



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Су-31

**г. Москва
1999г**

РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА Су-31

г. Москва
1999г

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

1.1. Общий вид самолёта

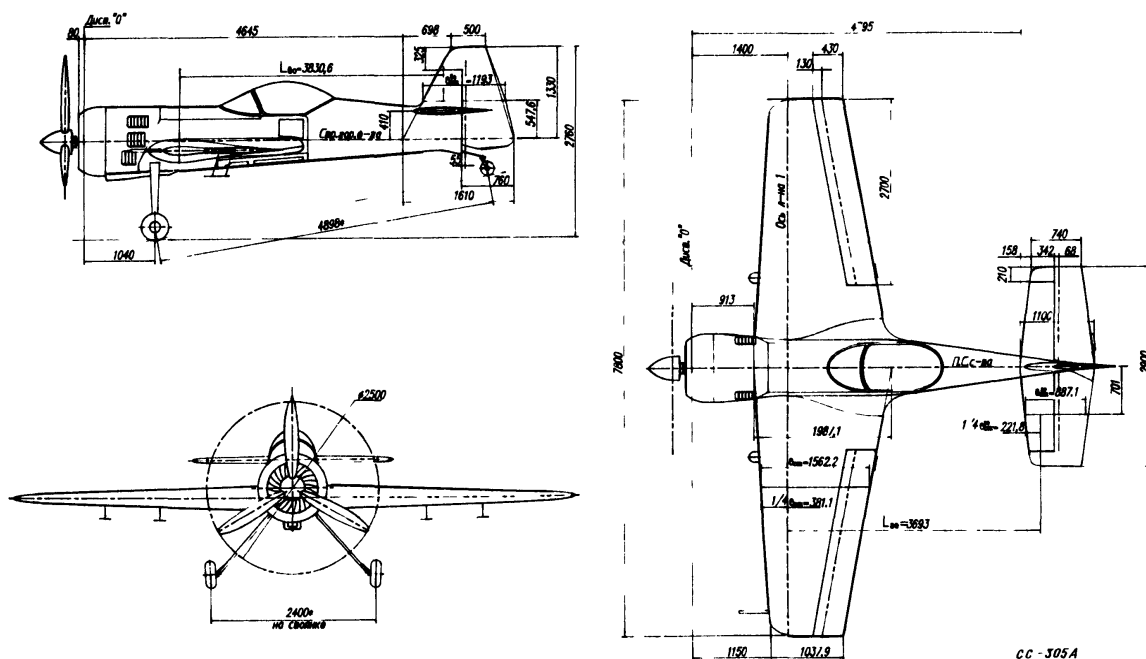


Рис 1. Общий вид самолета

1.2. Основные геометрические данные

1.2.1. Общие данные

Длина самолета, м.....	6,83
Высота на стоянке, м.....	2,76
Колея шасси на стоянке, м.....	2,4
База шасси на стоянке, м.....	4,89
Размер основных колёс шасси, мм.....	400 x 150
Размер хвостового колеса, мм.....	200 x 80
Стояночный угол самолёта, град.....	11

1.2.2. Крыло

Размах крыла, м.....	7,8
Площадь крыла, м².....	11,83
Угол установки крыла, град.....	0
Длина САХ, м.....	1,567
Поперечное V крыла по линии хорд, град.....	0
Площадь элеронов, м².....	2,32

1.2.3. Горизонтальное оперение

Общая площадь, кв.м.....	2,54
Размах, м.....	2,9
Угол установки стабилизатора, град.....	0
Площадь стабилизатора, кв.м.....	0,98

Площадь руля высоты с пластинчатым триммером, м ²	1,56
1.2.4. Вертикальное оперение	
Общая площадь, кв.м.....	1,18
Площадь киля, кв.м.....	0,31
Площадь руля направления с пластинчатым триммером, м ²	0,87
1.2.5. Максимальные углы отклонения поверхностей управления	
Элероны, град	±25
Руль высоты, град	±25
Руль направления, град	±32

1.3. Основные конструктивные особенности самолёта.

Су-31Х является одноместным спортивным пилотажно-акробатическим самолётом и предназначен для выполнения фигур высшего пилотажа в прямом и перевёрнутом полёте.

По аэродинамической компоновке самолёт представляет собой одномоторный моноплан со свободонесущим крылом симметричного профиля и неубирающимся шасси с хвостовой опорой.

Силовую установку самолёта представляет поршневой двигатель воздушного охлаждения с трёхлопастным воздушным винтом изменяемого шага.

2. ОБЩИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.2. Общие ограничения условий эксплуатации

2.2.1. Условия эксплуатации и виды полётов.

Полёты на самолёте выполнять только днём в простых метеорологических условиях при отсутствии обледенения, по правилам визуального полёта.

Полёты в облаках и в зоне грозовой деятельности **ЗАПРЕЩАЮТСЯ**. В случае непреднамеренного попадания в эти условия немедленно выйти из них, не допуская резких движений рулями и больших кренов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОПАДАНИИ В ГРОЗОПАСНУЮ ОБСТАНОВКУ РЕКОМЕНДУЕТСЯ СНЯТЬ АВИАГАРНИТУРУ.

2.2.2. Высота полёта и температура воздуха

Максимально допустимая высота полёта

(из-за отсутствия кислородного оборудования) в условиях стандартной атмосферы:

- без ограничения по времени..... 3000 м;

- кратковременно, не более 30 мин 3600 м.

Предельно допустимые

температуры наружного воздуха..... от - 15° до + 30 °С.

2.2.3. Предельный ветер

- скорость встречного ветра

при рулении, на взлёте и посадке, не более 15 м/с;

- боковая составляющая скорости ветра

при рулении, на взлёте и посадке, не более 10 м/с;

- попутная составляющая скорости ветра

при взлёте и посадке, не более 3 м/с.

