожар не ликвидирован, необходимо выключить двигатель и немедленно покинуть самолет.

Если при срабатывании сигнализации о пожаре пожар не подтверждается, необходимо выключить форсаж (если он был включен), прекратить выполнение задания и следовать на ближайший аэродром с учетом возможности вынужденной посадки или катапультирования на безопасной высоте.

### ОТКАЗ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ВЗЛЕТЕ

**254. Признаки:**

- тряска двигателя;
- самовыключение форсажа;
- самопроизвольное открытие створок реактивного сопла при взлете на максимале, нерозжиг или погасание форсажа при взлете на форсаже (падение температуры ниже 450° и превышение оборотов РИД над оборотами РВД более чем на 8—10%);
- падение оборотов двигателя;

- заброс оборотов и температуры газов выше допустимых значений;
- мигание кнопки-лампы СОРЦ (при падении давления масла или наличии стружки в масле).

**255. Действия:** а) на разбеге:

- прекратить взлет;
- принять все меры для остановки самолета;
- при необходимости выключить двигатель;
- при выкатывании с ВПП в случае реальной угрозы жизни экипажа в результате столкновения с препятствием убрать шасси;

б) перед отрывом самолета при малом остатке ВПП в случае невозможности безопасного прекращения взлета и при наличии тяги двигателя необходимо:

- продолжить взлет;
- сразу после отрыва убрать шасси, на высоте 100—150 м и на скорости не менее 400 км/ч убрать закрылки;
- не допуская потери скорости, набирать высоту в безопасном для катапультирования или посадки (падения) самолета направлении.

В случае необходимости продолжать взлет следует:

- при самовыключении форсажа установить РУД в положение МАКСИМАЛ и выключить АЗС ФОРС. МАКС.;
- при самопроизвольном открытии створок реактивного сопла при взлете на максимальном режиме выключить АЗС ФОРС. МАКС.

В дальнейшем в зависимости от обстановки действовать в соответствии с указаниями, изложенными в данном разделе Инструкции для соответствующего отказа силовой установки.

### ПОМПАЖ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

**256. Признаки:**

- резкие многократные хлопки (удары) в носовой части самолета при помпаже воздухозаборника;
- многократные или одиночные хлопки в хвостовой части самолета при помпаже двигателя;
- резкое снижение оборотов и падение температуры газов за турбиной с самовыключением двигателя, наблюдавшиеся в большинстве случаев при помпаже силовой установки на числах  $M > 1,7$ ;
- колебания оборотов двигателя и температуры газов за турбиной, которые обычно возникают при помпаже силовой установки на числах  $M < 1,7$ ;
- резкое снижение оборотов двигателя и увеличение температуры газов за турбиной в отдельных случаях (при применении вооружения и т. д.).

**257. Действия:**

1. Во всех случаях, когда помпаж силовой установки сопровождается снижением оборотов или увеличением температуры газов за турбиной, необходимо:

- немедленно выключить двигатель установкой РУД в положение СТОП (во избежание выхода его из строя);
- переключателем ручного управления открыть, а после прекращения хлопков закрыть противопомпажные створки;
- выключить автопилот;
- снизиться до высоты надежного запуска и запустить двигатель;
- плавным перемещением РУД вывести двигатель на заданный режим и следовать на аэродром.

Примечание. Помпаж двигателя не устраняется переводом РУД в положение М. ГАЗ, хотя признаки помпажа при этом могут исчезнуть (отсутствуют хлопки, температура газов за турбиной меньше максимально допустимой, значение оборотов близко к оборотам малого газа на данной высоте и скорости полета). При последующем переводе РУД с упора М. ГАЗ до упора МАКСИМАЛ неизбежно повторение помпажа.

2. При возникновении помпажа силовой установки на числах  $M$  полета менее 1,7, сопровождающегося колебаниями оборотов двигателя и температуры газов за турбиной, необходимо:

- выключить форсаж;
- переключателем ручного управления открыть противопомпажные створки;
- уменьшить скорость полета;
- после прекращения помпажа закрыть противопомпажные створки;
- прекратить выполнение задания и следовать на аэродром.

### САМОВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

**258. Признаки:**

- характерный хлопок или изменение звука работы двигателя;
- резкое снижение оборотов двигателя и температуры газов;
- ощущение торможения самолета.

Примечание. В большинстве случаев самовыключение двигателя отмечается на переходных режимах (включение и выключение форсажа, приемистость и дросселирование в диапазоне регулируемого форсажа), а также при применении вооружения.

**259. Действия:**

- установить РУД в положение СТОП;
- выключить автопилот;
- снизиться до высоты надежного запуска двигателя;
- запустить двигатель и вывести его на требуемый режим в соответствии с указаниями ст. 260—262.

### ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

**260. Запуск двигателя в полете обеспечивается:**

- на высотах 10000—6000 м — на скорости 450—600 км/ч;

— на высотах менее 6000 м — на скорости 450—850 км/ч.

Перед запуском двигателя в полете убедиться в возможности его запуска.

Для запуска двигателя необходимо:

— проверить положение РУД (должен находиться на упоре СТОП);

— включить АЗС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ;

— проверить включение системы запуска по высвечиванию на табло сигнала ЗАЖИГАН. ВЫКЛЮЧ. На высотах 10000—6000 м:

— перевести РУД из положения СТОП на упор М. ГАЗ (двигатель должен выйти на режим малого газа через 15—20 с);

— после выхода двигателя на режим малого газа перевести РУД в любое требуемое положение. На высотах менее 6000 м:

— при оборотах РИД менее 30% перевести РУД из положения СТОП на упор М. ГАЗ, а при достижении оборотов 30—40% — в любое требуемое положение бесфорсажного режима;

— при оборотах РИД более 30% сразу перевести РУД в любое требуемое положение бесфорсажного режима; при этом время выхода двигателя на заданный режим (вплоть до режима «Максимально») составляет не более 30 с.

Примечание. Запуск двигателя на высотах менее 6000 м разрешается производить в порядке, изложенном для высот 10000—6000 м, при этом время запуска с выходом двигателя на нужный режим увеличивается.

Запуск двигателя контролировать по возрастанию оборотов и появлению шума. Температура газов за турбиной растет медленно и не может служить надежным признаком запуска двигателя.

После выхода двигателя на заданный режим, но не позже чем через 45 с с момента включения, выключить АЗС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ.

В случае незапуска двигателя перевести РУД на упор СТОП и произвести повторный запуск.

Попытки запустить двигатель следует продолжать до высоты не ниже 2000 м. Если до этой высоты двигатель не запустился, принять решение о посадке с неработающим двигателем или о покидании самолета.

Примечание. Система кислородной подпитки рассчитана на пять попыток запуска с включением АЗС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ не более чем на 30 с.

**261.** В случае помпажа или остановки двигателя на высоте менее 2000 м при применении реактивного оружия необходимо:

— перевести самолет в набор высоты с  $V_y = 7—10$  м/с;

— установить РУД на упор СТОП и выдержать не менее 1,5—2 с;

— убедиться, что АЗС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ включен (включить его, если он не был включен перед пуском);

— при оборотах РИД менее 30% перевести РУД на упор М. ГАЗ, а после достижения оборотов 30—40% — в любое требуемое положение бесфорсажного режима;

— при оборотах РИД более 30% сразу перевести РУД в любое требуемое положение бесфорсажного режима;

— после выхода двигателя на заданный режим выключить АЗС ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В процессе запуска двигателя не допускать потери скорости менее 500 км/ч.

**262.** Минимальная приборная скорость, достаточная для обеспечения запуска двигателя с выходом его на требуемый режим без потери высоты полета (за счет торможения), составляет: — на высотах 1000—2000 м — 600 км/ч;

— на высотах менее 1000 м — 700 км/ч.

При уменьшении скорости полета в наборе высоты до 550 км/ч на высоте 1000 м и менее (над рельефом местности) или снижении до высоты 1000 м в процессе планирования на скорости 550 км/ч попытки запуска прекратить и принять решение на катапультирование или посадку с неработающим двигателем.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** После неудавшегося запуска двигателя по возможности не производить излишних движений рулями управления (в целях экономии расхода гидросмеси на случай посадки с неработающим двигателем).

## РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С НЕРАБОТАЮЩИМ (АВТОРОТИРУЮЩИМ) ДВИГАТЕЛЕМ

**263.** Посадка с неработающим (авторотирующим) двигателем производится только с выпущенным шасси на аэродром или на заранее известную площадку при визуальной видимости места посадки с высоты, обеспечивающей расчет на посадку и посадку. Заход на посадку следует выполнять только при авторотирующем двигателе.

Расчет на посадку и посадка с авторотирующим двигателем требуют предварительной тренировки летчика в выполнении захода и расчета на посадку с имитацией отказа двигателя.

С уменьшением высоты полета из-за уменьшения оборотов авторотации отключается генератор постоянного тока.

**264.** После отказа двигателя необходимо:

— с разворотом в сторону аэродрома, известной площадки или местности, безопасной для катапультирования, установить скорость 480—500 км/ч;

— в процессе разворота доложить руководителю полетов об отказе;

— установить РУД в положение СТОП;

— выключить автопилот;

— в безопасном месте сбросить внешние подвески;

— выключить топливные насосы и ненужные потребители электроэнергии;

— проверить давление в гидросистемах и выключение выключателя НАСОСН. СТАНЦ.

Примечание. Если при снижении с остановленным двигателем с большой высоты запотевают фонари, для устранения запотевания следует разгерметизировать кабину на высоте 5000—6000 м.

**265.** Приняв решение на посадку с авторотирующим двигателем, необходимо:

— с убраным шасси установить скорость планирования 480—500 км/ч, развороты выполнять с креном 40—50°, сохраняя скорость постоянной за счет незначительного увеличения угла снижения самолета на время разворота.

Примечание. Когда невозможно запустить двигатель (заклинивание, тряска и т. д.), а самолет находится над морем, горами, пустыней или малонаселенной местностью, необходимо сбросить все подвески и планировать на скорости 440—450 км/ч. В этом случае достигается максимальная дальность планирования, которая с убраным шасси составляет 6—6,5, а с выпущенным шасси — 2,5—3 входной высоты;

— в процессе планирования не допускать (по возможности) энергичных отклонений ручки управления, при пониженных оборотах авторотации двигателя и недостаточном давлении в гидросистемах отключить бустер элеронов;

— тормозными щитками и закрылками не пользоваться, шасси выпускать аварийно;



— в процессе планирования и при заходе на посадку следить за давлением в гидросистемах.

**266.** Расчет на посадку необходимо производить по контрольным точкам (КТ): первая КТ — начало ВПП ( $H = 5000$ — $5500$  м), вторая КТ — на траверзе начала ВПП на удалении от нее на  $5$ — $6$  км ( $H = 4200$ — $4500$  м), третья КТ — на траверзе ДПРС ( $H = 3000$ — $3300$  м) и четвертая КТ — в районе ДПРС ( $H = 2100$ — $2300$  м). Третья и четвертая КТ являются соответственно местом начала третьего и четвертого разворотов.

Вторую и третью контрольные точки следует по возможности запомнить по ориентирам на местности (при облете аэродрома).

**267.** Подход к аэродрому необходимо строить так, чтобы выйти в одну из контрольных точек на рекомендованной высоте с учетом угла разворота. При подходе с посадочным курсом к первой КТ на высоте  $5000$ — $5500$  м следует сразу же выполнить разворот на  $180^\circ$  с креном  $45$ — $50^\circ$  при скорости  $480$ — $500$  км/ч.

Если высота в первой точке будет больше  $5500$  м, разворот выполнять позже, когда разница высот (между действительной и заданной) уменьшится наполовину.

Примечания: 1. В процессе расчета на посадку попытки запуска двигателя производить до третьей КТ (выше  $3000$  м). С высоты  $3000$  м, если принято решение выполнить посадку, главное внимание уделять расчету.

2. С начала расчета на посадку до начала уменьшения угла планирования (на высоте  $130$ — $150$  м) и разворотах и на планировании сохранять скорость  $480$ — $500$  км/ч. В этом случае вертикальная скорость снижения с выпущенным шасси равна при разворотах  $45$ — $60$  м/с, на планировании —  $30$ — $40$  м/с, а угол планирования —  $15$ — $20^\circ$  по АГД.

**268.** В процессе разворота изменением крена уточнить расчет так, чтобы выйти на вторую КТ с курсом, обратным посадочному, на высоте  $4200$ — $4500$  м. Если над второй КТ высота  $4500$  м, аварийно выпустить шасси. При высоте менее  $4500$  м шасси не выпускать до третьей КТ. Если над третьей КТ высота более  $3300$  м и шасси убрано, выпустить его аварийно. При высоте над третьей КТ менее  $3000$  м шасси аварийно выпустить перед четвертой КТ на высоте не менее  $2000$  м, чтобы иметь возможность проконтролировать его выход и в случае невыхода иметь резерв времени для покидания самолета.

Выполнить третий разворот с креном  $45$ — $50^\circ$  и планировать в направлении ДПРС. Возможно выполнение четвертого разворота слитно с третьим.

Если высота в третьей КТ более  $3300$  м, третий разворот начинать позже, когда разница в высоте между действительной и заданной уменьшится наполовину.

**269.** Четвертый разворот начинать на высоте  $2100$ — $2300$  м с углом крена, обеспечивающим выход в створ ВПП (в районе ДПРС) на высоте  $1100$ — $1300$  м и удалении  $3200$ — $3400$  м от начала ВПП.

Если при подходе к точке начала четвертого разворота высота менее  $2300$  м, разворот начинать раньше, сокращая путь.

Если при подходе к точке начала четвертого разворота высота более  $2300$  м, необходимо потерять излишек высоты кратковременным увеличением угла снижения (при этом скорость планирования увеличится на  $10$ — $20$  км/ч).

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Если посадка производится не на аэродром, а на заранее известную площадку, перед посадкой с остановленным двигателем летчикам притянуться плечевым притягом и на высоте  $1500$ — $1000$  м сбросить фонари ручкой аварийного сброса.

**270.** После четвертого разворота самолет должен планировать в точку, удаленную от начала ВПП на  $600$ — $800$  м.

На высоте  $130$ — $150$  м начать уменьшение угла планирования с таким расчетом, чтобы подвести самолет к высоте  $10$ — $12$  м на скорости  $360$ — $370$  км/ч.

С высоты  $10$ — $12$  м начать выравнивание. Выравнивание и посадка выполняются так же, как и при работающем двигателе.

При расчете на посадку со встречным ветром  $8$ — $10$  м/с высота в третьей и четвертой КТ должна быть на  $300$ — $400$  м больше рекомендованной.

**271.** В случае расчета на посадку с перелетом через  $1$ — $2$  с после приземления плавно опустить переднее колесо и полностью нажать рычаг тормозов, удерживая его в этом положении до конца пробега при отданной от себя ручке. На скорости не более  $320$  км/ч выпустить тормозной парашют.

**272.** При возникновении угрозы столкновения с препятствием на пробеге, если посадка производилась на аэродром, сбросить фонари ручкой аварийного сброса.

**273.** Для тренировки летного состава при заходах и расчетах на посадку на режиме имитации отказа двигателя (с задресселированным двигателем) заход выполнять, установив РУД на упор М. ГАЗ и выпустив тормозные щетки.

Глиссада планирования в этом случае будет близкой к глиссаде при отказавшем (авторотирующем) двигателе.

## ОТКАЗ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ КОНУСОМ

### Невыход конуса при разгоне самолета

**274.** Признаки: на табло не высвечивается сигнал КОНУС ВЫПУЩЕН при числе  $M = 1,6$  и нет характерного изменения звука в воздухозаборнике при достижении числа  $M = 1,95$ .

**275.** Действия:

— переключатель рода работ системы управления конусом установить в положение РУЧН.;

— переключатель ручного управления конусом установить в положение 1,5, а при достижении скорости полета, соответствующей числу  $M = 1,95$ , в положение 1,9.

Если конус вручную не выпускается, выполнение задания прекратить.

### Неуборка конуса при торможении самолета

**276.** Признаки:

— нет характерного изменения звука в воздухозаборнике при уменьшении скорости до числа  $M = 1,85$ ;

— на табло высвечивается сигнал КОНУС ВЫПУЩЕН при числе  $M < 1,5$ .

**277.** Действия: при торможении самолета на скорости полета, соответствующей числу  $M = 1,9$ — $1,8$ , переключатель ручного управления конусом установить в положение 1,5, а переключатель рода работ системы управления конусом — в положение РУЧН.; при достижении числа  $M = 1,5$ — $1,4$  переключатель ручного управления конусом установить в положение УБРАНО.

Если вручную конус не убирается, выполнение задания прекратить. В дальнейшем изменение режима работы двигателя производить плавным перемещением РУД.

Примечание. На оборотах РНД больше 85% в полете с выпущенным конусом появляется «судо» воздухозаборника, который усиливается по мере увеличения оборотов. Явление «суда» на устойчивую работу двигателя влияния не оказывает.

Выход в район аэродрома при полете с полностью выдвинутым конусом воздухозаборника производить на скорости 500 км/ч.

В случае невозможности горизонтального полета на этой скорости выход на аэродром посадки производить со снижением. При этом развороты выполнять с креном не более 30°.

В районе аэродрома на высоте 2000 м выработать топливо до нормального посадочного веса.

Примечания: 1. На высоте не более 2000 м возможен горизонтальный полет самолета с убранными шасси и закрылками с любыми подвесками.

2. Горизонтальный полет с выпущенным шасси и убранными закрылками на высотах менее 2000 м возможен практически при любых оборотах двигателя.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. Горизонтальный полет с выпущенным шасси и выпущенными во взлетное положение закрылками невозможен.

2. При заходе на посадку с выпущенным конусом использовать СПС **запрещается**. При заходе на посадку шасси выпускать только после выхода на посадочный курс, а закрылки во взлетное положение — после прохода ДПРС (на высоте 200 м). Расчет на посадку производить обычным порядком, снижение между ДПРС и БПРС целесообразно выполнить при оборотах РНД 85—90%.

При необходимости ухода на второй круг решение об уходе принимать на высоте не менее 100 м. Для ухода на второй круг, не изменяя режима полета, плавно увеличить обороты РНД до 100% и установить край шасси на уборку. Не уменьшая скорости полета менее 370 км/ч, перевести самолет в набор высоты. Набор высоты выполнять на постоянной скорости 370—390 км/ч. На высоте не менее 100 м при скорости 400 км/ч убрать закрылки. **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Уход на второй круг с полностью выдвинутым конусом возможен только с убранными шасси. В процессе уборки шасси при уходе на второй круг потеря высоты составляет 40 м.

#### ОТКАЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТВОРКАМИ РЕАКТИВНОГО СОПЛА

**278.** Признак: при включении форсажа, работе на установившемся режиме полного форсажа и переводе РУД в положение ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ из положения МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ происходит колебание показаний приборов, контролирующих работу силовой установки, и продольная раскачка самолета.

**279.** Действия: включить выключатель АВАР. УПР. СОПЛОМ. ДВИГАТ. и, убедившись, что АЗС ФОРС. МАКС. (ФОРСАЖ) включен, пользоваться режимами работы двигателя ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ, МАКСИМАЛ и ниже.

**280.** Признак: при выключении форсажа (перевод РУД в положение МАКСИМАЛ) не закрываются створки реактивного сопла, что обнаруживается по высвечиванию на табло сигнала СОПЛО ОТКРЫТО, по недостатку тяги, понижению температуры газов за турбиной (ниже 450°С) и превышению на 8—10% оборотов РНД над РВД.

**281.** Действия: включить выключатель АВАР. УПР. СОПЛОМ ДВИГАТ., если створки не перешли в положение, соответствующее максимальному режиму, выключить АЗС ФОРС. МАКС. (ФОРСАЖ) и в дальнейшем пользоваться режимами МАКСИМАЛ и ниже.

**282.** Признак: при работе двигателя на максимальном режиме происходит падение скорости полета и температуры газов за турбиной ниже 450°С, а обороты РНД на 8—10% превышают обороты РВД, на табло высвечивается сигнал СОПЛО ОТКРЫТО.

**283.** Действие. Выключить АЗС ФОРС. МАКС. (ФОРСАЖ).

Примечания: 1. Если после выключения АЗС ФОРС. МАКС. (ФОРСАЖ) тяга двигателя не восстановилась (створки реактивного сопла не перешли в положение МАКСИМАЛ), необходимо сбросить внешние подвески, подвесной бак и по кратчайшему пути следовать на аэродром, помня, что горизонтальный полет, набор высоты с вертикальной скоростью до 5 м/с и простейшие маневры возможны с убранными шасси и закрылками на скорости 400—500 км/ч в диапазоне высот 500—3000 м.

При выпущенных шасси и закрылках горизонтальный полет невозможен.

2. Устойчивость работы двигателя на бесфорсажных режимах при форсажных положениях створок реактивного сопла на оборотах РВД от 70% до максимальных значительно снижается. На этих режимах при выполнении эволюций самолета может произойти самовыключение двигателя.

#### ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА

**284.** Признаки: высвечивание на табло сигнала РАС-ХОДН. БАК и мигание кнопки-лампы СОРЦ.

**285.** Действия:

— прекратить выполнение задания;

— выключить форсаж установкой РУД на МАКСИМАЛ;

— нажать кнопку-лампу СОРЦ;

— снизиться с максимально возможной вертикальной скоростью ниже 15000 м и задресселировать двигатель до оборотов РНД менее 95%;

— произвести снижение и следовать к аэродрому на высоте не более 6000 м на самолете, заправленном топливом Т-1 или ТС-1, и на высоте не более 4000 м — топливом Т-2.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В полете с неработающим насосом подкачки топлива не создавать отрицательных перегрузок.

#### ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА

**286.** Признаки: загорание сигнальной лампы МАСЛО на приборной доске или падение давления масла ниже 3,5 кг/см<sup>2</sup> и мигание кнопки-лампы СОРЦ.

**287.** Действия:

— прекратить выполнение задания;

— выключить форсаж установкой РУД на упор МАКСИМАЛ;

— снизиться с максимально возможной вертикальной скоростью до высоты менее 15000 м, задресселировать двигатель до минимально возможных оборотов и следовать на ближайший аэродром.

Примечание. На всех высотах при отрицательных перегрузках допускается кратковременное (не более 15 с) падение давления масла до нуля (загорание сигнальной лампы МАСЛО).

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При падении давления масла ниже  $1 \text{ кг/см}^2$  необходимо предусмотреть возможность выполнения посадки с остановленным двигателем или катапультирование. Остановка двигателя может произойти вследствие помпажа компрессора при сцеплении роторов из-за прекращения подачи смазки к подшипникам. Сцепление роторов определяется по отсутствию «вылки» на указателе оборотов при изменении режима работы двигателя.

#### ЗАКЛИНИВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

##### 288. Признаки:

- тряска самолета;
- отсутствие авторотации одного из роторов или обоих роторов;
- отсутствие «вылки» при перемещении стрелок указателя числа оборотов роторов (при сцеплении роторов);
- отсутствие давления масла (при заклинивании ротора высокого давления).

##### 289. Действия:

- при заклинивании двигателя покинуть самолет катапультированием;
- в случае невозможности покинуть самолет летчик должен иметь в виду, что бустерная гидросистема обеспечивает выполнение посадки с заклиненным двигателем. Для выполнения посадки необходимо:
  - убедиться в наличии давления в бустерной гидросистеме, которое должно быть  $165 — 195 \text{ кг/см}^2$ ;
  - проверить, включен ли выключатель НАСОСН. СТАНЦ.;
  - выключить автопилот;
  - выключить бустеры элеронов;
  - снижение производить без энергичных маневров;
  - при заходе на посадку следить за наличием давления в бустерной системе, шасси выпустить аварийно, закрылки и тормозные щитки не выпускать.

#### ОТКАЗ ОБЕИХ ГИДРОСИСТЕМ ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ

##### 290. Признаки:

- мигание кнопки-лампы СОРЦ;
- высвечивание на табло сигналов СЛЕДИ ДАВ. ОСН. СИСТ. и СЛЕДИ ДАВ. БУСТ. СИСТ.;
- устойчиво упало давление ниже  $165 \text{ кг/см}^2$  в обеих гидросистемах (при включенной в работу насосной станции).

##### 291. Действия:

- прекратить выполнение задания;
- нажать кнопку-лампу СОРЦ;
- выключить автопилот;
- проверить включение выключателя НАСОСН. СТАНЦ.;
- выключить форсаж и уменьшить скорость полета;
- на приборной скорости менее  $1000 \text{ км/ч}$  или при числе  $M < 1,4$  выключить бустеры элеронов;
- произвести снижение до  $8000 \text{ м}$ , если давление в гидросистеме обеспечивает управление самолетом.

Если на высоте  $8000 \text{ м}$  давление в гидросистемах не восстановилось или отказ обеих гидросистем произошел на высоте менее  $8000 \text{ м}$ , экипажу покинуть самолет, установив по возможности скорость  $450—500 \text{ км/ч}$ .

#### ОТКАЗ БУСТЕРНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ

##### 292. Признаки:

- мигание кнопки-лампы СОРЦ;
- высвечивание на табло сигнала СЛЕДИ ДАВ. БУСТ. СИСТ.;
- давление в бустерной системе ниже  $165 \text{ кг/см}^2$  и продолжает падать.

##### 293. Действия:

- прекратить выполнение задания;
- нажать кнопку-лампу СОРЦ;
- проверить включение выключателя НАСОСН. СТАНЦ.;
- проверить давление в основной гидросистеме;
- выключить насосную станцию, если до аэродрома еще более  $15 \text{ мин}$  полета, затем включить ее при подходе к аэродрому.

Если после включения насосной станции давление в бустерной системе поддерживается в пределах  $165 — 195 \text{ кг/см}^2$ , при заходе на посадку шасси, закрылки и тормозные щитки следует выпускать нормально. Если давление в бустерной системе ниже  $165 \text{ кг/см}^2$ , шасси выпускать аварийно и производить посадку с убранными, закрылками и тормозными щитками.

#### ОТКАЗ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ

##### 294. Признаки:

- мигание кнопки-лампы СОРЦ;
- высвечивание на табло сигнала СЛЕДИ ДАВ. ОСН. СИСТ.;
- давление в основной системе устойчиво падает ниже  $165 \text{ кг/см}^2$ .

##### 295. Действия:

- нажать кнопку-лампу СОРЦ;
- прекратить выполнение задания;
- проверить положение конуса; если конус выпущен, действовать в соответствии со ст. 277;
- при заходе на посадку шасси выпустить аварийно, закрылки и тормозные щитки не выпускать (они не выйдут).

#### ОТКАЗ БУСТЕРНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ПРИ НЕРАБОТАЮЩЕМ (АВТОРОТИРУЮЩЕМ) ДВИГАТЕЛЕ

**296. Признаки:**

- мигание кнопки-лампы СОРЦ;
- высвечивание на табло сигнала СЛЕДИ ДАВ. БУСТ. СИСТ.;
- давление в бустерной системе устойчиво падает ниже  $165 \text{ кг/см}^2$ .

**297. Действия:**

- нажать кнопку-лампу СОРЦ;
- проверить включение выключателя НАСОСН. СТАНЦ.;
- выключить автопилот;
- снижение производить без резких маневров;
- до высоты 2000 м продолжать попытки запустить двигатель.

Если до высоты 2000 м двигатель не запустился, экипажу покинуть самолет.

#### ОТКАЗ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ПРИ НЕРАБОТАЮЩЕМ (АВТОРОТИРУЮЩЕМ) ДВИГАТЕЛЕ

**298. Признаки:**

- мигание кнопки-лампы СОРЦ;
- высвечивание на табло сигнала СЛЕДИ ДАВ. ОСН. СИСТ.;
- давление в основной системе устойчиво падает ниже  $165 \text{ кг/см}^2$ .

**299. Действия:**

- нажать кнопку-лампу СОРЦ;
- проверить наличие давления в бустерной гидросистеме и включение выключателя НАСОСН. СТАНЦ.;
- выключить автопилот;
- до высоты 2000 м продолжать попытки запустить двигатель.

Если при снижении до высоты 2000 м двигатель не запустился, экипажу покинуть самолет.

Примечание. При невозможности покинуть самолет и наличии давления в бустерной гидросистеме  $165\text{—}195 \text{ кг/см}^2$  возможна посадка с авторотирующим двигателем. В этом случае при заходе на посадку шасси выпустить аварийно, закрылки и тормозные щитки не выпускать (они не выйдут).

#### ОТКАЗ БУСТЕРОВ ЭЛЕРОНОВ

**300. Признаки:** подергивание, «вождение» и затяже-ление ручки управления в поперечном направлении.

**301. Действия:** выключить автопилот; если признаки отказа бустеров элеронов сохранились, выключить бустеры элеронов и принять все меры для уменьшения скорости полета менее  $1000 \text{ км/ч}$  или числа  $M < 1,4$ .

При полете с выключенными бустерами элеронов усилия на ручке управления в поперечном направлении возрастают за счет аэродинамического момента, а также за счет усилий трения по штоку бустеров.

На сбалансированном в поперечном отношении самолете с выключенными бустерами элеронов возможно выполнение прямолинейного полета (без крена) до приборной скорости не более  $1000 \text{ км/ч}$  и числа  $M$  не более 1,4. Заход на посадку возможен на скорости не более  $600 \text{ км/ч}$ .

#### ОТКАЗ АВТОМАТИКИ АРУ

**302. Признаки:**

- при больших скоростях полета самолет необычно энергично реагирует на привычные для летчика отклонения ручки (АРУ в положении МАЛАЯ СКОРОСТЬ);
- на больших высотах или малых скоростях полета самолет вяло реагирует на отклонение ручки (АРУ в положении БОЛЬШ. СКОРОСТЬ), при этом усилия на ручке управления заметно увеличиваются;
- показания стрелки указателя положения плеча АРУ не соответствуют приборной скорости и высоте полета;
- на высотах от 5000 до 10000 м на скоростях полета более  $600 \text{ км/ч}$  на табло высвечивается сигнал СТА-БИЛИЗ. НА ПОСАДКУ.

**303. Действия:**

- прекратить выполнение задания;
- уменьшить скорость полета до  $500\text{—}550 \text{ км/ч}$ ;
- установить переключатель рода работ АРУ в положение РУЧНОЕ (обратное переключение из положения РУЧНОЕ в положение АВТОМ. н е д о п у с т и м о);
- выключить автопилот из-за возможных колебаний самолета с включенным автопилотом;
- нажимным переключателем установить шток АРУ (стрелку указателя) в положение, соответствующее приборной скорости и высоте полета.

На высотах ниже 7000 м и скоростях полета  $800 \text{ км/ч}$  и более при отказе автоматики АРУ (стрелка указателя АРУ находится на левом упоре или вблизи него) летчик может непроизвольно раскачать самолет в продольном отношении с режимом нарастанием отрицательных и положительных перегрузок.

Для прекращения раскачки необходимо:

- не пытаться парировать продольные колебания самолета периодическим отклонением ручки;
- плавным взятием ручки на себя перевести самолет в набор высоты с одновременной плавной установкой РУД на упор М. ГАЗ, при этом раскачка должна прекратиться.

Прекратить выполнение задания и установить скорость  $550\text{—}600 \text{ км/ч}$ .

Перед заходом на посадку установкой нажимного переключателя в положение МАЛАЯ СКОРОСТЬ перевести стрелку указателя АРУ на левый упор, что соответствует большому плечу штока исполнительного механизма АРУ. При этом должна загореться сигнальная лампа СТАБИЛИЗ. НА ПОСАДКУ. Расчет и посадка в данном случае особенностей не имеют.

Посадка при положении штока АРУ на малом или промежуточном плече при отказе системы ручного управления АРУ

**304.** Если нажимным переключателем перевести шток АРУ во взлетно-посадочное положение невозможно, посадку производить при положении штока АРУ на малом или промежуточном плече. При этом высота прохода ДПРС должна быть 150—200 м, а скорость планирования, начала выравнивания и приземления на 20—30 км/ч больше обычной.

При положении штока АРУ на малом плече максимальные углы отклонения стабилизатора будут в два раза меньше, чем при положении на большом плече. Посадка при положении штока АРУ на малом плече требует повышенного внимания и точных движений ручкой. Усилия на ручке при этом будут увеличены в 2—2,5 раза и составят 20—25 кг.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Посадку самолета с отказавшей автоматикой АРУ независимо от положения штока АРУ производить без использования системы СПС с посадочным весом не более нормального.

**305.** В случае отказа автоматики АРУ при выполнении боевого задания полет разрешается выполнять на ручном управлении АРУ, устанавливая нажимным переключателем шток АРУ (стрелку указателя) в положение, соответствующее приборной скорости и высоте полета. При этом не допускать резких эволюций и превышения приборной скорости, соответствующей положению стрелки указателя АРУ более чем на 100—150 км/ч.