2.2.4. Класс и категория аэродромов

Самолёт может эксплуатироваться на аэродромах как с искусственными ВОЛ, так и с грунта при его прочности 10 кгс/см^2

Потребная длина ВПП:

- в стандартных условиях - 1000 м;
- при температуре воздуха $+ 30^\circ\text{C}$ - 1200 м.

Максимальная высота расположения аэродрома - 2000 м.

2.3. Общие лётные ограничения

2.3.1. Ограничения по массе

Максимальная взлётная масса 1100 кг.

Максимальная посадочная масса 1050 кг

Предельная посадочная масса 1100 кг.

Посадки с массой более 1050 кг, но не более 1100 кг должны составлять не более 3% от общего количества посадок.

Предельная масса багажа при полёте с перегрузкой в пределах $\pm 2,0$:

- 5 кг - в заднем багажнике;
- 30 кг - в переднем багажнике.

2.3.2. Допустимые центровки

- передняя, % САХ.....24,0;

- задняя, % САХ.....32,0.

В пилотажном варианте для пилотов массой 82-90 кг из условий предельно-задней центровки генератор не снимать.

2.3.3. Ограничения по скорости

Максимально допустимая приборная скорость полёта, км/ч..... 450;

Максимальная эксплуатационная приборная скорость, км/ч..... 390.

При пилотировании самолёта на максимальной эксплуатационной скорости допускается сочетание максимальной (минимальной) маневренной перегрузки и максимальной угловой скорости ω_x (по крену).

В диапазоне скоростей $V_{пр} = 390-450 \text{ км/ч}$ допускается достижение или максимальной (минимальной) перегрузки или максимальное отклонение ручки по крену, но без их одновременного сочетания.

Метки на указателе скорости:

- радиальная красная линия - на $V_{пр} = 450 \text{ км/ч}$;
- жёлтая дуга..... - на $V_{пр} = 390-450 \text{ км/ч}$;
- зелёная дуга..... - на $V_{пр} = 125-390 \text{ км/ч}$.

2.3.4. Допустимые перегрузки.

Максимальная и минимальная эксплуатационные перегрузки при пилотировании самолёта с расчётной полётной массой, равной 812 кг, равны:

$P_{\bar{v}}^{\text{макс}}$ = + 10,0;

$P_{\bar{v}}^{\text{мин}}$ = - 8,0.

Для всех полётных масс, отличных от 812 кг, перегрузки устанавливаются из условия:

$M \cdot P_{\bar{v}}^{\text{макс}} = \text{const} + 8120 \text{ кг}$. но не более $P_y = 10,0$;

$M \cdot P_{\bar{v}}^{\text{мин}} = \text{const} - 6496 \text{ кг}$, но не менее $P_y = - 8,0$.

Для Су-31 в полете с подвесным баком

максимальная перегрузка $\Pi \bar{v}^{\text{э}} = + 5,0$;

минимальная с пустым баком $\Pi \bar{v}^{\text{э}} \text{ min} = -3,0$.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. С НЕВЫРАБОТАННЫМ БАКОМ ОТРИЦАТЕЛЬНАЯ ПЕРЕГРУЗКА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2.3.5. Допустимые углы крена и тангажа.

Углы крена и тангажа не ограничены.

2.3.6. Ограничения по условиям перевёрнутого полёта.

Продолжительность перевёрнутого полёта с заправкой масла не менее 9 л 2 мин.

Повторное выполнение перевёрнутого полёта разрешается не ранее, чем через 30 с.

Отрицательная перегрузка при выработке топлива из крыльевых баков не разрешается.

2.3.7. Ограничения по условиям безопасного покидания самолёта.

а) по скорости:

- в прямом прямолинейном полётедо 200 км/ч;

- в перевёрнутом прямолинейном полёте.....до 180 км/ч.

б) по высоте:

Минимальная безопасная высота покидания самолёта над равнинной местностью в горизонтальном полёте на скорости более 100 км/ч с парашютом ПНЛ.-91:

- при немедленном его введении вручную, м70;

- при автоматическом введении парашюта в действие (срабатывание прибора через 2 с после отделения от самолёта), м140.

Ограничения по эксплуатации систем и оборудования, а также ограничения условий полёта, связанные с использованием отдельных систем, изложены в разделе 8 настоящего РЛЭ.

3. ПОДГОТОВКА К ПОЛЁТУ

3.1. Общие указания по расчёту полёта.

Согласно заданию на полёт определить основные параметры выполняемых этапов полёта (потребное время, высоты, скорости, необходимое количество топлива, масла) и произвести соответствующие расчёты согласно раздела 7.

3.2. Техническая подготовка к полёту.

3.2.1. Общие указания.

Перед полётом лётчику принять доклад от техника самолёта о готовности самолёта к полёту, о последних проделанных работах на самолёте.

3.2.2. Внешний осмотр самолёта.

- проверить заправку топливом, маслом, воздухом (см. разд. 8)

- убедиться в снятии чехлов и заглушек с самолёта, трубочин с рулей управления, чехла с ПВД;

- убедиться в отсутствии повреждений конструкции самолёта, течи топлива и масла;
- проверить давление в пневматиках шасси по обжатию -30 мм для основных колёс и 20 мм для хвостового колеса;
- проверить наличие колодок под колёсами.

3.2.3. Действия лётчика перед посадкой в кабину.

Убедиться, что все выключатели и магнето выключены, а автоматы защиты включены.

Убедившись в полной готовности самолёта к полёту, повернуть воздушный винт на 3-5 полных оборота.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРОВРАЧИВАТЬ ВИНТ ГОРЯЧЕГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ГОЛОВОК ЦИЛИНДРОВ ВЫШЕ + 80° ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Осмотреть состояние козырька и откидной части Фонаря кабины.

Убедиться в отсутствии посторонних предметов в кабине. Проверить надёжность крепления и отсутствие повреждений кресла лётчика.

Подогнать по росту подвесную систему парашюта, после чего уложить парашют в спинку кресла. Обернуть фал парашютного прибора вокруг верхней трубы подкоса правой стороны кресла и пристегнуть карабин к скобе на ферме фюзеляжа. Убедиться, что на парашютном приборе ППК-У установлено время 2 с и высота, превышающая на 1000 м высоту аэродрома.