#### ОТКАЗ АВТОПИЛОТА АП-155

**306.** Признаки:

- бросок по тангажу или медленное изменение угла тангажа (в сторону кабрирования или пикирования) и перегрузки при освобожденных по усилиям ручках управления самолетом;
- автоколебания самолета по углу тангажа с постоянными амплитудой и частотой;
- бросок по крену или крене самолета при освобожденных по усилиям ручках управления самолетом;
- автоколебания самолета по углу крена с постоянными амплитудой и частотой.

**307.** Действия. Немедленно парировать изменение угла тангажа (крена) самолета отклонением ручки в продольном (поперечном) направлении, не допуская при этом потери высоты. В процессе парирования выключить автопилот красной кнопкой ВЫКЛЮЧ. АВТОПИЛ. При парировании крена самолета педали удерживать в нейтральном положении. После возвращения самолета к исходному режиму полета выключить АЗС АП.

Инструктору в задней кабине проверить положение переключателей и выключателей на пульте имитации отказов ПИО-155, которое должно соответствовать нормальной работе автопилота.

Следует помнить, что после выключения отказавшего автопилота шток РАУ тангажа (крена) может оказаться не в нейтральном положении, вследствие чего нарушится продольная (поперечная) балансировка самолета. Продольная балансировка самолета в этом случае обеспечивается снятием усилий с ручки управления механизмом триммерного эффекта, а для поперечной балансировки требуется отклонение ручки управления по элеронам на величину не более 1/5 ее полного хода.

**Примечание.** Если самолет после выключения автопилота не балансируется механизмом триммерного эффекта, значит произошел отказ механизма триммерного эффекта.

При несбалансированности самолета по крену (ручка управления находится в отклоненном положении до 1/5 ее полного хода) прекратить задание и возвратиться на аэродром посадки. Выполнение полета и посадки в этом случае особых трудностей не представляет.

При продольных (поперечных) автоколебаниях, не вмешиваясь в управление самолетом, выключить автопилот красной кнопкой ВЫКЛЮЧ. АВТОПИЛ. с последующим выключением АЗС АП.

Следует помнить, что парирование автоколебаний ручкой управления до выключения неисправного автопилота может привести к раскачке самолета.

#### ОТКАЗ АВТОПИЛОТА КАП-2 (НА САМОЛЕТЕ МиГ-21УС)

**308.** Признак: бросок по крену или произвольное крене самолета при нейтральном положении ручки управления.

**309.** Действия. Бросок по крену или крене самолета парировать отклонением ручки управления в поперечном отношении, педали при этом удерживать в нейтральном положении. Отклонением ручки управления в продольном отношении не допускать потери высоты самолетом.

В процессе парирования крена самолета выключить автопилот в такой последовательности: режим стабилизации, режим демпфирования, АЗС КАП.

Если после выключения автопилота и устранения крена ручка управления находится в отклоненном (от нейтрала) положении, выполнение задания прекратить и возвратиться на аэродром посадки.

**310.** Признаки: периодические колебания с возрастающей амплитудой, раскачка самолета по углу крена.

**311.** Действие. Выключить автопилот в такой последовательности: режим стабилизации, режим демпфирования, АЗС КАП.

Колебания самолета ручкой управления не парировать. Следует помнить, что парирование автоколебаний по углу крена ручкой управления при невыключенном неисправном автопилоте приводит к раскачке самолета.

#### ОТКАЗ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ

**312.** Признаки:

- резкое падение давления кислорода, определяемое по индикатору ИК-52;
- прекращение подачи кислорода в гермошлем или маску как в загерметизированной, так и в разгерметизированной кабине (неподвижны сегменты индикатора ИК-52 при рукоятке подсоса воздуха, установленной в положение 100% O<sub>2</sub>);
- при разгерметизации кабины на высотах более 11000 м не подается кислород в камеры натяжного устройства высотного компенсирующего костюма и не создается избыточное давление в гермошлеме (маске).

**313.** Действия:

- при появлении одного из указанных выше признаков доложить инструктору об отказе и своих действиях;
- включить подачу кислорода от парашютного прибора КП-27М;
- снизиться с максимальной (возможной вертикальной скоростью до высоты 4000 м;
- в процессе снижения убедиться, что переключатель 100% O<sub>2</sub> — СМЕСЬ установлен в положении СМЕСЬ;

— на высоте 4000 м снять смотровой щиток гермошлема и выключить его обогрев (на приборной скорости не более 700 км/ч).

#### РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ

##### 314. Признаки:

- ощущается перепад давления (боль в ушах);
- кратковременно появляется туман в кабине;
- резко увеличивается «высота» в кабине и уменьшается перепад давлений по указателю УВПД-20;
- на высотах более 11000 м создается давление в НУ ВКК (обжатие тела костюмом), а также в гермошлеме (под маской).

##### 315. Действия:

- снизиться до «высоты» в кабине менее 11 000 м (по УВПД-20) с максимальной возможной вертикальной скоростью снижения;
- при дальнейшем полете усилить контроль за работой кислородного оборудования и расходом кислорода. При падении давления кислорода в системе до  $30 \text{ кг/см}^2$  снизиться до высоты 4000 м;
- при резком понижении температуры в кабине и запотевании стекла гермошлема пользоваться кнопкой БЫСТР. ОБОГР. ГШ;
- в случае разгерметизации кабины из-за разрушения остекления фонаря или срыва его откидной части следует немедленно уменьшить скорость, снизиться до «высоты» в кабине 4000 м и следовать на ближайший аэродром.

О своих действиях докладывать инструктору.

Примечание. Максимально возможные скорости полета без фонаря приведены в подразделе «Эксплуатационные ограничения».

При «высоте» в кабине более 7000 м возможно появление деком-прессивных расстройств (высотных болей в суставах, мышцах и т. д.). Для снятия высотных болей необходимо снизиться до «высоты» в кабине менее 7000 м (по УВПД-20).

#### ОТКАЗ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛЯТОРА ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА В КАБИНЕ

316. Признак: чрезмерное повышение или понижение температуры воздуха в кабине.

##### 317. Действия:

- перейти на ручное регулирование температуры воздуха в кабине (температура в кабине после полной перекладки заслонок смесителя в положение ГОРЯЧ. или ХОЛОД изменяется через 2—3 мин);
- в случае сохранения высокой температуры в кабине снизиться на высоту менее 11000 м и выключить наддув кабины;
- при крайне неудовлетворительном температурном режиме в кабине прекратить выполнение задания.

При понижении температуры воздуха в кабине переключатель АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД установить в положение ГОРЯЧ., для более быстрого прогрева кабины целесообразно увеличить обороты двигателя.

#### ЗАПОТЕВАНИЕ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ

##### 318. Действия:

- проверить положение крана ПИТАНИЕ КАБИНЫ, рукоятка которого должна находиться в положении ОТКРЫТ;
- проверить герметизацию фонаря;
- увеличить подачу горячего воздуха в кабину, установив переключатель АВТОМ.—ГОРЯЧ.—ХОЛОД в положение ГОРЯЧ.;
- если запотевание не исчезнет, увеличить обороты двигателя, при необходимости выпустить тормозные щитки.

#### ПОЯВЛЕНИЕ ДЫМА В КАБИНЕ

##### 319. Действия:

- немедленно надеть маску, закрыть (надеть) смотровой щиток гермошлема, если он был открыт или снят;
- перейти на питание чистым кислородом, установив рукоятку  $100\% \text{ O}_2$ —СМЕСЬ на ДУ-7 в положение  $100\% \text{ O}_2$ ;
- выключить наддув кабины и с максимальной возможной скоростью снизиться до высоты менее 11000 м;
- если поступление дыма в кабину продолжается, уменьшить скорость полета, разгерметизировать кабину гашеткой герметизации и действовать в зависимости от обстановки (вплоть до сброса фонаря кабины). О своих действиях докладывать инструктору.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Открывать фонарь в полете **запрещается**.

#### ЗАПОТЕВАНИЕ ИЛИ ПЕРЕГРЕВ СМОТРОВОГО СТЕКЛА ГЕРМОШЛЕМА

320. При запотевании в полете стекла смотрового щитка гермошлема проверить, не разъединился ли жгут обогрева гермошлема, переключатель АОС установить в положение «20°» и при необходимости кнопкой БЫСТР. ОБОГР. ГШ устранить запотевание.

При отказе системы обогрева смотрового щитка гермошлема (запотевание не прекращается) необходимо:

- прекратить выполнение задания;
- на ДУ-7 включить аварийную подачу кислорода;
- снизиться с максимальной возможной скоростью до высоты 4000 м;
- на высоте 4000 м открыть (снять) смотровой щиток гермошлема (на скорости не более 700 км/ч) и выключить аварийную подачу кислорода.

О своих действиях докладывать инструктору.

Если смотровое стекло гермошлема после включения аварийной подачи кислорода продолжает запотевать, при снижении (на высоте не более 8000 м) разрешается открыть смотровой щиток гермошлема типа ГШ-6М (снять смотровой щиток гермошлема типа ГШ-4 и приложить его к лицу так, чтобы верхняя кромка щитка находилась ниже уровня глаз и прикрывала нос, не мешая наблюдению за приборами).

После снижения на высоту 4000 м выключить аварийную подачу кислорода и отнять щиток ГШ-4МС от лица.

Примечание. В исключительных случаях разрешается выполнять непродолжительный горизонтальный полет на высотах до 8000 м (при давлении кислорода в системе более  $30 \text{ кг/см}^2$ ) с открытым смотровым щитком ГШ-6 и приложенным к лицу щитком

гермошлема типа ГШ-4 при включенной аварийной подаче кислорода.

В случае чрезмерного нагрева стекла гермошлема переключатель АОС на левом борту кабины установить в положение «20°». Если после этих действий стекло не охладится, снизиться до высоты 4000 м, открыть (снять) смотровой щиток и разъединить жгут обогрева стекла.

#### ОБЛЕДЕНИЕ САМОЛЕТА

**321.** В случае обледенения самолета и фонаря кабины при пробивании облаков вверх необходимо выйти за облака и в горизонтальном полете включить противообледенительное устройство. Включение производить импульсами продолжительностью 6—8 с с интервалами 10—16 с.

Если обледенение самолета произошло при пробивании облаков вниз, режим полета не изменять, противообледенительное устройство фонаря включать с высоты 1000 м.

Для удаления льда рекомендуется увеличить скорость полета (если это возможно по условиям полета) на средних высотах до приборной скорости 700 км/ч, а на больших — до истинной скорости 800—900 км/ч.

#### НЕСХОД РАКЕТЫ Р-3С

**322.** Признак: горят сигнальные лампы ПОДВЕШЕНЫ СС ЛЕВ.—ПРАВ, (высвечиваются на табло сигналы ПОДВЕШЕН СС ЛЕВ., ПОДВЕШЕН СС ПРАВ. — в задней кабине).

Действия:

— на головке прицела проверить положение переключателей Б—С, РС—НО (РС—НР-30), ГИРО—СС (ГИРО—НЕПОД), которые должны находиться в положениях С, РС, СС (НЕПОД) соответственно, а также включение АЭС ОБОГР, СС, ПИТАН, СС, ПУСК СС; если АЭС не включены, включить их;

— если указанные АЭС были включены, переключатель ПУСК СС ЛЕВЫЙ — ПРАВЫЙ установить в противоположное положение и произвести повторный пуск.

Если при правильно включенных переключателях в процессе пуска одиночно (залпом) не сойдет ракета (ракеты), выполнить прицеливание как при стрельбе неуправляемыми ракетами и произвести аварийный пуск нажатием кнопки АВАР. ПУСК СС.

Примечание. Посадка с ракетами (ракетой), не сошедшими с АПУ, безопасна.

#### РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКА ИЛИ КОЛЕСА НА РАЗБЕГЕ

**323.** Признаки:

- сильная тряска самолета;
- появление разворачивающего момента, крене самолета в сторону разрушающегося пневматика (колеса).

**324.** Действия:

- а) в первой половине разбега:
  - прекратить взлет;
  - выключить двигатель;
  - удерживая самолет от разворота, выпустить тормозной парашют; если не удастся удержать самолет от разворота, выключить автомат растормаживания колес;
- б) перед отрывом:
  - продолжать взлет;
  - сразу после отрыва самолета затормозить колеса, шасси не убирать (при выполнении боевого задания шасси убирать разрешается);
  - в процессе захода и расчета на посадку выключить тормоз переднего колеса, посадку произвести на бетонированную ВПП;
  - после приземления выключить двигатель;
  - выпустить тормозной парашют и производить нормальное торможение колес, стремление к развороту на пробеге парировать отклонением руля направления и торможением другого колеса; остаток топлива в этом случае должен быть минимальным.

#### НЕВЫХОД ШАССИ ПРИ ВЫПУСКЕ ОСНОВНЫМ СПОСОБОМ

**325.** В случае невыпуска или неполного выпуска шасси при наличии рабочего давления в основной гидросистеме убедиться в исправности сигнализации шасси (нажатием на кнопку контроля лампы) и, если одна из ламп не горит, оставить кран в положении ВЫП., доложить руководителю полетов и пройти над стартом на малой высоте для контроля положения шасси руководителем полетов. Получив подтверждение о том, что шасси выпущено, произвести посадку.

При исправной сигнализации кран ШАССИ установить сначала в положение УБР., а затем, не задерживая в нейтральном положении, перевести в положение ВЫП.

Проконтролировать выпуск шасси по сигнализации. Если при этом шасси не выпустилось или зависло в промежуточном положении, указанные действия повторить два-три раза. При этом в зависимости от обстановки и условий полета создать знакопеременную перегрузку путем эволюции самолета (кран ШАССИ должен находиться в положении ВЫП.).

Если все три стойки шасси не сходят с замков подвески, что свидетельствует о неисправности электрической части системы выпуска и уборки (переключатель, электромагнитный клапан шасси, электропроводка), произвести аварийный выпуск шасси.

Если после принятых мер все три стойки шасси не выпустились, покинуть самолет.

#### АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ

**326.** В случае невозможности выпуска шасси основным способом для аварийного выпуска необходимо:

- уменьшить скорость полета до 500 км/ч;
- кран ШАССИ установить в положение УБР. и только после этого в нейтральное положение;
- скобой открытия замка убранного положения открыть замок передней стойки и убедиться в сходе стойки с замка по

погасанию красной лампы на табло и частичному или полному выходу механического указателя;

— открыть кран аварийного выпуска шасси, выпуск шасси проконтролировать по сигнальным лампам и полному выходу механического указателя передней стойки.

Если основные стойки шасси не выйдут, произвести посадку на грунтовую ВПП на переднюю стойку с выпущенными тормозными щитками; подвесной бак (если он есть) должен быть пустым.

Если при аварийном выпуске шасси одна из основных стоек не выпустилась, покинуть самолет.

Примечание. В случае необходимости выполнить посадку с убранным шасси выключить выключатель УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ.

### НЕВЫХОД ОДНОЙ ИЗ ОСНОВНЫХ СТОЕК ШАССИ

**327.** В случае невыхода одной из основных стоек шасси при наличии давления в основной гидросистеме необходимо сделать две-три попытки выпустить эту стойку (с одновременным созданием знакопеременной перегрузки). Если она не выпускается, убрать шасси. Аварийно шасси в этом случае не выпускать. Перед посадкой сбросить внешние подвески (кроме пустого подвесного бака). Посадку производить на грунтовую ВПП на одну переднюю стойку (предварительно выпустив ее с помощью скобы открытия замка убранного положения), выпущенные тормозные щитки и пустой подвесной бак (если он есть).

Заход и расчет на посадку выполнять, как обычно. Остаток топлива должен быть минимальным. Перед третьим разворотом застопорить и подтянуть привязную систему. Перед приземлением выключить двигатель. На посадке не допускать высокого выравнивания и выдерживания.

После приземления выпустить тормозной парашют и выключить аккумулятор.

Примечание. В случае необходимости выполнить посадку с убранным шасси выключить выключатель УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ.

### НЕВЫХОД ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ

**328.** В случае невыхода передней стойки шасси при выпустившихся двух основных стойках (после нескольких попыток) и наличии давления в основной гидросистеме необходимо убрать основные стойки, установить кран шасси в нейтральное положение, ручкой автономного сброса механически открыть замок убранного положения передней стойки (определяется по погасанию красной лампы и частичному или полному выходу механического указателя), установить кран шасси на выпуск и проконтролировать выпуск шасси по сигнализации.

Если передняя стойка шасси не встала на замок выпущенного положения (не горит зеленая лампа передней стойки), установить кран шасси в нейтральное положение и открыть кран аварийного выпуска шасси. Если передняя стойка и в этом случае не встала на замок, увеличить скорость до 700 км/ч и создать перегрузку.

Если при всех принятых мерах передняя стойка не выпустилась, покинуть самолет.

### ОТКАЗ ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ НА ПРОБЕГЕ

**329.** Отказ торможения колес определяется по отсутствию торможения самолета или по резкому затормаживанию одного из колес при нажатии на тормозной рычаг.

В этом случае необходимо:

- выпустить тормозной парашют на скорости не более 320 км/ч и убрать закрылки;
- отпустить полностью тормозной рычаг, выключить автомат растормаживания колес и плавным нажатием на рычаг произвести торможение, увеличивая давление в тормозах по мере уменьшения скорости пробега, сообразуясь с расстоянием до конца ВПП;
- при необходимости выключить двигатель.

Если после отключения автомата растормаживания колес самолет не тормозится (полный отказ системы торможения), после выпуска тормозного парашюта и выключения двигателя применить аварийное торможение.

### ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА ПОСТОЯННОГО ТОКА

**330.** Признаки:

- мигает кнопка-лампа СОРЦ (там, где она установлена);
- на табло в обеих кабинах высвечивается сигнал ГЕНЕРАТ. ВЫКЛЮЧ.;
- вольтметр в передней кабине показывает пониженное напряжение 21—22 В (вместо 28—29 В);
- стрелка счетчика ампер-часов ИСА в передней кабине перемещается к нулю (происходит разряд аккумуляторных батарей);
- от бортовой сети автоматически отключаются преобразователь ПО-1500, самолетный радиодальномер, прицел, ответчик дальности СОД-57М, автоматические пусковые устройства ракет и насос третьей группы баков.

**331.** Действия:

- нажать кнопку-лампу СОРЦ;
- прекратить выполнение задания;
- установить обороты более 95%;
- выключить автопилот;
- доложить по радио о случившемся и следовать на ближайший аэродром с расчетом на минимальное время пребывания в полете.

Примечание. Время использования аккумуляторных батарей при отказе генератора для питания потребителей составляет 15—20 мин при питании всех потребителей как в дневном, так и в ночном полете (напряжение по вольтметру — около 21 В, остаточная емкость одной аккумуляторной батареи в конце разряда по ИСА — не менее 11 А·ч).

Для увеличения времени безопасного полета разрешается дополнительно выключать потребители электроэнергии, ненужные по условиям полета.

При падении напряжения аккумуляторной батареи ниже 20 В шасси выпускать аварийно. При этом следует иметь в виду, что тормозной парашют может не выпуститься и не будет работать система автоматического растормаживания колес.



**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При падении напряжения аккумуляторной батареи ниже 20В и необходимости выполнения полета в облаках или пробывания облаков при заходе на посадку экипажу покинуть самолет.

#### ОТКАЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-750А

##### 332. Признаки:

- одновременное прекращение радиосвязи на всех каналах;
- прекращение работы радиоконуса АРК-10 (стрелка АРК не реагирует на отклонение самолета по курсу);
- стрелка указателя расходомера топлива неподвижна;
- стрелка указателя давления масла установилась на нуле.

**333. Действия:** переключить потребители на преобразователь ПО-1500 выключателем АВАР. ПЕРЕКЛ. ПРЕОБР. на правом пульте передней кабины или на вертикальной части правого пульта задней кабины, при этом от преобразователя ПО-1500 отключаются все потребители, кроме ответчика дальности и системы освещения кабины красным светом.

#### ОТКАЗ СИСТЕМ ПВД

##### 334. Общие признаки отказа для всех систем ПВД:

- несоответствие показаний КУС-2500К и М-2,5 К режиму работы двигателя;
- несоответствие показаний ВД-28К и ВАР-300К (или ДА-200, ДА-200И) показаниям авиагоризонта и режиму полета самолета;
- несоответствие перепада в кабине по УВПД-20 фактической высоте полета.

**335.** На самолетах МиГ-21УС и МиГ-21УМ, оборудованных основным приемником воздушного давления ПВД-7, отказ КУС-2500К, М-2,5К, ДА-200И (ДА-200 — в задней кабине), ВД-28К и УВПД-20 означает:

- при одновременных неправильных показаниях всех этих приборов в первой кабине — отказ первой статической системы ПВД; при этом нарушается работа автоматики управления конусом и противоположными створками воздухозаборника;
- при одновременных неправильных показаниях всех этих приборов во второй кабине — отказ второй статической системы ПВД; при этом нарушается работа АРУ и системы управления конусом;
- при одновременных неправильных показаниях только КУС-2500К и М-2,5К в первой и второй кабинах — отказ системы полного давления ПВД; при этом нарушается работа автоматики управления конусом и противоположными створками воздухозаборника, АРУ и системы управления конусом.

**336.** На самолетах МиГ-21УС, оборудованных основным приемником воздушного давления ПВД-18-5М и аварийным ПВД-7 (ТП-156):

- отказ в полете на сверхзвуковой скорости ВД-28К, ВАР-300УК, КУС-2500К, М-2,5К в первой кабине, ВД-28К и ВАР-300МК — во второй кабине или одновременный отказ на дозвуковой скорости КУС-2500К и М-2,5К в первой кабине означает отказ первой статической системы ПВД;
- одновременный отказ на дозвуковой или сверхзвуковой скорости КУС-2500К и М-2,5К во второй кабине означает отказ второй статической системы ПВД; при этом нарушается работа автоматики управления конусом и противоположными створками воздухозаборника, АРУ и КАП-2;
- одновременный отказ в полете на дозвуковой скорости ВД-28К, ВАР-300УК (ВАР-300МК) и УВПД-20 в первой и второй кабинах или одновременный отказ на сверхзвуковой скорости УВПД-20 в первой и второй кабинах означает отказ третьей статической системы ПВД;
- одновременный отказ в полете с дозвуковой или сверхзвуковой скоростью КУС-2500К и М-2,5К в первой и второй кабинах означает отказ системы полного давления ПВД; при этом нарушается работа автоматики управления конусом и противоположными створками воздухозаборника, АРУ и КАП-2.

**337.** На самолетах МиГ-21УМ, оборудованных основным приемником воздушного давления ПВД-18-5М и аварийным ПВД-7:

- одновременный отказ КУС-2500К, М-2,5К, ВД-28К и вариометра прибора ДА-200 на сверхзвуковой скорости означает отказ первой статической системы ПВД; при этом нарушается работа АРУ и автопилота;
- одновременный отказ КУС-2500К и М-2,5К на сверхзвуковой скорости означает отказ системы полного давления ПВД; отказ этих же приборов на дозвуковой скорости может означать либо отказ системы полного давления, либо отказ первой статической системы, при этом нарушается работа АРУ и автопилота;
- одновременный отказ ВД-28К, вариометра прибора ДА-200 и УВПД-20 на дозвуковой скорости или только УВПД-20 на сверхзвуковой скорости означает отказ третьей статической системы ПВД.

##### 338. Действия:

1. На самолетах МиГ-21УМ и МиГ-21УС, оборудованных основным приемником воздушного давления ПВД-7 и аварийным ТП-156, на самолетах МиГ-21УС, оборудованных ПВД-18-5М и аварийным ПВД-7 или ТП-156, и на самолетах МиГ-21УМ до № 59695102 включительно, оборудованных основным приемником ПВД-18-5М и аварийным ПВД-7, необходимо:

- 1) проверить включение обогрева основного ПВД;
- 2) если выключатель обогрева основного ПВД был выключен и после его включения через 2—3 мин работа приборов восстановилась, продолжать выполнение задания;
- 3) если выключатель обогрева основного ПВД был включен или через 2—3 мин после его включения работа приборов не восстановилась, следует:

а) при отказе систем статического давления:

- выключить автопилот (режим стабилизации и демпфирования);
- прекратить выполнение задания;
- перейти на ручное управление АРУ;
- выключить форсаж (если он был включен);
- перейти на ручное управление конусом и противоположными створками воздухозаборника;
- при возвращении на аэродром, снижении, заходе на посадку и посадке контроль режима полета производить по указателю авиагоризонта, указателю углов атаки и по оборотам РНД двигателя. Данные для поддержания режима приведены в табл. 13.

В процессе полета и захода на посадку, если это возможно, уточнить режим полета по данным радиосредств, на высотах более

600 м для контроля высоты использовать УВПД-20, на высотах менее 600 м — УВПД-20 и радиовысотомер;

б) при отказе системы полного давления:

— переключить питание приборов на аварийный приемник, потянув на себя до отказа рукоятку с надписью АВАР. ПВД ТЯНИ, и проверить включение его обогрева (ОБОГРЕВ ПВД);

— прекратить выполнение задания;

— при полете на аэродром, снижении, заходе на посадку и посадке контролировать режим полета по КУС-2500К и М-2,5К, работающим от аварийного приемника.

Если после переключения питания приборов на аварийный приемник работа их не восстановилась, необходимо при полете на аэродром и заходе на посадку действовать так же, как и при отказах систем статического давления.

При работающих ВД-28К, вариометре прибора ДА-200 использовать их для контроля режима полета.

II. На самолетах МиГ-21УМ с № 59695103, оборудованных основным ПВД-18-5М и аварийным ПВД-7, при отказах систем статического и полного давлений переключить питание приборов на аварийный ПВД, потянув на себя до отказа рукоятку с надписью АВАР. ПВД ТЯНИ, и проверить, включен ли его обогрев (выключатель ПВД-7 на среднем щитке).

После восстановления работы приборов продолжать выполнение задания. При этом необходимо учитывать, что на высотах менее 1000 м и скоростях 400—1000 км/ч высотомеры занижают показания фактической высоты соответственно на 100—200 м; на высотах 1000—10000 м (в диапазоне чисел  $M=0,8—0,85$ ) высотомеры занижают показания соответственно на 200—250 м.

Если после переключения питания барометрических приборов на аварийный приемник ПВД их работа не восстановилась, необходимо:

— выключить автопилот;

— выполнение задания прекратить;

— перейти на ручное управление АРУ;

— выключить форсаж (если он был включен);

— перейти на ручное управление конусом и проти-вопомпажными створками воздухозаборника;

— при полете на аэродром, снижении, заходе на посадку и посадке контроль режима полета производить по указателю авиагоризонта, указателю углов атаки и по оборотам РИД двигателя, приведенным в табл. 13.

В процессе полета и захода на посадку, если возможно, уточнить режим полета по данным радиосредств, на высотах более 600 м для контроля высоты использовать УВПД-20, на высотах менее 600 м — УВПД-20 и радиовысотомер.

#### ОТКАЗ АВИАГОРИЗОНТА АГД-1

**339. Признаки:**

— загорание красной сигнальной лампы на указателе авиагоризонта (сигнализирует о прекращении питания);

— заваливание указателя по крену и тангажу в горизонтальном полете;

— несоответствие показаний авиагоризонта, положению самолета (определяется сравнением показаний АГД-1 с показаниями вариометра, указателя поворота, высотомера, курсовой системы и радиоконуса, а также визуально с действительным положением самолета в пространстве).

**340. Действия:**

— выключить автопилот;

— убедиться в неисправности авиагоризонта, для чего в режиме прямолинейного горизонтального полета заарретировать указатель АГД-1 нажатием на кнопку (если через 15 с после нажатия показания прибора не будут соответствовать действительному положению самолета в пространстве, авиагоризонт неисправен);

— при отказе авиагоризонта передней (задней) кабины пилотирование самолета выполнять соответственно из задней (передней) кабины, контроль за положением самолета в этих случаях при пилотировании самолета из передней кабины осуществлять по показаниям прибора ДА-200 (приборов ЭУП, ВАР-300) в сочетании с указателями высоты, скорости, курса в задней кабине, и наоборот.

Примечание. При выполнении полета (перелета) одним летчиком контроль за положением самолета в пространстве выполнять по показаниям ДА-200, высотомера ВД-28К, курсовой системы и радиоконуса.

Таблица 13

Режим полета	Угол атаки по УУА-1, град	Угол тангажа по авиагоризонту, град	Обороты РИД, %	Скорость полета, км/ч	Вертикальная скорость, м/с	Примечание
Набор высоты:						
2000 м		14	Максимальный режим	870—900 (истинная)	30—40	Шасси, закрылки убраны
4000 м		11	То же	870—900 (истинная)	30—40	То же
Горизонтальный полет на высоте 5000 м		4	83—84	600 (приборная)	0	Шасси, закрылки убраны
Планирование: до высоты 2000 м		—6	80	500 (приборная)	40	Шасси выпущено, закрылки

с высоты 2000 до 1000 м	—3	85	500 (приборная)	15	убраны То же
с высоты 1000 до 600 м	—2	88	500 (приборная)	10	»
с высоты 600 до 200 м	0	88	450 (приборная)	3-5	»
Горизонтальный полет по кругу на высоте 500 м	3	90	500 (приборная)	0	Шасси вылуце- но, закрылки уб- раны
	+ 2—3	80	600 (приборная)	0	Шасси и закрыл- ки убраны
Планирование после четвертого разворота		70—75	350—400 (приборная)		Шасси и закрыл- ки выпущены

#### ОТКАЗ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ КСИ

##### 341. Признаки:

- при изменении направления полета шкалы указателей КСИ в обеих кабинах неподвижны или перемещаются рывками;
- шкалы указателей КСИ непрерывно вращаются;
- курсовая система выдает явно неправильные показания курса.

##### 342. Действия:

— прекратить выполнение задания и произвести выход на аэродром посадки по радиокompасу, периодически запрашивая дальность и радиопеленг; — посадку в сложных метеоусловиях днем, а также ночью производить по командам системы РСП.

Примечание. Если в прямолинейном горизонтальном полете с постоянной скоростью при нажатой кнопке согласования восстанавливаются правильные показания курсовой системы КСИ, что свидетельствует об отказе гироагрегата, для определения магнитного курса следует нажать кнопку согласования. В этом случае при выполнении эволюции показания курсовой системы при нажатой кнопке согласования будут неправильными.

#### ОТКАЗ РАДИОСВЯЗИ

##### 343. Действия:

— проверить надежность соединения разъема переходного жгута гермошлема (шлемофона); — проверить положение переключателей на усилителе УК-2М (при полете в гермошлеме типа ГШ-4 переключатели должны быть установлены в положения ГШ и М, при полете в шлемофоне и гермошлеме ГШ-6— в положения КМ и Л);

— убедиться, что органы управления и регулировки на пульте управления радиостанцией РСНУ-5 (Р-832М) установлены в заданные рабочие положения (управление радиостанцией осуществляется с пульта передней кабины, о чем свидетельствует наличие подсвета номера канала связи на пульте, установлен заданный номер канала связи, регулятор РАДИО на абонентском щитке СПУ-9 — в крайнем правом положении);

— установить выключатель ПШ (подавителя шумов) в положение ВЫКЛ. (нижнее положение);

— проверить радиосвязь на других каналах;

— проверить радиосвязь из задней кабины.

Если в результате проверки не обнаружено никаких неисправностей, но связь не восстановилась, необходимо:

— выполнение задания прекратить и следовать на посадку, продолжая работу на передаче в местах, предусмотренных схемой полета;

— включить сигнал «Бедствие» ответчика СРО-2М и периодически обозначать себя нажатием кнопки ОПОЗНАВ. СОД ответчика СОД-57М, установив переключатель рода работ СОД-57М в положение НАВЕДЕН. ГРУБО;

— при полете под облаками в облака не входить;

— при полете в облаках или за облаками выйти на приводную радиостанцию аэродрома посадки и произвести посадку по системе ОСП;

— при полете ночью выполнить проход над ВПП на скорости 500 км/ч с выпущенной фарой, периодически обозначая себя миганием аэронавигационных огней (яркость их свечения установить в положение ПОЛНЫЙ).

При дополнительном оборудовании приводной радиостанции, позволяющем руководителю полетов вести передачу через нее, для приема команд использовать приемник АРК-10. В этом случае необходимо:

- по радиостанции доложить руководителю полетов о переходе на прием по радиокompасу;
- установить выключатель АРК—ВЫКЛ. на абонентском щитке СПУ-9 в положение АРК;
- установить переключатель рода работ на пульте управления радиокompасом в положение АНТ.;
- убедиться, что переключатель ТЛГ—ТЛФ установлен в положении ТЛФ.

После получения команд руководителя полетов переключатель рода работ на пульте управления радиокompасом периодически устанавливать из положения АНТ. в положение КОМП. В противном случае стрелка радиокompаса не будет указывать направление на приводную радиостанцию.

## ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА

### 344. Признаки:

- стрелка радиокompаса при изменении направления полета неподвижна;
- стрелка радиокompаса вращается или произвольно отклоняется от положения пеленга при полете по прямой (позывные могут прослушиваться).