3.2.4. Действия лётчика после посадки в кабину.

Проверить лёгкость хода педалей и ручки управления, правильность отклонения рулей, работоспособность управления триммером и нейтральное положение его рукоятки.

Проверить лёгкость и синхронность перемещения рычагов управления двигателем и шагом винта. Проверить работоспособность стопора рычагов на корпусе РУД.

Надеть подвесную систему парашюта. Проверить исправность ремней привязной системы, регулировочных пряжек и замков привязной системы.

На конус замка страховочного левого поясного ремня надеть пряжку страховочного правого поясного ремня. Вставить в окно конуса шпильку-фиксатор.

На конус замка основного левого поясного ремня надеть пряжки среднего ремня, правого поясного ремня, правого и левого плечевых ремней. Вставить в окно конуса шпильку-фиксатор.

Подтянуть привязные ремни, подогнав их по росту и закрыть крышки регулировочных пряжек.

Соединить разъёмную колодку шнура шлемофона с колодкой бортового шнура радиостанции и уложить их в карман на левом плечевом ремне.

Проверить закрытие и открытие фонаря.

Проверить показания топливомеров и положение рукоятки управления краном выработки топлива - согласно подраздела 8.2.

Проверить внешнее состояние пилотажно-навигационных приборов и приборов контроля силовой установки.

Установить стрелки высотомера на нуль, при этом показания атмосферного давления на шкале прибора не должны отличаться от фактического давления у земли более 1,5 мм рт.ст. при температуре наружного воздуха от 15 до 35°C, а при остальных температурах - более, чем на 2 мм рт.ст.

При взлёте с высокогорного аэродрома ($\Delta H \geq 1000$ м) после установки стрелок высотомера на нуль высота по индексам на шкале прибора не должна отличаться от барометрической высоты аэродрома по данным метеостанции более чем на 25 м.

Установить стрелки указателей перегрузок в исходное положение.

Проверить показания часов, при необходимости завести их и установить точное время.

GROUND

Включить выключатель BATTERY и проверить напряжение аккумулятора - должно быть не менее 24 В.

Проверить исправность контрольных ламп отказа генератора и наличия стружки в масле, а также четырех ламп контроля работы топливной системы нажатием на кнопку

GROUND

LAMP TEST. Выключить выключатель BATTERY. Дать команду на подключение аэродромного питания. При необходимости произвести проверку потребителей электроэнергии и запуск двигателя от бортового аккумулятора

GROUND

Включить выключатель BATTERY

Проверить исправность радиостанции, крана выработки топлива при полёте с подвесным баком согласно раздела 8. Включить выключатель GEN.

3.2.5. Подготовка двигателя к запуску. Запуск двигателя производить с закрытым фонарём кабины.

При выключенном положении механизма загрузки рычагов управления двигателем и шагом воздушного винта, при закрытом положении пожарного крана убедиться в плавном и синхронном ходе рычагов во всём диапазоне их перемещения.

Затем:

- открыть пожарный кран и установить рычаг управления двигателем в положение, соответствующее 1/3 хода, а рычаг шага винта - в положение МАЛЫЙ ШАГ и закрыть жалюзи;

- установить заливочный шприц в положение CYLINDER; и произвести заливку бензина в цилиндры (5-6 подач летом и 7-8 подач зимой).

- установить заливочный шприц в положение SISTEM и создать давление перед карбюратором 0,2-0,5 кгс/см².

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ ЗАЛИВАТЬ БЕНЗИН БОЛЕЕ УКАЗАННОГО КОЛИЧЕСТВА, ТАК КАК ОН МОЖЕТ СМЫТЬ МАСЛО СО СТенок ЦИЛИНДРОВ И ВЫЗВАТЬ ЗАДИР ПОРШНЕЙ ИЛИ СКОПИТЬСЯ В НИЖНИХ ЦИЛИНДРАХ, ЧТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ГИДРАВЛИЧЕСКОМУ УДАРУ.

3.2.6. Запуск двигателя.

Перед запуском убедиться, что вблизи винта нет людей и посторонних предметов, под колёсами установлены колодки.

Запуск двигателя производить в следующей последовательности:

- подать команду авиатехнику "От винта!" и, получив ответ "Есть от винта", включить

RADIO

автомат защиты START

- нажать на рычаг клапана запуска двигателя;

- для лучшего запуска двигателя после первых вспышек произвести дополнительную подачу топлива в цилиндры заливочным шприцем;

- в процессе запуска, при появлении вспышек в цилиндрах, разрешается поддерживать выход двигателя на устойчивый режим перемещением РУД вперёд-назад в диапазоне оборотов, соответствующих 28-60%, темп перемещения РУД - 2-3 с;

- когда двигатель заработает равномерно (10 - 14%), включить -оба магнето.

Продолжительность нажатия на рычаг клапана запуска двигателя не должна превышать 30 с, при этом:

- если двигатель не даёт вспышки в течение 30 с, выключить автомат защиты START, RADIO

- произвести дозаправку пневмосистемы;

- перевести РУД полностью от себя;

- повернуть винт на 8-10 оборотов по ходу от руки;

- произвести повторный запуск.

Если двигатель не запустился от двух попыток, запуск прекратить, выяснить причину и устранить её.

После выхода двигателя на устойчивый режим отпустить рычаг клапана запуска двигателя, затем:

- затормозить колёса нажатием до отказа тормозных подножек на педалях;
- перевести РУД в положение, соответствующее оборотам 38 - 41% и наблюдать за давлением масла по манометру;
- если в течение 15-20 с после запуска двигателя давление масла не достигнет 1 кгс/см^2 , немедленно выключить двигатель и выяснить причину;
- установить рукоятку заливочного шприца в нейтральное положение, а предохранитель рычага клапана запуска двигателя в положение блокировки.

При нормальном запуске двигателя дать команду на отстыковку аэродромного питания, предварительно убедившись в подключении генератора к бортсети по погасанию лампы &EN и проверить его напряжение (на оборотах 55 - 100%) - должно быть 27-29 В.

3.2.7. Прогрев двигателя.

Прогрев двигателя вести на оборотах 41 - 44%, пока температура масла на входе в двигатель не начнёт повышаться.

С началом роста температуры масла увеличить обороты до 44 - 48% (зимой - до 51%) и дальнейший прогрев производить на этих оборотах до:

- температуры головок цилиндровне ниже 120°C ;
- температуры масла на входе в двигательне менее 40°C .

Для обеспечения нормальной работы маслорадиатора при температуре наружного воздуха ниже -5°C необходимо прогревать двигатель до достижения температуры масла до 70°C с закрытой створкой маслорадиатора.

После прогрева двигателя произвести прогрев втулки винта двухкратным переводом винта с малого шага на большой и с большого шага на малый.

Рекомендуемый температурный режим двигателя поддерживать перемещением рукояток управления жалюзи и створкой маслорадиатора.

3.2.8. Опробование двигателя.

Опробование двигателя выполнять при закрытом фонаре.

Опробовать двигатель на втором номинальном режиме, для чего плавно передвигая РУД вперёд до упора и одновременно затягивая винт до оборотов 70%, установить второй номинальный режим.

Двигатель должен работать устойчиво, без тряски. Проверить показания приборов контроля двигателя.

Во избежание перегрева двигателя не допускать длительной работы на земле на номинальном режиме.

Проверить работу магнето и свечей:

- установить винт в положение МАЛЫЙ ШАГ;
- установить обороты 64 - 70%;
- выключить одно магнето и оценить падение оборотов;
- включить оба магнето на 20-30 с до восстановления первоначальных оборотов;
- выключить другое магнето и оценить падение оборотов;
- включить оба магнето.

Падение оборотов при работе двигателя на одном магнето не должно превышать 3%.

Проверить работу воздушного винта и регулятора числа оборотов:

- установить обороты двигателя 70% (винт в положении МАЛЫЙ ШАГ);
- рычаг управления шагом винта перевести на БОЛЬШОЙ ШАГ, число оборотов при этом должно снизиться до 53%;

- рычаг управления шагом винта перевести в положение МАЛЫЙ ШАГ, обороты должны возрасти до первоначальных 70%, при этом допускается кратковременное уменьшение давления масла до 2 кгс/см с последующим восстановлением за 8-11 с.

Проверить работу воздушного винта и регулятора числа оборотов на равновесных оборотах:

- при положении рычага управления шагом винта на МАЛОМ ШАГЕ рычагом управления двигателем установить обороты 70%;

- рычагом управления шагом винта затяжелить винт до оборотов 64%;

- плавно перемещая РУД вперёд и назад, но не до отказа, убедиться, что обороты двигателя остаются неизменными.

Проверить приёмистость двигателя:

- рычаг управления шагом винта установить в положение МАЛЫЙ ШАГ;

- РУД перевести в положение МАЛЫЙ ГАЗ;

- за 1-3 с перевести РУД из положения МАЛЫЙ ГАЗ в положение взлётного режима, двигатель должен выходить на взлётный режим за время не более 3 с;

- проверить работу двигателя на взлётном режиме в течение 20-30 с (винт на малом шаге).

При температуре воздуха на входе в карбюратор 30-45°C возможно уменьшение оборотов взлётного режима до 95-96%.

Проверить работу двигателя на первом номинальном режиме в течение 20-30 с, затяжеля винт до оборотов 82%.

Проверить работу двигателя на малом газе:

- рычаг управления шагом винта поставить в положение МАЛЫЙ ШАГ;

- РУД перевести в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА ЗЕМЛЕ ПРЕВЫШАТЬ ОБОРОТЫ ДВИГАТЕЛЯ БОЛЕЕ 70% ТОЛЬКО С ПРИВЯЗАННЫМ ХВОСТОМ.

4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТОВ.

4.1. Руление.

Перед выруливанием дать команду на уборку колодок из под колёс основных опор шасси и проверить работу тормозов. На оборотах двигателя до 35-38% самолёт должен удерживаться тормозами на месте (при нажатых тормозных подножках).

Уменьшить обороты двигателя до минимальных и отпустить тормозные подножки, расстопорить хвостовое колесо.

На рулении проверить эффективность тормозов. Тормозами пользоваться плавно, выдерживая скорость, обеспечивающую безопасность руления, но не более: 30 км/ч по БВП, 15 км/ч по грунту, 5 км/ч на разворотах.

При рулении по вязкому и неровному грунту и при торможении ручку управления самолётом держать полностью взятой на себя.

Вырулив на взлётную полосу, прорулить по прямой 3-5 м, застопорить хвостовое колесо, установив рукоятку, стопорения хвостового колеса в положение ВЗЛЕТ-ПОСАДКА (заднее положение)

Проверить:

- соответствие показаний магнитного компаса взлётному курсу ВПП;

- положение рычага управления шагом винта МАЛЫЙ ШАГ.

Убедиться, что двигатель прогрет, температура воздуха на входе в карбюратор не ниже + 10°C, жалюзи в положении, соответствующем прогреву двигателя и температуре наружного воздуха.

4.2. Взлёт, набор высоты и полёт по кругу.

Получив разрешение на взлёт, включить часы.

Взять ручку управления самолётом полностью на себя, растормозить колёса и плавно увеличить обороты двигателя до 82% (винт на малом шаге).

После пробега 15-20 м плавно поднимать хвост самолёта до взлётного положения, возникающие тенденции к развороту парировать плавным отклонением педалей. Режим работы двигателя к моменту отрыва самолёта довести до взлётного. На скорости 120-140 км/ч самолёт плавно отделяется от земли.

На высоте 20-30 м рычагом управления шагом винта уменьшить обороты двигателя до 70-80% и дальнейший набор высоты производить на этих оборотах. После взлёта сбросить показания акселерометра.