### 345. Действия:

— убедиться, что органы настройки и управления радиокompасом находятся в заданном рабочем положении (управление радиокompасом осуществляется с пульта передней кабины, переключатель рода работ на пульте управления радиокompасом установлен в положение КОМП., кнопка выбранной приводной радиостанции нажата и частота настройки радиокompаса соответствует частоте, записанной в таблице фиксированных частот на пульте управления, переключатель ПРИВОДНЫЕ ДАЛЬ.—БЛИЖ. установлен в положении ДАЛЬ.);

— установить временно выключатель АРК—ВЫКЛ. на абонентском щитке СПУ-9 в положение АРК и по прослушиванию позывных сигналов приводной радиостанции убедиться в ее работе; если позывные не прослушиваются или имеются сомнения в работе приводной радиостанции, запросить у руководителя полетов, работает ли она;

— при неработающей ДПРС переключить радиокompас на БПРС и при нормальной работе радиокompаса продолжать выполнение задания.

Если работа радиокompаса не восстановлена, необходимо запросить курс на аэродром посадки и пилотировать самолет по показаниям курсовой системы КСИ, периодически проверяя правильность курса и удаление от аэродрома запросом наземной радиолокационной станции и радиовеленгатора.

При отказе радиокompаса в облаках, за облаками или ночью необходимо:

— по указанию руководителя полетов включить сигнал «Бедствие» или периодически обозначать себя нажатием кнопки ОПОЗНАВ. СОД ответчика СОД-57М (при этом переключатель рода работ СОД-57М должен быть установлен в положение НАВЕДЕН. ГРУБО);

— расчет и заход на посадку выполнять по курсовой системе КСИ и по командам штурмана-оператора системы РСР (переключатель рода работ ответчика СОД-57М необходимо установить в положение ПОСАДКА ОДИН), положение самолета относительно ВПП периодически контролировать запросом радиовеленгатора.

## ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА

346. Посадку вне аэродрома разрешается производить на площадки, обеспечивающие посадку на шасси, и при уверенности летчика в безопасности посадки. Решение на посадку принимает командир экипажа (инструктор).

Перед посадкой вне аэродрома необходимо:

- доложить руководителю полетов о месте посадки;
- сбросить подвесной бак, если в нем есть топливо;
- произвести аварийный сброс ракет, бомб и блоков;
- выпустить шасси и закрылки;
- застопорить и притянуть подвесную систему;
- сбросить фонари на высоте 1000—1500 м в режиме горизонтального полета на скорости 400—600 км/ч;
- перед приземлением выключить двигатель, после приземления выпустить тормозной парашют и выключить аккумулятор;
- тормозить на пробеге с учетом плотности грунта и наличия препятствий.

При вынужденной посадке на территории иностранного государства летчик обязан взорвать приемопередатчик СРО-2М, нажав на кнопку ВЗРЫВ.

Во всех случаях вынужденную посадку производить с выпущенным шасси или с выпущенной передней стойкой, с применением воздушных тормозов и убранными основными стойками.

Примечание. В случае необходимости выполнения посадки с убраннным шасси выключить выключатель УВОД С ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ.

## АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА

### Общие указания

347. Решение на катапультирование принимает командир экипажа. Если принято решение на катапультирование, необходимо:

- при полете на малой высоте, если позволяют обстоятельства, увеличить высоту полета до 2000—3000 м (над рельефом местности), используя тягу двигателя и скорость самолета;
- при полете на больших высотах, если можно, снизиться до высоты 4000 м;
- по возможности перевести самолет в набор высоты или в горизонтальный полет и уменьшить скорость до 400—600 км/ч;
- при полете в сложных метеоусловиях нужно стараться покинуть самолет до входа в облака (в прямолинейном полете);
- при полете вблизи государственной границы, если позволяют обстоятельства, планировать в направлении своей территории;
- в случае полета под штурком открыть штору;
- по возможности включить сигнал «Бедствие» и передать по радио примерный район полета;
- перед покиданием в случае возможности падения самолета на территорию иностранного государства нажать кнопку ВЗРЫВ;

— если позволяет обстановка, дотянуть поясные ремни ручкой притяга.

В случаях, не терпящих отлагательства, экипажу немедленно катапультироваться на любом режиме полета.

### Катапультирование

**348.** Катапультирование производится по команде командира экипажа (инструктора).

Перед катапультированием командир экипажа должен дать команду «Приготовиться к катапультированию». По этой команде летчик и командир экипажа должны:

— опустить светофильтр защитного шлема или закрыть щиток ГШ;

— плотно прижаться плечами к спинке, а головой к подушке заголовника (принять изготовочную позу).

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. Поджимать ноги к чашке кресла не рекомендуется.

2. На самолетах с креслами КМ-1 устанавливать ноги на рычаги ножных захватов **запрещается**.

Летчик после принятия изготовочной позы докладывает командиру экипажа «Готово», берется обеими руками за двойную рукоятку катапультирования ладонями внутрь и сжимает рычаги стопорения рукоятки (без ее вытягивания).

**349.** Командир экипажа после доклада летчика «Готово» должен дать команду «Катапультируемся», сжать рычаги стопорения двойной рукоятки катапультирования и с силой потянуть ее вверх (усилие не ослаблять на всем ходе рукоятки).

После катапультирования летчикам крепко удерживать рукоятку в руках до начала спуска вместе с креслом.

**Примечание.** В случае травмирования руки катапультирование возможно от одной любой рукоятки при сохранении правильной последовательности действий.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. Если фонари не сбросились от рукояток катапультирования, сбросить их от ручки аварийного сброса фонарей, расположенной на правом борту кабины, откинув ее от себя и потянув вниз на себя до отказа. При этом левой рукой необходимо удерживать рукоятку катапультирования без вытягивания ее (во избежание выпадения из рук под действием воздушного потока после сбрасывания фонарей). После этого произвести катапультирование обычным порядком.

2. На самолетах с доработанной системой аварийного сброса фонарей (дублированный сброс фонаря задней кабины) централизованный сброс обоих фонарей от ручки аварийного сброса возможен только из передней кабины, поэтому в случае несброса фонарей от рукояток катапультирования командир экипажа должен дать команду летчику на сброс фонарей от ручки аварийного сброса фонарей, расположенной на правом борту передней кабины. По этой команде летчик обязан откинуть ручку аварийного сброса в сторону и потянуть ее вниз на себя до отказа. При этом левой рукой необходимо удерживать рукоятку катапультирования (без вытягивания ее).

В случае несброса фонаря задней кабины (при сброшенном фонаре передней кабины) командир экипажа сбрасывает его от ручки аварийного сброса фонаря задней кабины. После сброса фонарей командиру экипажа произвести катапультирование обычным порядком.

3. Сброс фонаря в полете ручкой, расположенной на передней дуге откидной части фонаря, **запрещается**.

**350.** В случаях, не терпящих отлагательства, командиру экипажа разрешается катапультировать экипаж, подав только одну исполнительную команду «Катапультируемся». Получив эту команду, летчик должен немедленно принять изготовочную позу и выполнить действия, указанные в ст. 348.

**Примечания:** 1. Летчик катапультируется только по команде командира экипажа.

2. Летчику разрешается катапультироваться, если после получения команды от командира экипажа «Катапультируемся» катапультирование не произошло, или в том случае, если командир экипажа выполнить катапультирование не может.

**351.** После покидания самолета необходимо:

— на высотах ниже 3000 м через 3 с после катапультирования продублировать работу автоматики кресла, расстопорить и потянуть на себя до упора ручку аварийного открытия замков фиксации летчика в кресле, расположенную на правом щитке чашки кресла, и энергично оттолкнуться от кресла руками. Через 3 с (при наличии запаса высоты) после отделения от кресла раскрыть парашют вытяжным кольцом;

— на высотах выше 3000 м продолжать снижение вместе с креслом до высоты около 3000 м. На этой высоте продублировать работу автоматики кресла и действовать в порядке, указанном выше.

**352.** Безопасность катапультирования при полете над высокогорной местностью обеспечивается соответствующей установкой высоты и времени приборов ППК-2П (ППК-9-Т277) и ППК-2П-405 (ППК-У-405А).

При покидании самолета над высокогорной местностью с высотой гор более 3000 м летчик должен особое внимание обратить на высоту (по высотомеру), на которой производится катапультирование.

При несрабатывании после катапультирования над высокогорной местностью автоматики на отделение от кресла и на ввод основного (спасательного) парашюта продублировать работу автоматики на высоте не более 500 м, но не ниже 1000 м над рельефом местности.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Отделение от кресла и раскрытие парашюта на высотах более 5000 м **запрещается** (по прочности купола спасательного парашюта).

### Действия при приземлении

**353.** Убедившись в нормальном раскрытии парашюта, необходимо:

— снять маску, открыть светофильтр защитного шлема или щиток гермошлема (на высотах не более 3000 м);

— осмотреться, определить направление сноса и примерное место приземления (приводнения);

— заправить главную круговую лямку подвесной системы под бедра;

— на высоте 500—300 м выпустить НАЗ, дернув за фал, расположенный у правого бедра, при этом НАЗ зависнет на 15-метровом фале и автоматически включится наполнение лодки.

При катапультировании на малой высоте, когда нет времени для выпуска НАЗ, допускается приземление с невыпущенным НАЗ.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В случае приземления в лесистой местности выпускать НАЗ во избежание его зацепления за деревья **запрещается**.

**354.** Перед приземлением на высоте 150—100 м необходимо:

— развернуться по ветру;

— соединить ноги в коленях и ступнях вместе, затем

согнуть в коленях и в зависимости от силы ветра вынести сжатые вместе ноги вперед;

— ступни ног держать параллельно земле до приземления.

Приземляться следует на полные ступни обеих ног.

**355.** При приземлении в сильный ветер, а также в гористой местности после касания ногами земли немедленно освободиться от подвесной системы. Если не удастся быстро освободиться от подвесной системы парашюта и «погасить» его купол, необходимо обрезать ножом стропы или свободные концы подвесной системы.

#### Действия при приводнении

**356.** При спуске на водную поверхность до высоты 300 м необходимо:

— заправить под бедра главную круговую лямку подвесной системы;

— обязательно снять кислородную маску или открыть щиток ГШ (на высоте не более 3000 м);

— по возможности скользнуть на куполе спасательного парашюта в сторону береговой черты;

— отсоединить кислородные коммуникации маски (ГШ и ВКК.) от подвесной системы, выдернув шпильку аварийного разъема КП-52М;

— отсоединить от верхней колодки ОРК шланги противоперегрузочного и вентилирующего костюмов и разъединить электроразъемы связи и обогрева смотрового стекла ГШ;

— закрыть клапаны сброса давления воздуха на ВМСК (выпустить муфты спасательного жилета);

— выпустить НАЗ;

— взяться левой рукой за правые свободные концы подвесной системы выше головы и открыть замок подвесной системы;

— удерживаясь одной рукой за свободные концы, вывести обхваты ног из полуколец главной круговой лямки;

— вынести правую руку из плечевого обхвата и взяться ею за правые свободные концы, после чего обеими руками держаться за свободные концы подвесной системы до приводнения;

— после касания ногами воды отпустить свободные

концы и, выпрямляя ноги с одновременным разворотом влево, освободиться от подвесной системы.

**357.** После приводнения и освобождения от подвесной системы включить баллон (поддуть ворот) спасательного жилета, разорвать тарированный шов фала НАЗ и воспользоваться спасательной лодкой. Для подачи сигналов о своем местонахождении необходимо пользоваться средствами сигнализации, входящими в НАЗ.

В случае приводнения с неотсоединенной подвесной системой освободиться от нее, открыв замок ТП и замок на главной круговой лямке, а также от других связей снаряжения с этой системой.

**358.** В случае приводнения с невыпущенным НАЗ:

— открыть замок и освободиться от подвесной системы парашюта;

— включить баллон (поддуть ворот) спасательного жилета;

— резко дернув за фал, расчековать клапаны промежуточного дна ранца парашюта;

— резко дернув за фал, включить баллон наполнения лодки;

— после наполнения лодки разорвать тарированный шов фала НАЗ.

Примечание. Рекомендации по использованию НАЗ изложены в специальной инструкции, прилагаемой к комплекту НАЗ.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** При подъеме летчика из воды на вертолет во избежание разряда статического электричества, скопившегося на вертолете, братья за спасательный трос до момента касания им воды **запрещается**.

#### Аварийное покидание самолета без катапультирования

**359.** Аварийное покидание самолета без катапультирования производится только в случае отказа системы выстрела катапультиной установки. В этом случае необходимо:

а) если возможно, уменьшить скорость полета до 400 км/ч;

б) командиру экипажа дать команду «Приготовиться к покиданию самолета без катапультирования».

После команды о подготовке к покиданию самолета без катапультирования летчикам необходимо:

— притянуться эксплуатационным плечевым притягом, расстопорив ручку притяга на левом щитке чашки кресла и взяв ее на себя, после чего ручку притяга отпустить;

— включить парашютный кислородный прибор КП-27М (дернув за красную ручку ручного включения прибора);

— расстопорить и потянуть на себя до упора ручку аварийного открытия замков фиксации летчика в кресле (на правом щитке чашки кресла);

— после раскрытия замков на 10—20 см отклониться вперед для отделения спасательного парашюта от кресла.

**360.** После доклада летчика командиру экипажа о готовности к покиданию самолета без катапультирования (подергиванием ручки управления или нажатием кнопки контроля сигнальных ламп табло) командиру экипажа перевернуть самолет «на спину» и, резко отдав ручку управления от себя, выбросить экипаж из самолета.

После покидания самолета:

— на высоте менее 3000 м немедленно раскрыть парашют вытяжным кольцом;

— на высоте более 3000 м раскрыть парашют после свободного падения при достижении высоты примерно 3000 м.

#### Аварийное покидание самолета на земле

**361.** При возникновении аварийной ситуации на земле (когда самолет неподвижен) для быстрого его покидания необходимо:

а) летчику выключить двигатель;

б) каждому члену экипажа:

— отстегнуть карабин НАЗ;

— сняв с фиксатора, выдернуть шпильку аварийного разъема на приборе КП-52М;

— при наличии противоперегрузочного и вентиляционного костюмов выдернуть их шланги из муфт верхней колодки ОРК;

— разъединить провода связи и обогрева стекла ГШ;

— раскрыть замок разъема на главной круговой лямке, центральный замок ТП подвесной системы и быстро освободиться от

подвесной системы;

— эксплуатационными ручками открыть замки фонарей и фонари и покинуть самолет наиболее безопасным способом.

В случае заклинивания эксплуатационной системы открытия фонаря открыть аварийные замки фонарей механически с помощью ручек, расположенных на передних дугах фонарей. Сбросить фонарь руками.

При несрабатывании замков от ручки на передних дугах фонарей сбросить фонари с помощью ручек аварийного сброса фонарей, предварительно наклонившись к приборной доске.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Летчику, находящемуся в задней кабине, необходимо быть осторожным: при сбросе фонаря передней кабины происходит включение пиропистолета и выход штоков цилиндров подброса фонаря задней кабины.

## ЧАСТЬ ВТОРАЯ

### КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ВНОВЬ УСТАНОВЛЕННЫХ НА САМОЛЕТЕ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ

#### ДВИГАТЕЛЬ P11Ф2С-300

На самолете установлен двигатель P11Ф2С-300, имеющий следующие отличия от двигателя P11Ф-300:

- увеличены тяга двигателя и часовой расход топлива на режиме полного форсажа за счет увеличения степени форсирования двигателя;
- устранено дополнительное «поджатие» двигателя (рост температуры газов перед и за турбиной, рост оборотов РВД) на режимах минимального и частичного форсажа за счет введения дополнительного страивания воздуха, подводимого к регулятору форсажного насоса ПР-22Ф;
- введена система запуска с использованием топлива самолета (запуск двигателя осуществляется от основного топлива без применения специального пускового топлива — бензина Б-70);
- на корпусе камеры сгорания установлены фланцы для отбора воздуха на систему СПС (систему сдува пограничного слоя с закрылков);
- при включенной системе СПС (при оборотах РИД более 65%) створки реактивного сопла занимают положение «Регулируемый максимал» (РМ); дополнительное открытие реактивного сопла на режиме РМ осуществляется системой управления режимами ЭГСУ-1А;
- установлен переключатель АВАР. УПР. СОПЛОМ ДВИГАТ. для перехода на двухпозиционную схему управления створками реактивного сопла.

При проверке двигателя на максимальном режиме показания приборов должны быть:

- обороты РИД 100—101%;
- температура газов за турбиной не более 740° С;
- давление масла не менее 3 кг/см<sup>2</sup>.

При проверке приемистости двигателя от малого газа до максимального режима с высотным корректором время приемистости должно быть 9—12 с, без высотного корректора — 11—14,5 с.

Основные данные двигателя P11Ф2С-300 (получены в стендовых условиях) приведены в табл. 14.

Таблица 14

Режим	Тяга, кг	Обороты РИД, %	Диаметр реактивного сопла, мм
Полный форсаж	6200	100—101	680
Минимальный форсаж	4900	100—101	610
Максимал	3900	100—101	530
Максимал с СПС	3200	100—101	555
Номинал	3100	93,5—94,5	530
Малый газ	170	30—36	680

#### СИСТЕМА СДУВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ С ЗАКРЫЛКОВ

Система сдува пограничного слоя (СПС) с закрылков предназначена для улучшения посадочных характеристик самолета.

Воздух на сдув пограничного слоя отбирается за последней ступенью компрессора двигателя и подается в специальные отсеки в крыле и далее через щели на верхнюю поверхность закрылков по всему их размаху.

Основными элементами управления системы СПС являются электромеханизм УПС-1М и два сигнализатора С-2.

Электромеханизм УПС-1М (с двумя электродвигателями, работающими на общей дифференциальной редуктор) соединен системой жестких тяг с заслонками, регулирующими подачу воздуха на правый и левый закрылки.

Давление за заслонками измеряется двухступенчатыми датчиками-сигнализаторами С-2, которые установлены за правой заслонкой. Давление срабатывания контактов сигнализаторов С-2 нижней ступени составляет 1,15—1,32 кг/см<sup>2</sup>, верхней ступени — 1,75—1,58 кг/см<sup>2</sup>.

Включение системы СПС производится автоматически при выпуске закрылков на угол, больший 30°, при положении РУД не ниже упора СПС (45—50% РИД) и при включенных АЗС УПРАВЛЕНИЕ СПС на правом борту передней кабины и переключателе СПС на щитке инструктора.

При уборке закрылков на угол, меньший 30°, или при переводе РУД ниже упора СПС заслонки закрываются и система СПС выключается.

На самолете установлены поворотные закрылки «плавающего» типа.

Угол отклонения закрылков во взлетное положение — 25°, в посадочное — 45°.

Управление закрылками осуществляется с помощью трех кнопок. С увеличением скорости выше 380 км/ч закрылки поднимаются потоком до угла отклонения менее 30°, что приводит к отключению системы СПС и сопровождается просадкой самолета на 25—30 м.



## ВЕРХНЯЯ ПАРАШЮТНО-ТОРМОЗНАЯ СИСТЕМА

На самолете установлена верхняя парашютно-тормозная система с парашютом увеличенной площади.

Площадь парашюта увеличена с 16 до 19 м<sup>2</sup>. Кнопки выпуска парашюта в обеих кабинах расположены на левом борту. Кнопка сброса парашюта в передней кабине расположена на горизонтальной панели возле щитка управления закрылками, в задней кабине — на левом борту. Поведение самолета с верхней парашютно-тормозной системой на пробеге при выпуске парашюта практически не отличается от поведения самолета с нижним расположением парашютно-тормозной системы.

## ПЕРИСКОП

На самолете на откидной части фонаря задней кабины установлен зеркальный перископ. Он обеспечивает хороший обзор впереди лежащего пространства и значительно облегчает руление, выполнение взлета, расчета на посадку и посадки из задней кабины.

Управление перископом осуществляется из задней кабины при помощи АЗС ИМ. ПОВРЕЖ. ПЕР. ЛАМПА, ШТОРКА, ПЕРИСК. ВЕНТ. и переключателя перископа

АВТОМ.—УБОРКА, расположенных на правом борту кабины.

Уборка и выпуск перископа заблокированы с выпуском шасси самолета: при нахождении переключателя перископа в положении АВТОМ. перископ убирается автоматически после уборки передней стойки шасси и выпускается автоматически после выпуска передней стойки.

Перископ можно убирать на земле и в полете (при выпущенном шасси) установкой переключателя перископа в положение УБОРКА.

Уборка и выпуск перископа и полет с выпущенным перископом разрешаются на приборной скорости не более 900 км/ч.

## РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ РВ-УМ

Радиовысотомер малых высот РВ-УМ служит для определения истинной высоты полета над земной поверхностью в диапазоне от 0 до 600 м и сигнализации летчику о том, что высота полета ниже заданной (опасной) высоты.

Работа радиовысотомера основана на явлении отражения радиоволн от земной поверхности. Для определения высоты полета используется метод частотной модуляции излучаемого сигнала.

Сигнал, излучаемый передающей антенной радиовысотомера, отражается от земли и принимается приемной антенной, поступающая на вход приемника. Туда же через специальный фильтр подается прямой сигнал непосредственно от передатчика. Путь отраженного сигнала (зависит от высоты полета самолета над землей) превышает путь прямого сигнала, поэтому отраженный сигнал попадает на вход приемника позднее, чем прямой сигнал. Из-за наличия частотной модуляции частота отраженного сигнала будет отличаться от частоты прямого сигнала на величину, прямо пропорциональную высоте полета. В результате сложения прямого и отраженного сигналов в приемнике возникает напряжение с определенной частотой биений между этими сигналами, прямо пропорциональное истинной высоте полета.

При полете над горной местностью, когда резкие изменения расстояний от летящего самолета до земли могут превышать диапазон измеряемых высот, радиовысотомером пользоваться затруднительно.

При углах тангажа и крена более 30° показания радиовысотомера становятся ошибочными и пользоваться им не рекомендуется.

При полете на высотах более 600 м для исключения ложных показаний указателей высоты стрелки указателей блокируются и находятся у правого упора.

В состав комплекта РВ-УМ входят: приемопередатчик ПП-УМ, указатели высоты УВ-57, переключатель заданной («опасной») высоты ПСВ-УМ, сигнальные лампы ОПАСНАЯ ВЫСОТА, приемная и передающая антенны. Приемопередатчик установлен в носовом отсеке оборудования, приемная и передающая антенны — соответственно на нижней поверхности правого и левого крыла. Переключатель заданной («опасной») высоты полета установлен в передней кабине на среднем щитке внизу приборной доски. Переключатель позволяет устанавливать высоты 50, 100, 150, 200, 250, 300 и 400 м. При снижении самолета до высоты, установленной переключателем, в телефоны летчика подается прерывистый звуковой сигнал; сигнал в течение 3—10 с и загорается сигнальная лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА, которая горит на всех высотах ниже заданной.

При установке переключателя сигнализированной высоты в положение ВЫКЛ. схема блокировки отключается. Поэтому на высотах более 900—1100 м стрелка указателя отходит от правого упора и показания указателя высоты будут произвольными. При этом прекращается работа схемы звуковой и световой сигнализации.

Указатели высоты установлены в нижнем левом углу приборной доски в передней и задней кабинах. Каждый указатель высоты имеет шкалу 0—600 м. Оцифровка произведена через 50 м на участке 0—100 м и через 100 м на участке 100—600 м. Цена деления шкалы указателя на: участке 0—100 м равна 10 м, на участке 100—600 м — 50 м.

Точность измерения истинной высоты радиовысотомером составляет  $\pm 5$  м и  $\pm 8\%$  измеренной высоты.

Питание радиовысотомера осуществляется от преобразователя ПО-750А. Включение радиовысотомера осуществляется АЗС РВ-УМ МРП, установленным на переднем электрощитке правого пульта передней кабины.

### Порядок проверки работы радиовысотомера

Порядок проверки работы радиовысотомера при включенном источнике постоянного тока следующий:

- включить питание радиовысотомера автоматом защиты РВ-УМ МРП;
- переключатель сигнализированной высоты (ПСВ-УМ) установить в положение К, а затем в положение «50» или любое другое, кроме ВЫКЛ. (положение ВЫКЛ. используется в полете при определении запаса чувствительности РВ-УМ по высоте);
- через 2—3 мин после включения стрелка указателя высоты УВ-57 должна установиться на нулевой риске шкалы с точностью  $\pm 5$  м, одновременно должна сработать звуковая сигнализация (в телефоны летчика поступает звуковой сигнал частотой 400 Гц в течение 3—10 с) и загореться сигнальная лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА;
- установить переключатель ПСВ-УМ на требуемую высоту сигнализации.

## СИСТЕМА ВНУТРИКАБИННОГО ОСВЕЩЕНИЯ

Система освещения кабин самолета красным светом включает основное и аварийное освещение.

Основное освещение приборов выполнено с помощью индивидуальных светильников типа С и СВ с отдельными цепями питания ламп СМ-37 подсвета каждого прибора.

Освещение надписей на пультах и электрощитках при основном освещении осуществляется светильниками АПМ с помощью светопровода.

Питание основного освещения переменным током осуществляется от преобразователя ПО-750А, а в случае выхода его из строя — от преобразователя ПО-1500 ВТ-3И (при переключении потребителей на ПО-1500 ВТ-3И выключателем АВАР. ПЕРЕКЛ. ПРЕОБР.).

Электросхемы освещения передней и задней кабины выполнены отдельно и не зависят друг от друга.

Включается основное освещение в каждой кабине (при работающем преобразователе) выключателем КРАСН. СВЕТ.

В каждой кабине на правом пульте установлено по два регулировочных трансформатора ТР-35, предназначенных для регулировки напряжения питания ламп. Трансформаторы имеют трафареты с надписями ПРИБОРН. ДОСКА, ПУЛЬТЫ.

Аварийное освещение кабин осуществляется с помощью четырех (в каждой кабине) светильников заливающего красного света СМ-1К с лампами СМ-28-4,8.

Два светильника, установленные на правом и левом борту кабины, предназначены для освещения приборной доски. Два других, установленные над приборной доской в передней кабине и над передним верхним щитком в задней кабине, предназначены для освещения бортов и пультов кабины.

Светильники СМ-1К получают питание от шины постоянного тока через два предохранителя ИП-5, установленных в энергоузле (при установке переключателя в положение АВТОМАТ) или через автоматы защиты: в передней кабине АГД БЕЛЫЙ СВЕТ ДА-200 СИГН. ПОЖ., в задней — БЕЛЫЙ СВЕТ АГД ДА-200 (при установке переключателя в положение РУЧНОЕ). Включение светильников производится или автоматически (при отказе основного освещения приборной доски) при установленном выключателе ЗАЛИВАЮЩИЙ КРАСНЫЙ СВЕТ в положение АВТОМАТ, или вручную при установке этого выключателя в положение РУЧНОЕ.

Яркость заливающего красного света регулируется реостатом ЗАЛИВ. СВЕТ ЯРЧЕ.

Для освещения кабин при посадке летчиков в кабины и чтения карты в полете установлены светильники заливающего белого света СМ-1Б (по одному в каждой кабине). Светильники включаются потенциометром БЕЛЫЙ СВЕТ.

### Проверка внутрикабинного освещения перед полетом

При проверке внутрикабинного освещения перед полетом необходимо в каждой кабине:

- включить преобразователь ПО-750А автоматом защиты РАДИО, СПУ на правом борту (в передней кабине);
- включить выключатель КРАСНЫЙ СВЕТ на правом пульте;
- установить рукоятки регулировочных трансформаторов ТР-35 ПРИБОР. ДОСКА и ПУЛЬТЫ в крайнее правое положение и убедиться в исправности основного освещения кабин;
- регулировочными трансформаторами установить необходимую яркость освещения приборной доски и пультов;
- включить освещение выключателем ЗАЛИВАЮЩИЙ КРАСНЫЙ СВЕТ, установив его в положение РУЧНОЕ (на тех самолетах, где он установлен);
- установить рукоятку реостата регулировки яркости заливающего красного света в крайнее правое положение и убедиться в исправности освещения заливающим светом;
- поворотом светильников СМ-1К на правом и левом борту кабины добиться наилучшей освещенности приборной доски;
- поворотом светильников СМ-1К, установленных в передней кабине над приборной доской и в задней кабине над верхним передним электрощитком, добиться равномерности освещения: правым светильником — левого борта и пультов, левым светильником — правого борта и пультов;
- реостатами регулировки яркости заливающего красного света установить необходимую освещенность кабин.

Примечание. Для обеспечения непрерывности освещения кабин при отказе основного освещения изменить положение рукоятки реостата заливающего красного света, установленное при проверке, недопустимо;

- установить переключатель заливающего красного света в положение АВТОМАТ (на тех самолетах, где он установлен);
- выключить основное освещение приборной доски трансформатором ПРИБОР. ДОСКА и убедиться по загоранию ламп в светильниках заливающего красного света в срабатывании системы автоматического переключения;
- включить основное освещение приборной доски трансформатором ПРИБОР. ДОСКА;
- включить белый свет с помощью потенциометра БЕЛЫЙ СВЕТ и, убедившись в его исправности, выключить.

Для обеспечения наилучшего освещения кабин красным светом целесообразно выполнять ночные полеты при совместном освещении кабин основным и заливающим красным светом. При этом необходимо сначала установить минимальный уровень освещения приборов и надписей заливающим светом, обеспечивающий чтение надписей на приборах, а затем с помощью трансформатора основного освещения установить необходимый уровень освещения приборов и надписей на пультах.

### КОМПЛЕКТ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ККО-5

На самолете установлен комплект кислородного оборудования ККО-5. Запас кислорода на самолете размещен в пяти шаровых баллонах емкостью по 2 л и одном баллоне емкостью 4 л. Контроль за запасом кислорода в системе и за подачей кислорода осуществляется с помощью индикатора ИК-52.

В комплект ККО-5 входит:

- кислородный прибор КП-52М (крепится на месте РСД);
- объединенный разъем ОРК-11;
- регулятор подачи кислорода РПК-52;
- вентиляционное устройство шлема ВУШ-6;
- кран вентиляции шлема КВШ-6;
- редуктор КР-26А, вентиль КВ-2МС и приборы контроля (ИК-52, М-2000);
- высотнo-компенсирующий костюм ВКК-6;
- гермошлем ГШ-6 или кислородная маска КМ-32 с защитным шлемом ЗШ-3;

- парашютный кислородный прибор КП-27М;
- вентилируемый костюм ВК-3;
- изделия обогрева стекла гермошлема (автомат РТСС-2, реостат РГ-10 и кнопки быстрого обогрева);
- изделия связи, установленные в шлемофоне (гермошлеме);
- изделия противоперегрузочного устройства ВКК (автомат АД-6Е, фильтр АД-5);
- изделия системы вентиляции подлодежного пространства летчика (жектор, кран вентиляции).

Комплект ККО-5 предназначен для питания летчика кислородом в следующих условиях:

- длительно — при полетах в загерметизированной кабине во всем диапазоне высот полета и в разгерметизированной — на «высотах» до 12 км;
- кратковременно (до 10 мин) — при полете в разгерметизированной кабине во всем диапазоне высот полета (используется для аварийного снижения на высоту 12 км и ниже);
- кратковременно — при катапультировании летчиков с любой высоты с одновременным автоматическим переключением на питание кислородом от парашютного прибора КП-27М.

Компенсирующий костюм ВКК-6 с противоперегрузочным устройством и автоматом давления АД-6Е позволяет переносить перегрузки до 10 ед.

Гермошлем ПШ-6 защищает голову от воздушного потока в момент катапультирования до скорости 1200 км/ч (кислородная маска КМ-32 и защитный шлем ЗШ-3 с опущенным светофильтром — до 900 км/ч). Принципиально-монтажная схема комплекта прибора КП-52М показана на рис. 49 и 50.

### Работа комплекта ККО-5

Комплект ККО-5 является комплектом с избыточным давлением кислорода в системе дыхания и в пневмосистеме высотного-компенсирующего костюма, регулируемым по высотам автоматически. На высотах до 12 км подача кислорода в систему дыхания производится легочным автоматом КП-52М, причем парциальное давление кислорода поддерживается по высотам автоматически за счет увеличения процентного содержания кислорода во вдыхаемой смеси.

Для обеспечения кратковременного пребывания на высотах более 12 км в разгерметизированной кабине автоматика комплекта за 2—3 с создает за счет давления в камерах пневмосистемы натяжного устройства высотного-компенсирующего костюма механическое обжатие тела летчика, а затем создает и поддерживает избыточное давление в системе дыхания. При этом кислород поступает в гермошлем или маску непрерывным потоком. Избыточное давление в системе дыхания обеспечивает абсолютное давление в легких, такое же, как и при дыхании чистым кислородом без избыточного давления на высотах 12—13 км.