Для получения максимальной скороподъёмности в наборе высоты выдерживать скорость 170-180 км/ч.

При отклонении температуры наружного воздуха на 30° и атмосферного давления на 30 мм ртутного столба от стандартных условий изменение скороподъёмности не превышает 1 м/с и время набора изменяется на 10% по сравнению с данными таблицы №1 раздела 7,1а.

На высоте не менее 100 м, на скорости 170 км/ч с креном 30° выполнить первый разворот с набором высоты.

После выхода из разворота высоту круга набирать на этой же скорости.

На высоте полёта по кругу перевести самолёт в горизонтальный полёт, уменьшив наддув двигателя с таким расчётом, чтобы скорость полёта была равной 180-200 км/ч.

Когда линия визирования на посадочные знаки будет проходить под углом 45° к продольной оси самолёта, выполнить второй разворот в горизонтальной плоскости. Вывод из разворота произвести в направлении, параллельном линии посадочных знаков.

На прямой от второго к третьему развороту проконтролировать правильность построения маршрута (консоль крыла будет проходить по линии посадочных знаков).

4.3. Заход на посадку, посадка.

Третий разворот начинать выполнять, когда угол, заключённый между продольной осью самолёта и линией визирования на посадочные знаки, будет равен 45°.

Разворот выполнять с креном 30° на угол 100-110° на скорости 180-170 км/ч.

Перед переходом на снижение перевести винт в положение МАЛЫЙ ШАГ.

Четвёртый разворот начинать в момент, когда угол между линией посадочных знаков и линией визирования на них будет равен 15-20°.

Разворот выполнять на скорости 170 км/ч с креном 30-40° и, если крен 40° окажется недостаточным для точного выхода в створ посадочных знаков, увеличить наддув двигателя и уйти на второй круг.

Высота выхода из четвёртого разворота не менее 100 м.

На посадочной прямой плавно уменьшить наддув, установить скорость 160 км/ч и производить снижение в точку начала выравнивания, сохраняя эту скорость изменением мощности двигателя.

С высоты 5-6 м начинать выравнивание самолёта. Одновременно с началом выравнивания плавно уменьшать наддув с таким расчётом, чтобы к концу выравнивания РУД был убран полностью на себя.

Выравнивание закончить на высоте 0,75-1 м.

Выдерживание производить с постепенным снижением, одновременно создавая самолёту трёхточечное положение, не допуская взмывания.

По мере приближения к земле плавно подбирать ручку управления на себя так, чтобы приземление самолёта произошло с высоты 15-20 см на три точки.

Самолёт приземляется на скорости 120-130 км/ч.

При необходимости, во второй половине пробега, на скорости не более 80 км/ч, использовать торможение колёс.

После окончания пробега расстопорить хвостовое колесо, установив рукоятку стопорения колеса в положение РУЛЕНИЕ (переднее положение), освободить посадочную полосу.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. ДО КАСАНИЯ КОЛЁСАМИ ВПП НАЖИМАТЬ НА ТОРМОЗНЫЕ ПОДНОЖКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ, А ПРИ ПОСАДКЕ НА МЯГКИЙ И ВЯЗКИЙ ГРУНТ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОРМОЗАМИ НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.

2. ПРИ ДЛИНЕ РУЛЕНИЯ БОЛЕЕ 500 м, ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА ТОРМОЗОВ, НЕОБХОДИМО ВЫДЕРЖИВАТЬ РЕЖИМ РУЛЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЙ НАИМЕНЬШЕЕ ВРЕМЯ ПРИМЕНЕНИЯ ТОРМОЗОВ.

Перед посадкой запомнить показания акселерометра (для учёта перегрузок при расчёте ресурса самолёта).

4.4. Уход на второй круг.

Уход на второй круг возможен с любой высоты, вплоть до касания ВПП.

При уходе на второй круг с высоты более 6м:

- увеличить обороты двигателя до взлётных за 2-3 с;
- не допуская потери скорости менее 150 км/ч, вывести самолёт из угла снижения;
- на скорости 160 км/ч перевести самолёт в набор высоты.

При уходе на второй круг с высоты выравнивания и ниже:

- не отрывая взгляда от земли и, продолжая выполнение посадки, увеличить обороты двигателя до взлётных;
- на скорости 160 км/ч перевести самолёт в набор высоты;
- выполнить повторный заход.

4.5. Взлёт и посадка с боковым ветром.

В зависимости от скорости ветра, снос самолёта на взлёте и при посадке легко парируется соответствующими отклонениями рулей по крену в сторону ветра и педалей в противоположную сторону.

4.6. Полёт по маршруту (перегон самолёта).

Полёт по маршруту выполняется с использованием магнитного компаса и с визуальным контролем пролетаемой местности по наземным ориентирам.

Расчёт полёта производится в соответствии с данными, изложенными в указаниях по расчёту дальности и продолжительности полёта.

При перелёте с посадкой на высокогорный аэродром (Δ Наэр > 1000 м) лётчик должен запросить барометрическую высоту аэродрома посадки по фактическому давлению и, вращая кремальеру на высотомере, установить индексы по шкале прибора на значение указанной высоты. При этом высотомер будет показывать высоту относительно аэродрома посадки.

4.7. Полёты на пилотаж.

На самолёте Су-31Х разрешается выполнение всех фигур простого, сложного и высшего пилотажа как в прямом, так и в перевёрнутом полёте.

Все Фигуры пилотажа выполняются с затяжелённым воздушным винтом на оборотах двигателя до 82%, при этом соответствующая скорость устанавливается наддувом. При необходимости можно использовать обороты 100% не более 5 мин непрерывной работы.

В процессе пилотажа не рекомендуется потеря скорости менее установленной, особенно при выполнении вертикальных Фигур.

Перед выполнением пилотажа внимательно осмотрите воздушное пространство.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. ПОЛЁТЫ В ОБЛАКАХ И В ЗОНЕ ГРОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЗАПРЕЩАЮТСЯ. В СЛУЧАЕ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ПОПАДАНИЯ В ЭТИ УСЛОВИЯ НЕМЕДЛЕННО ВЫЙТИ ИЗ НИХ, НЕ ДОПУСКАЯ РЕЗКИХ ДВИЖЕНИЙ РУЛЯМИ И БОЛЬШИХ КРЕНОВ. ПРИ ПОПАДАНИИ В ГРОВОПАСНУЮ ОБСТАНОВКУ РЕКОМЕНДУЕТСЯ СНЯТЬ АВИАГАРНИТУРУ.

2. ПРИ НЕПРЕДНАМЕРЕННОМ ПОПАДАНИИ В УСЛОВИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ВКЛЮЧИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ PITOT.

Углы набора, снижения, крена, тангажа определяются по положению самолёта в пространстве, в том числе с помощью визиров крыла.

После выполнения пилотажа запомнить показания акселерометров (для учёта перегрузок при расчёте ресурса самолёта).

4.7.1. Виращ, восьмёрка.

Виращ и восьмёрка с креном 45-60° выполнять на скорости 200 км/ч. Обороты двигателя 70-82%.

Время виража с креном 60° равно 20 с.

Выполнение восьмёрки не отличается от выполнения виража.

Переключивание самолёта из виража одного направления в виращ другого направления выполняется непрерывным координированным движением рулей.

Особенностей в пилотировании и поведении самолёта при выполнении виражей и восьмёрок нет.

4.7.2. Боевой разворот

Ввод самолёта в боевой разворот выполнять на максимальном режиме работы двигателя и скорости 280-290 км/ч.

В процессе выполнения боевого разворота не допускать перетягивания ручки управления самолётом на себя, а на выводе из разворота - скорости менее 135 км/ч.

Набор высоты за боевой разворот составляет 300-350 м.

4.7.3. Горка

Ввод в горку с углами кабрирования 30-60° выполнять на скорости 280-290 км/ч при максимальном наддуве.

При достижении на заданном угле скорости 170 км/ч, не уменьшая режима работы двигателя, ввести самолёт в разворот с одновременным уменьшением угла кабрирования и последующим опусканием носа самолёта до линии естественного горизонта.

На скорости не менее 135 км/ч уменьшить режим работы двигателя до требуемого для дальнейшего выполнения задания.

Набор высоты за горку составляет 300-350 м.

4.7.4. Поворот на горке.

Ввод в горку производить на скорости 260-290 км/ч.

Достигнув на горке угла 60°, удерживать самолёт на этом угле до скорости 145 км/ч.

Не изменяя этих параметров, выполнить поворот самолёта вокруг вертикальной оси.

После опускания носовой части самолёта

ниже горизонта на 20-30° плавно уменьшить наддув двигателя до минимального и установить угол пикирования, равный углу набора.

При достижении скорости 170 км/ч выводить самолёт в горизонтальный полёт.

Набор высоты за горку с перегрузкой 3-4 составляет 300-350 м.

4.7.5. Пикирование.

Ввод в пикирование с углами до 60° выполнять с горизонтального полёта или с разворота.

Величину угла пикирования контролировав по положению консоли крыла (визиру на крыле) относительно горизонта.

На пикировании появляются давящие усилия на ручке управления самолётом, которые возрастают с увеличением скорости, но легко парируются отклонением ручки от себя.

Вывод самолёта из пикирования в горизонтальный полёт начинать по достижении заданной скорости 320-330 км/ч. На выводе из пикирования не допускать резкого взятия ручки на себя.

В конце вывода увеличить режим работы двигателя до требуемого.

4.7.6. Переворот.

Ввод в переворот производить с горизонтального полёта на скорости 170 км/ч при оборотах двигателя 70 - 82% с таким расчётом, чтобы самолёт перевернулся вверх колёсами за 2-3 с и, не фиксируя самолёт в этом положении, плавным взятием ручки на себя перевести самолёт на пикирование. Набрав скорость не менее 190 км/ч, выводить самолёт из пикирования с таким расчётом, чтобы в конце вывода скорость была в пределах 270 км/ч.

Правый переворот самолёт выполняет несколько энергичнее, чем левый.

За время переворота самолёт теряет 300-500 м высоты.

4.7.7. Петля Нестерова.

Ввод самолёта в петлю выполнять на скорости 280 -290 км/ч на оборотах двигателя 70-82% при полном наддуве.

После прохода самолётом верхней точки петли плавно убрать наддув до минимального и перевести самолёт в пикирование. По мере приобретения лётчиком опыта в выполнении таких фигур пилотажа наддув можно не убирать.

В первой половине петли при увеличении угла набора более 20-30° постепенно увеличивать темп взятия ручки управления до начала перехода самолёта в положение вверх колёсами. После чего уменьшать тянущие усилия на ручку и после перехода самолётом верхней точки петли плавно перевести самолёт в пикирование.

Вывод из пикирования начинать на скорости не более 190 км/ч с таким расчётом, чтобы в конце вывода скорость была 240-250 км/ч.

Петля Нестерова при скорости ввода 280-290 км/ч с перегрузкой 4 выполняется без потери высоты.

4.7.8. Полупетля.

Ввод в полупетлю выполнять на режиме петли.

При подходе к верхней точке, когда самолёт будет в положении вверх колёсами, а его капот не дойдёт до линии горизонта $5-10^\circ$, проверить скорость, которая должна быть не менее 135 км/ч, и выполнить полубочку.

Если при положении самолёта вверх колёсами скорость будет меньше 135 км/ч, полубочку не выполнять, а закончить фигуру выполнением второй половины петли.

Набор высоты при выполнении полупетли с перегрузкой 4,5 составляет 250-300 м

4.7.9. Бочка управляемая, штопорная.

Для выполнения управляемой бочки установить скорость 220-250 км/ч при оборотах двигателя 70-82%, создать самолёту угол кабрирования $15-20^\circ$ зафиксировать его, после чего плавным движением ручки управления в сторону бочки вращать самолёт вокруг продольной оси на 360° в горизонтальной плоскости.