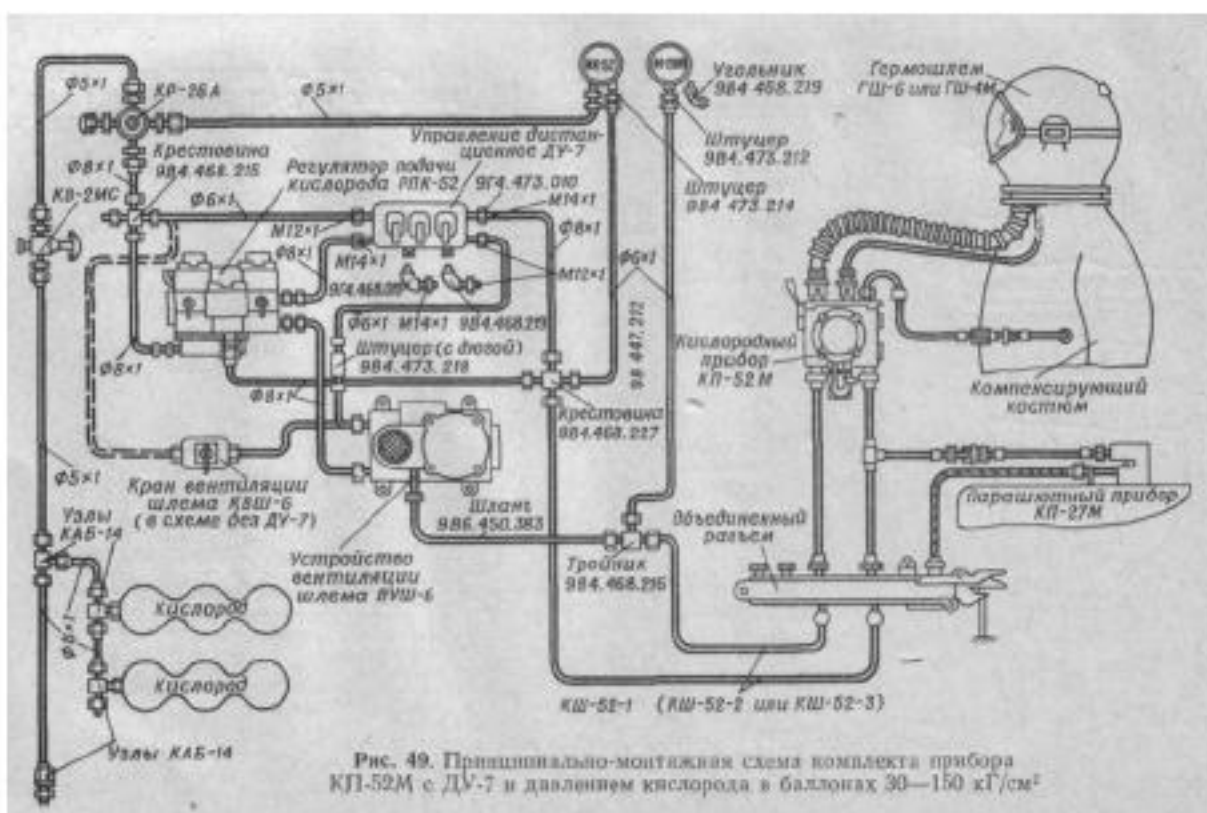


Рис. 49. Принципиально-монтажная схема комплекта прибора КП-52М с ДУ-7 и давлением кислорода в баллонах 30—150 кг/см<sup>2</sup>

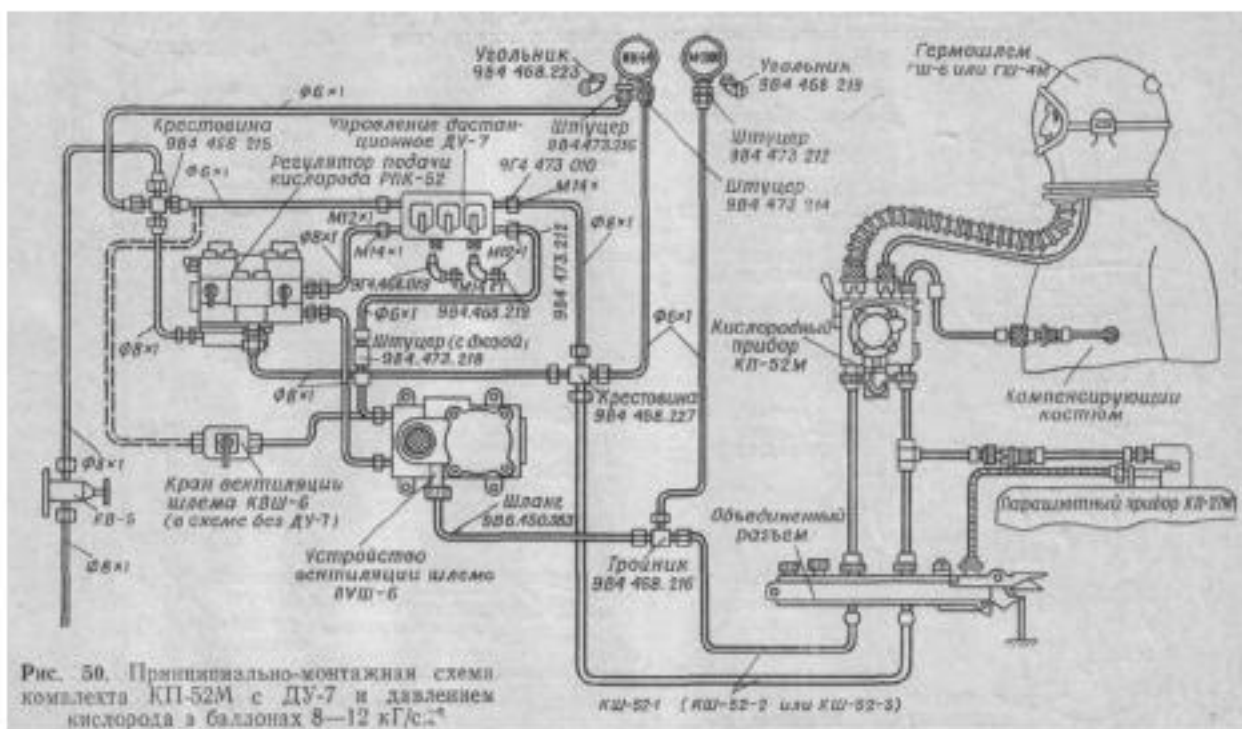


Рис. 50. Принципиально-монтажная схема комплекта КК-52М с ДУ-7 и давлением кислорода в баллонах 8—12 кг/см<sup>2</sup>

В комплекте ККО-5 имеется устройство ВУШ-6, которое обеспечивает вентиляцию подшлемного пространства и обдув лица летчика.

При катапультировании разъединение всех коммуникаций, связывающих летчика с бортовым оборудованием самолета, происходит автоматически с помощью разьема ОРК-11, установленного на катапультируемом кресле. Для устранения запотевания или обмерзания стекла гермошлема предусмотрено его обогрев. Регулировка степени обогрева производится автоматом РТСС-2.

Для нормального обогрева стекла гермошлема в случае отказа автомата РТСС-2 установлен реостат РГ-10. Для того чтобы не было образования пузырей на смотровых стеклах гермошлемов, **запрещается:**

— отключать автомат обогрева стекла РТСС-2;

— нажимать и удерживать кнопку БЫСТР. ОБОГР. ГШ свыше положенного времени (3—4 мин) при температуре окружающей среды ниже минус 20° С.

Для ведения радиосвязи при использовании гермошлема типа ГШ-4 (не имеющего своего усилителя) с оборудованием комплекта ККО-5 на самолете устанавливается усилитель УК-2М, переключатели которого должны быть в положениях ГШ и М. При полете в гермошлеме ГШ-6 переключатели на бортовом усилителе УК-2М должны устанавливаться в положения КМ, Л. Для защиты летчика от температурных воздействий внешней среды в комплекте ККО-5 предусмотрена вентилярующая система с вентиляруемым комбинезоном ВК-3, который надевается поверх ВКК и одновременно служит верхней летной одеждой.

Вентиляция костюма в полете осуществляется от бортовой вентиляционной системы, которая работает по принципу отсоса воздуха из кабины через эжектор со штуцером, установленным на левом борту фюзеляжа. При наличии разности давлений в кабине и окружающей атмосфере происходит отсос кабинного воздуха через вентиляруемый костюм в атмосферу.

Для включения и выключения вентиляции костюма на левом пульте кабины установлены краны включения вентиляции, имеющие два положения: ЗАКРЫТЬ и ОТКРЫТЬ.

## СИСТЕМА АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ САМОЛЕТА

Система аварийного покидания самолета включает катапультиальные сиденья: КМ-1УМ, установленное в передней кабине, и КМ-НИМ, установленное в задней кабине самолета, систему централизованного сброса откидных частей фонаря, систему блокировки и очередности катапультирования экипажа.

Катапультиальная установка КМ-1 (УМ и НИМ) предназначена для размещения на ней летчика при работе в кабине и обеспечения безопасного покидания самолета в аварийной ситуации. В катапультиальную установку КМ-1 (УМ и НИМ) входят следующие основные системы и агрегаты:

1. Комбинированный стреляющий механизм (КСМ-М), который является энергодатчиком, обеспечивающим подброс кресла на необходимую высоту при катапультировании.

КСМ состоит из следующих основных узлов:

— стреляющий механизм (СМ) — первая ступень КСМ;

— пороховой ускоритель с воспламенителем — вторая ступень КСМ;

— парашютный пиромеханизм отстрела штанги первого стабилизирующего парашюта;

— пиромеханизм притяга плечевых ремней. Кроме того, КСМ используется как основной силовой элемент каркаса кресла.

2. Спасательная парашютная система СПС-М с подвесной системой и отделяемой от кресла спинкой, состоящая из трех парашютов: первого стабилизирующего, второго стабилизирующего и основного с вытяжным парашютом.

Первый стабилизирующий парашют укладывается в специальный контейнер-конверт, зачековывается и монтируется на кресле.

Камера со вторым стабилизирующим парашютом укладывается в каркас заголовника, закрывается клапанами, пришитыми к заголовнику, и зачековывается.

Основной спасательный парашют укладывается в чехол, имеющий форму рукава, и монтируется на отделяемой спинке кресла. К отделяемой спинке приклеены четыре клапана, предназначенные для зачековки парашюта.

Подвесная система является связывающим элементом между основным парашютом и летчиком. Кроме того, она является и принятой системой для привязки летчика к креслу.

К подвесной системе крепится отделимая от кресла спинка, рамка с кислородным прибором и носимым аварийным запасом, а также стропы купола основного спасательного парашюта.

Парашютная система обеспечивает стабилизацию и торможение кресла непосредственно после отделения его от самолета, стабилизированный спуск кресла с летчиком до заданной высоты и безопасный спуск летчика на землю с носимым аварийным запасом НАЗ-7.

3. Носимый аварийный запас НАЗ-7 предназначен для поддержания жизнедеятельности летчика в течение трех суток, а также для спасения летчика при приводнении, с помощью автоматически надуваемой лодки. На катапультной установке применены морской, северный и пустынный варианты НАЗ-7. Аварийный запас укладывается под рамкой, соединяющейся с подвесной системой, в ранец, закрывается и фалом с карабином присоединяется к костюму летчика. Ранец раскрывается при рывке летчика за фал.

4. Приборы КПА-4, ППК-1П, ППК-2П (ППК-У-Т277) и ППК-2П-405 (ППК-У-405А), установленные на кресле.

Прибор КПА-4 служит для включения пиромеханизма отстрела штанги первого стабилизирующего парашюта, включается ходом кресла и срабатывает с задержкой по времени 0—1,7 с в зависимости от скорости самолета в момент катапультирования.

Прибор ППК-1П служит для открытия замков фиксации летчика в кресле, включается при отстреле штанги и устанавливается на высоту 3000 м на 1,5 с.

Прибор ППК-2П (ППК-У-Т277) также служит для открытия замков фиксации летчика в кресле и включается ходом кресла. Устанавливается на высоту и время, указанные в табл. 15.

Прибор ППК-2П-405 (ППК-У-405А) служит для расчеховки ранца спасательного парашюта, включается при автоматическом отделении летчика от кресла и устанавливается на высоту и время, указанные в табл. 16.

Таблица 15

Высота местности возможного приземления от уровня моря, м	Установка прибора ППК-2П (ППК-У-Т277)	
	по шкале высот, м	по шкале времени, с
От 0 до 2000	3000	3,5
» 3000	4000	3,5
» 4000	5000	3,5
» 5000	6000	4

Таблица 16

Высота местности возможного приземления от уровня моря, м	Установка прибора ППК-2П-405 (ППК-У-405А)	
	по шкале высот, м	по шкале времени, с
2000	3000	3
3000	4000	4
4000	5000	4,5
5000	6000	5

На катапультной установке передней кабины в целях исключения возможности столкновения летчиков после катапультирования для включения комбинированного стреляющего механизма применяется прибор АЧ-1,2. Он устанавливается на 1 с и включается в работу после начала катапультирования летчика, размещенного в задней кабине.

5. Система управления выстрелом.

6. Система, обеспечивающая фиксацию летчика в кресле при работе в кабине и при катапультировании.

7. Система открытия замков фиксации летчика в кресле, предназначенная для передачи силового импульса на открытие замков от приборов ППК-1П и ППК-2П (ППК-У-Т277), а также от рукоятки аварийного открытия замков фиксации летчика.

8. Система регулировки положения кресла по росту летчика.

9. Система эксплуатационных и наземных стоек катапультной установки.

Оброс откидных частей фонаря перед катапультированием производится пиросистемой, включаемой при движении двойной рукоятки управления катапультированием как из передней, так и из задней кабины. Кроме того, откидные части фонаря могут быть сброшены рукоятками аварийного сброса фонарей, размещенными на правом борту обеих кабин. Отделение откидных частей фонарей независимо от того, какой рукояткой и из какой кабины производится сброс, всегда происходит в определенной последовательности: сначала откидная часть передней кабины, затем откидная часть задней кабины. При доработанной системе аварийного сброса фонарей рукояткой аварийного сброса фонаря задней кабины сбрасывается только фонарь задней кабины.

Катапультирование, как правило, производится по команде командира экипажа, находящегося в задней кабине.

При движении вверх рукоятки управления катапультированием системы средств аварийного покидания (в любой кабине) срабатывают в такой последовательности:

- принудительный притяг летчика передней кабины;
- сброс откидной части фонаря передней кабины;
- принудительный притяг летчика задней кабины;
- сброс откидной части фонаря задней кабины;
- катапультирование летчика из задней кабины;
- включение прибора АЧ-1,2 сиденья передней кабины;
- катапультирование летчика из передней кабины через 1 с после катапультирования летчика из задней кабины.

## Принцип действия системы

При движении рукоятки управления катапультированием происходит срабатывание пиропатрона ПК-3М-1 механизма притяга, сброс фонарей и выдергивание боевой чеки из затвора пиромеханизма выстрела. Срабатывание механизма притяга, обеспечивающего принудительный притяг летчика и выход ограничителей разброса рук, происходит до начала движения кресла. В связи с тем что система управления выстрелом заблокирована с фонарем, после выдергивания рукоятки примерно наполовину хода может ощущаться момент остановки рукоятки катапультирования. После сброса фонаря система растопорится и рукоятка вытянется до отказа. При выдергивании чеки из затвора СМ срабатывает пиропатрон ПК-16, и под действием газов кресло с летчиком начинает двигаться вверх. Часть газов отводится в механизм первого стабилизирующего парашюта, и на ходе кресла 50—100 мм под действием газов происходит выдвижение штанги с первым стабилизирующим парашютом. Этот парашют, наполняясь, разворачивает кресло на спину чашки вперед.

На ходе кресла 50 мм включается автомат КПА-4, который срабатывает с задержкой по времени в зависимости от скорости самолета в момент катапультирования и включает затвор с пиропатроном ПК-3М-1. Под действием газов от срабатывания этого пиропатрона происходит отстрел штанги с первым стабилизирующим парашютом. Штанга при отстреле вводит в действие второй стабилизирующий парашют, на котором кресло с летчиком спускается до высоты 3000 м. Кроме того, при отстреле штанги включается прибор ППК-1П и убираются ограничители разброса рук.

На ходе кресла 50 мм (при первом положении чашки) или 150 мм (при нижнем положении чашки) включается прибор ППК-2П (ППК-У-Т277), разъединяется нижняя колодка ОРК-11 и питание кислородом переключается с бортового на КП-27.

На ходе кресла около 400 мм происходит фиксация ног летчика.