Для выполнения штопорной бочки установить скорость 180-220 км/ч, энергично создать самолёту угол кабрирования $15-20^\circ$ и более энергично, чем на управляемой бочке, отклонить педаль, а затем ручку управления в сторону выполнения фигуры.

Вывод самолёта в горизонтальный полёт при выполнении бочки производится соответствующей установкой рулей в нейтральное положение в зависимости от углового положения самолёта и скорости вращения.

Вращение на правой бочке энергичнее чем на левой. Бочки выполняются без потери высоты.

4.7.10. Скольжение.

Перед выполнением скольжения наметить ориентир для выдерживания направления полёта самолёта и проверить температурный режим двигателя.

Установить на снижении скорость 150 км/ч и координированным движением рулей отвернуть самолёт от намеченного ориентира на $10-15^\circ$ и создать самолёту крен до 30° в сторону скольжения, удерживая при этом самолёт от разворота отклонением педали в сторону, противоположную крену. Не допускать на скольжении крена более указанного, так как при большем крене трудно удерживать самолёт от разворота в сторону скольжения.

Вывод из скольжения производить одновременным движением ручки в сторону, противоположную крену, и несколько по диагонали от себя, не допуская рыскания самолёта по горизонту. По мере уменьшения крена рули поставить нейтрально.

4.7.11. Спираль.

Спираль выполнять с установившегося режима снижения на скорости 160 км/ч с креном до 45° .

Плавным движением ручки и педалей ввести самолёт в разворот до достижения заданного крена. Затем движениями ручки и педалей в сторону, противоположную развороту, устранить стремление самолёта к увеличению крена, угловой скорости и скорости на траектории.

Величину крена контролировать по наклону консоли крыла относительно горизонта. Выдерживание заданной скорости на спирали производить изменением режима работы двигателя.

В процессе спирали не допускать уменьшения температуры головок цилиндров двигателя менее 120°C и температуры масла в двигателе ниже 40°C .

При выводе из спирали вначале устранить крен и угловое вращение, а затем выводить самолёт из пикирования.

4.7.12. Переворот на горке с углом 45°.

На скорости 260-300 км/ч плавным движением ручки управления на себя перевести самолёт на кабрирование с углом 45° и зафиксировать это положение.

Когда скорость будет равна 200-250 км/ч, выполнить поду-бочку и в положении самолёта вверх колёсами плавным движением ручки управления на себя подвести нос самолёта к горизонту и далее выводить самолёт в горизонтальный прямолинейный полёт в направлении, обратном вводу с таким расчётом, чтобы в конце вывода скорость была равна 300 км/ч.

Если после выполнения переворота на горке предполагается отработка очередной фигуры, то установить скорость, необходимую для ввода в неё.

4.7.13. Поворот на вертикали.

Поворот на вертикали выполняется на скорости ввода 280-300 км/ч. Набор скорости производится на максимальном наддуве двигателя и со снижением с углом 10-15°.

По достижении указанной скорости плавным и энергичным движением ручки управления на себя довести самолёт до вертикального положения и зафиксировать его в этом положении короткими и энергичными движениями рулей, осуществляя контроль по положению консоли крыла относительно горизонта или по визиру.

В вертикальном положении самолёта на скорости 60 км/ч при выполнении поворота вправо и на скорости 75 км/ч - влево, плавным движением педали полностью в желаемую сторону ввести самолёт в разворот.

Как только самолёт повернётся на 35-40°, начинать плавно убирать наддув двигателя и, убедившись, что самолёт поворачивается устойчиво, убрать его полностью.

После поворота самолёта за 10-15° до вертикали вниз, нажатием на обратную педаль прекратить разворот и движением ручки управления установить угол пикирования, равный 90°.

В этом положении пройти такое же расстояние, как и по вертикали вверх, после чего вывести самолёт в горизонтальный полёт. В момент вывода установить необходимый наддув двигателя.

4.7.14. Управляемая восходящая бочка с углом 45°.

Для выполнения восходящей бочки с углом 45° установить скорость 300 км/ч и перевести самолёт в набор высоты. При достижении угла 45° зафиксировать его и ввести самолёт в фигуру.

Техника выполнения управляемых восходящих бочек аналогична

технике выполнения горизонтальных управляемых бочек, за исключением несколько большего расхода рулей по мере потери скорости в процессе вращения самолёта.

После выполнения фигуры обязательно зафиксировать угол кабрирования 45°, после чего вывести самолёт в горизонтальный полёт.

4.7.15. Управляемая нисходящая бочка с углом 45°.

В горизонтальном полёте установить скорость 135 км/ч, убрать наддув двигателя и плавным движением ручки управления от себя ввести самолёт в пикирование до угла 45°, зафиксировать его и по достижении скорости 180-200 км/ч выполнить бочку.

После прекращения вращения самолёта поставить рули в нейтральное положение, на короткое время зафиксировать угол пикирования 45° и вывести самолёт в горизонтальный полёт.

Особенностью выполнения нисходящей бочки является переменный расход рулей, так как начало фигуры выполняется на малой скорости, а в дальнейшем, по мере снижения самолёта, она возрастает.

4.7.16. Штопорная бочка на восходящей линии под углом 45°.

В горизонтальном полёте на оборотах двигателя 74 - 82% и максимальном наддуве установить скорость 300 км/ч, перевести самолёт в набор высоты до угла 45° и зафиксировать этот угол.

При скорости полёта 200-220 км/ч коротким энергичным движением ручки "на себя" несколько увеличить угол атаки и отклонить педаль и ручку управления самолётом до отказа в сторону бочки.

За 30° до выхода самолёта в прямолинейный полёт отклонить педаль в сторону, противоположную вращению, а ручку поставить в нейтральное положение или против вращения (в зависимости от темпа вращения).

После прекращения вращения и кратковременной фиксации угла 45° вывести самолёт в горизонтальный полёт.

4.7.17. Штопорная бочка на нисходящей линии под углом 45°.