На ходе кресла 815—825 мм включается ускоритель КСМ (реактивный) от дополнительного пиропатрона ПВ-50 для воспламенения заряда КСМ. Реактивный ускоритель увеличивает начальную скорость катапультиной установки до величины, обеспечивающей безопасное покидание самолета как на нулевой высоте, так и при больших скоростях полета. При катапультировании на больших и средних высотах через 1,5 с после отстрела штанги срабатывает автомат ППК-1П, а через 3 с с момента катапультирования — дублирующий автомат ППК-2П (ППК-У-Т277). После спуска кресла до высоты 3000 м происходит открытие замков фиксации летчика в кресле. Замки открываются в такой последовательности: захваты ног, верхний замок, поясные замки. В самом начале открытия замков двойная рукоятка управления катапультированием отделяется от кресла и остается в руках летчика. При открытии верхнего замка:

- отодвигается заголовник;
- освобождаясь, отделяется от кресла спинка со спасательным парашютом;
- отделяется второй стабилизирующий парашют, вытягивая за собой чехол с куполом спасательного парашюта летчика.

Наполняясь, купол спасательного парашюта отделяет летчика от кресла. Снизкаясь на нем, на высоте 500—300 м летчик отсоединяет НАЗ-7, который зависает на фале длиной 15 м. Это упрощает приземление и снижает его скорость.

## Работа системы при различных условиях катапультирования

1. Если катапультирование происходит на высоте более 3000 м и на скорости менее 500 км/ч, автомат КПА-4 работает после включения без задержки по времени, отстреливая штангу с первым стабилизирующим парашютом для ввода в поток второго стабилизирующего парашюта. По достижении высоты 3000 м автоматом ППК-1П или ППК-2П (ППК-У-Т277) открываются замки фиксации ног летчика в кресле и захваты ног.

2. Если высота менее 3000 м, а скорость более 500 км/ч, то автомат КПА-4 срабатывает в зависимости от скорости с задержкой по времени от 0 до 1,7 с и замки откроются автоматом ППК-1П через 1,5 с после отстрела штанги или автоматом ППК-2П (ППК-У-Т277) через 3 с с момента движения кресла.

3. Если высота менее 3000 м и скорость менее 500 км/ч, то КПА-4 после включения работает без задержки по времени, отстреливая штангу. Через 1,5 с после отстрела штанги автоматом ППК-1П откроются замки и захваты ног.

4. В случае отказа КСМ (при сброшенном фонаре) на сравнительно небольших скоростях полета летчик может покинуть самолет без катапультирования. Для этого специальной ручкой на правом борту чашки кресла летчик открывает все замки, затем отклонением туловища впе-

ред разъединяет замок связи спасательного парашюта со вторым стабилизирующим парашютом и покидает само лет со спасательным парашютом за спиной и рамкой с НАЗ-7.

## СИСТЕМА ПИТАНИЯ АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫХ ПРИБОРОВ

Система питания анероидно-мембранных приборов предназначена для питания анероидных и манометрических коробок аэронавигационных приборов статическим (атмосферным) и полным давлением.

Питание системы осуществляется от основного и аварийного приемников воздушного давления.

Основной приемник установлен на носовой выносной штанге, аварийный — на борту фюзеляжа.

На самолетах МиГ-21УМ и МиГ-21УС в качестве основного приемника используются приемники статического и полного давления типа ПВД-7 или ПВД-18-5М, в качестве аварийного — приемник полного давления ТП-156 или приемники статического и полного давления ПВД-5, ПВД-7.

Приемники ПВД-7 и ПВД-18-5М имеют по три камеры статического давления и по одной камере полного давления. Восприятие статического давления всеми камерами приемника ПВД-7, а также первой и второй камерой ПВД-18-5М происходит со значительными ошибками на дозвуковой скорости полета и с незначительными ошибками на сверхзвуковой скорости полета.

Третья камера статического давления приемника ПВД-18-5М имеет аэродинамический компенсатор погрешностей восприятия статического давления. Аэродинамический компенсатор обеспечивает измерение статического давления в полете практически без искажения до скорости, соответствующей числу  $M = 0,75$ . В полете со скоростью, соответствующей числу  $M > 0,75$ , ошибки восприятия статического давления третьей камерой приемника ПВД-18-5М возрастают и на сверхзвуковых скоростях становятся значительными, тогда как в первой и второй камере ПВД-18-5М, не имеющих аэродинамического компенсатора, ошибки восприятия статического давления на сверхзвуковых скоростях незначительны. Поэтому на самолетах с приемником ПВД-18-5М высотомеры и вариометры (в передней и задней кабине) на дозвуковых скоростях подключены к третьей статической камере ПВД-18-5М, а на сверхзвуковых — к первой статической камере ПВД-18-5М. Переключение обеспечивается автоматически пневмопереключателем

ПП-1 в диапазоне чисел  $M = 0,98—1,02$ . В результате на самолетах с приемником ПВД-18-5М показания высотомеров и вариометров соответствуют фактическим значениям при скорости полета, соответствующей числам  $M \leq 0,75$  и  $M > 1,05$ . В диапазоне чисел  $M = 0,75—1,05$  показания высотомеров занижены. При разгоне на постоянной высоте в диапазоне чисел  $M = 0,75—1,05$  показания высотомеров будут уменьшаться, а вариометры будут показывать снижение.

Показания высотомеров отличаются от фактического значения высоты на величину инструментальной погрешности прибора и на величину суммарной (аэродинамической и волновой) поправки (рис. 15 и 16).

При отказе основного приемника ПВД питание некоторых приборов и датчиков может быть переключено на аварийный приемник с помощью рукоятки АВАР. ПВД ТЯНН, установленной в передней кабине.

Включение обогревательных элементов основного и аварийного приемников производится выключателями с трафаретами ДУАС, ДУА (ПВД) и ПВД-7 (ПВД-5) соответственно.

Командир войсковой части 18374  
генерал-майор авиации  
А.МАНУЧАРОВ

ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ	6
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И УКАЗАНИЯ	6
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	6
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ РЕЖИМЫ	14
КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА	14
ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	20
ЭКСПЛУАТАЦИЯ И КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ	21
ЭКСПЛУАТАЦИЯ И КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ГИДРОСИСТЕМ	21
ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВТОПИЛОТА АП-155	22
ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВТОПИЛОТА КАП-2 (НА САМОЛЕТЕ МиГ-21УС)	24
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПУЛЬТА ИМИТАЦИИ ОТКАЗОВ ПИО-155	25
ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПУЛЬТА ИМИТАЦИИ ОТКАЗОВ ПИО-2	26
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПУЛЬТА ИМИТАЦИИ ОТКАЗОВ ИП-К	26
ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ И ПОЛЕТ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПУЛЬТОВ ИМИТАЦИИ ОТКАЗОВ	26
ЭКСПЛУАТАЦИЯ УКАЗАТЕЛЯ УГЛА АТАКИ УУА-1 И СИГНАЛИЗАТОРА СУА-1	26
Порядок пользования указателем угла атаки УУА-1 и сигнализатором СУА-1 в полете	27
ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ И СПЕЦСНАРЯЖЕНИЯ ЛЕТЧИКА	27
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ГЕРМЕТИЧЕСКОЙ КАБИНЫ	28
Полет в зоне, зараженной отравляющими, радиоактивными веществами и бактериальными средствами, и в зоне «облаков» дипольных отражателей	28
ЭКСПЛУАТАЦИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА	29
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ОПТИЧЕСКОГО ПРИЦЕЛА И РАДИОДАЛЬНОМЕРА	30
ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ ЦЕНТРАЛИЗОВАННОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ОПАСНЫХ РЕЖИМОВ (СОРЦ-1)	39
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПЕРИСКОПА	40
ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САРПП-12Г	40
БУКСИРОВКА САМОЛЕТА	40
ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ	41
ОСМОТР САМОЛЕТА	41
ОСМОТР КАБИН	41
ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПОСЛЕ ПОСАДКИ В ПЕРЕДнюю КАБИНУ	42
ДЕЙСТВИЯ ИНСТРУКТОРА ПОСЛЕ ПОСАДКИ В ЗАДнюю КАБИНУ	43
ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ СИСТЕМ, ПРИБОРОВ, АГРЕГАТОВ И ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА	44
Особенности проверки исправности систем, приборов, агрегатов и оборудования самолета инструктором из задней кабины	46
ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ	46
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ	47
ПРОГРЕВ И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕТЧИКОМ, ПРОВЕРКА САМОЛЕТНЫХ СИСТЕМ	47
ОСОБЕННОСТИ ПОДГОТОВКИ САМОЛЕТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТА (ПЕРЕЛЕТА) ОДНИМ ЛЕТЧИКОМ	48
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА	50
ПОЛЕТ ПО КРУГУ ДНЕМ	50
Руление	50
Взлет	50
Расчет на посадку	51
Посадка	52



Взлет и посадка с боковым ветром	53
Посадка с убранными закрылками	53
Уход на второй круг	53
Выключение двигателя на стоянке	54
Полет с подвесным топливным баком	54
Полет с металлической, грунтовой, заснеженной ВПП и грунтовой ВПП со старто-финишными площадками	54
Руление	54
Взлет	54
Посадка	55
Особенности выполнения полета с узкой металлической ВПП, грунтовой ВПП и грунтовой ВПП со старто-финишными площадками	55
<b>ПИЛОТАЖ</b>	56
Общие указания	56
Виращ	57
Боевой разворот	57
Переворот	58
Петля Нестерова	59
Полупетля Нестерова	60
Косая петля и косая полупетля	61
Пикирование	61
Переворот на горке	62
Бочка	63
Спираль	63
<b>ПОЛЕТ НА ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ ПО ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ И ЧИСЛУ М ПОЛЕТА</b>	63
<b>ПОЛЕТ НА ПРАКТИЧЕСКИЙ И ДИНАМИЧЕСКИЙ ПОТОЛКИ</b>	64
<b>ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА НА ПРЕДЕЛЬНО МАЛЫХ ВЫСОТАХ</b>	64
<b>ШТОПОР</b>	65
Нормальный штопор	65
Перевернутый штопор	66
Влияние выпуска тормозного парашюта на режимы сваливания, штопора и вывод самолета из них	66
<b>ИНЕРЦИОННОЕ ВРАЩЕНИЕ САМОЛЕТА</b>	67
Признаки инерционного вращения	67
Действия летчика при попадании в инерционное вращение	67
<b>ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПРИ СВАЛИВАНИИ, ШТОПОРЕ И ИНЕРЦИОННОМ ВРАЩЕНИИ САМОЛЕТА</b>	67
<b>ПОЛЕТ НА БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ</b>	69
<b>ПОЛЕТ НА ПЕРЕХВАТ ВОЗДУШНЫХ ЦЕЛЕЙ</b>	69
<b>МАНЕВРЕННЫЙ ВОЗДУШНЫЙ БОЙ</b>	69
<b>ПОЛЕТ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВООРУЖЕНИЯ</b>	71
Полет на пуск управляемых ракет	72
Условия пуска ракет Р-ЗС по воздушным целям	72
Полет на пуск ракет Р-ЗС по воздушным целям	72
Особенности пуска ракет Р-ЗС по наземным целям	73
Особенности пуска ракет Р-ЗС по целям, летящим на малых высотах (более 50 м)	73
Особенности пуска ракет Р-ЗС по транспортным самолетам	73
Полет на пуск неуправляемых ракет	74
Полет на пуск неуправляемых ракет по воздушным целям	74
Полет на пуск неуправляемых ракет по наземным целям	75
Полет на стрельбу из пулемета А-12,7	75

Полет на стрельбу из пулемета по воздушным целям	76
Полет на стрельбу из пулемета по наземным целям	76
Полет на бомбометание	76
Аварийное сбрасывание подвесок вооружения	77
ПОЛЕТЫ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ И НОЧЬЮ	78
ПОЛЕТ ДНЕМ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ	78
Подготовка к полету	78
Пробивание облаков вверх и полет за облаками (в облаках на заданном эшелоне)	78
Заход и расчет на посадку с прямой	78
Заход и расчет на посадку с расчетного рубежа	79
Заход и расчет на посадку двумя разворотами на 180°	79
Заход и расчет на посадку по большой или малой коробочке	79
ПОЛЕТ НОЧЬЮ	80
Запуск и руление	80
Взлет	80
Особенности ночного полета	80
Заход и расчет на посадку, посадка	80
Особенности посадки с фарами на полосу, не освещенную прожекторами	81
Особенности выполнения ночного полета с узкой металлической, грунтовой ВПП и грунтовой ВПП со старто-финишными площадками	81
ПОЛЕТ ПОД ШТОРКОЙ	81
САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА	82
ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА	82
ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА	82
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА	82
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СЧЕТЧИКА ДАЛЬНОСТИ АРК-10 В ПОЛЕТЕ	83
РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА	83
ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ОТКАЗАХ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ	86
ПОЖАР В ОТСЕКЕ ДВИГАТЕЛЯ	86
ОТКАЗ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ВЗЛЕТЕ	86
ПОМПАЖ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	87
САМОВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ	87
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ	87
РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С НЕРАБОТАЮЩИМ (АВТОРОТИРУЮЩИМ) ДВИГАТЕЛЕМ	88
ОТКАЗ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ КОНУСОМ	89
Невыход конуса при разгоне самолета	89
Неуборка конуса при торможении самолета	89
ОТКАЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТОРОНКАМИ РЕАКТИВНОГО СОПЛА	90
ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА	90
ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА	90
ЗАКЛИНИВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ	91
ОТКАЗ ОБЕИХ ГИДРОСИСТЕМ ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ	91
ОТКАЗ БУСТЕРНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ	91
ОТКАЗ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ	91
ОТКАЗ БУСТЕРНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ПРИ НЕРАБОТАЮЩЕМ (АВТОРОТИРУЮЩЕМ) ДВИГАТЕЛЕ	91
ОТКАЗ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ПРИ НЕРАБОТАЮЩЕМ (АВТОРОТИРУЮЩЕМ) ДВИГАТЕЛЕ	92
ОТКАЗ БУСТЕРОВ ЭЛЕРОНОВ	92
ОТКАЗ АВТОМАТИКИ АРУ	92

ОТКАЗ АВТОПИЛОТА АП-155	93
ОТКАЗ АВТОПИЛОТА КАП-2 (НА САМОЛЕТЕ МиГ-21УС)	93
ОТКАЗ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ	93
РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ	94
ОТКАЗ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛЯТОРА ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА В КАБИНЕ	94
ЗАПОТЕВАНИЕ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ	94
ПОЯВЛЕНИЕ ДЫМА В КАБИНЕ	94
ЗАПОТЕВАНИЕ ИЛИ ПЕРЕГРЕВ СМОТРОВОГО СТЕКЛА ГЕРМОШЛЕМА	94
ОБЛЕДЕНЕНИЕ САМОЛЕТА	95
НЕСХОД РАКЕТЫ Р-3С	95
РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКА ИЛИ КОЛЕСА НА РАЗБЕГЕ	95
НЕВЫХОД ШАССИ ПРИ ВЫПУСКЕ ОСНОВНЫМ СПОСОБОМ	95
АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ	95
НЕВЫХОД ОДНОЙ ИЗ ОСНОВНЫХ СТОЕК ШАССИ	96
НЕВЫХОД ПЕРЕДНЕЙ СТОИКИ ШАССИ	96
ОТКАЗ ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ НА ПРОБЕГЕ	96
ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА ПОСТОЯННОГО ТОКА	96
ОТКАЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-750А	97
ОТКАЗ СИСТЕМ ПВД	97
ОТКАЗ АВИАГОРИЗОНТА АГД-1	98
ОТКАЗ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ КСИ	99
ОТКАЗ РАДИОСВЯЗИ	99
ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА	100
ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА	100
АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА	100
Общие указания	100
Катапультирование	101
Действия при приземлении	101
Действия при приводнении	102
Аварийное покидание самолета без катапультирования	102
Аварийное покидание самолета на земле	102
КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ВНОВЬ УСТАНОВЛЕННЫХ НА САМОЛЕТЕ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ	104
ДВИГАТЕЛЬ Р11Ф2С-300	104
СИСТЕМА СДУВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ С ЗАКРЫЛКОВ	104
ВЕРХНЯЯ ПАРАШЮТНО-ТОРМОЗНАЯ СИСТЕМА	105
ПЕРИСКОП	105
РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ РВ-УМ	105
Порядок проверки работы радиовысотомера	105
СИСТЕМА ВНУТРИКАБИННОГО ОСВЕЩЕНИЯ	105
Проверка внутрикабинного освещения перед полетом	106
КОМПЛЕКТ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ККО-5	106
Работа комплекта ККО-5	107
СИСТЕМА АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ САМОЛЕТА	108
Принцип действия системы	110
Работа системы при различных условиях катапультирования	110
СИСТЕМА ПИТАНИЯ АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫХ ПРИБОРОВ	110