В горизонтальном полёте на оборотах двигателя 74% плавно убрать наддув до 1/3, установить скорость 135 км/ч и ввести самолёт в пикирование до угла 45°. Величину угла пикирования контролировать по положению видимых частей самолёта относительно горизонта.

На скорости 180-200 км/ч взять ручку управления на 1/4 на себя и энергично полностью отклонить педаль в желаемую сторону, а затем в ту же сторону отклонить полностью ручку управления. Вращение самолёта на правой бочке более энергичное, чем на левой.

За 40-45° до намеченного ориентира для прекращения вращения отклонить полностью педаль в сторону, противоположную вращению самолёта, а ручку управления на величину, зависящую от темпа вращения.

После прекращения вращения и кратковременной фиксации угла 45° вывести самолёт в горизонтальный полёт.

4.7.18. Управляемая полубочка на восходящей вертикали.

Перед выполнением фигуры наметить под углом 90° на горизонте хорошо видимый ориентир.

При работе двигателя на максимальном наддуве установить скорость 350 км/ч, затем плавным, но энергичным движением ручки управления на себя (по мере уменьшения скорости темп движения ручки более энергичный) вывести самолёт на вертикаль и зафиксировать это положение.

Убедившись в вертикальном положении самолёта, а также в отсутствии крена и скольжения, отклонением ручки управления в делаемую сторону начинать вращение самолёта вокруг продольной оси.

При подходе консоли крыла к намеченному ориентиру коротким, но энергичным движением ручки управления в сторону, противоположную вращению, остановить вращение и поставить рули нейтрально. На 1-2 с зафиксировать полёт на скорости не менее 110 км/ч.

Если после полубочки выполняется вторая половина петли, взять ручку управления на себя и удерживать самолёт по направлению на ориентир.

При достижении угла пикирования 90° зафиксировать его на 2-3 с и выводить самолёт в горизонтальный полёт.

4.7.19. Управляемая 1/4 бочки на восходящей вертикали.

На скорости 300 км/ч вывести самолёт на вертикаль и, после фиксации вертикали в течение 1-2 с, наметить ориентир для поворота самолёта на 90° (при правой бочке относительно левой консоли крыла, при левой - относительно правой консоли).

Убедившись в выводе самолёта на вертикаль, отклонением ручки управления в нужную сторону создать самолёту вращение вокруг продольной оси. Движения ручки управления должны быть энергичными, отклонение педали при этом не требуется.

После поворота самолёта на 1/4 прекратить вращение и поставьте рули нейтрально.

Зафиксировать на 1-2 с вертикаль и перевести самолёт в прямой горизонтальный полёт на скорости не менее 90 км/ч или выполнить вторую половину петли.

4.7.20. Управляемая 1/4 бочки на нисходящей вертикали.

Ввод в фигуру произвести на скорости 135-140 км/ч при положении РУД на 1/3 его хода.

После фиксации отвесного угла пикирования отклонением ручки управления в желаемую сторону создать самолёту вращение вокруг продольной оси.

После поворота самолёта на 90° прекратить вращение и поставить рули нейтрально. Зафиксировать на 1-1,5 с вертикаль и вывести самолёт в горизонтальный полёт или установить скорости необходимую для выполнения очередной фигуры.

Увеличение наддува двигателя производить после прохода самолётом угла пикирования 45°.

При выполнении данной фигуры иметь в виду, что расход рулей при вводе в бочку больше, чем во второй половине бочки, так как начало фигуры выполняется на малой скорости, а в последующем, по мере снижения самолёта, она непрерывно возрастает.

4.7.21. Петля Нестерова с бочкой в верхней точке.

Ввод в фигуру выполнять на скорости 300-340 км/ч на полном наддуве двигателя и оборотах не ниже 80%.

Первую половину фигуры выполнять так же, как и первую половину петли Нестерова, однако темп выгибания ручки управления самолётом на себя в первой половине петли, в сравнении с обычной петлёй, должен быть несколько энергичнее.

При подходе самолёта к верхней части петли (капот самолёта выше горизонта на 15-20°) на скорости не менее 160 км/ч выполнить бочку и, не фиксируя положение самолёта "вверх колёсами", продолжать выполнение второй половины петли.

На скорости не более 350 км/ч выводить самолёт в горизонтальный полёт.

4.7.22. Управляемая горизонтальная бочка с фиксацией через 90°.

Ввод в фигуру выполнять на скорости 230 км/ч на оборотах двигателя 80% и максимальном наддуве.

Создать самолёту угол кабрирования 10-15° и зафиксировать это положение. Затем энергичным движением ручки управления в сторону создавать крен 50° и, когда самолёт достигнет заданного крена, энергичным движением ручки в обратную сторону зафиксировать его на счёт "раз-два" и продолжать выполнение бочки с фиксацией крена через 90°.

При крене 90 и 270° энергичным нажатием на внешнюю педаль удерживать нос самолёта от опускания, в положении "вверх колёсами" при нейтральном положении педалей, ручку управления отклонять от себя до создания угла кабрирования 5-10°.

4.7.23. Восьмёрка с полубочками на пикировании с углом 45°.

В режиме горизонтального полёта установить скорость 300 км/ч и ввести самолёт в петлю.

После прохода верхней точки петли и достижения самолётом в положении "вверх колёсами" угла пикирования 45° зафиксировать этот угол и выполнить полубочку в желаемую сторону.

Не изменяя положения самолёта, достигнув скорости 280 км/ч, начинать выполнение второй половины восьмёрки петлёй вверх и после прохода верхней точки петли по достижении угла пикирования 45° зафиксировать его, выполнить вторую полубочку в желаемую сторону.

При достижении скорости 280 км/ч вывести самолёт в горизонтальный полёт.

4.7.24. Перевернутый горизонтальный полёт.

Перед выполнением перевернутого горизонтального полёта:

- осмотреть и наметить впереди характерный ориентир;
- проверить, хорошо ли подтянуты привязные ремни, а замок ремней - закрыт;
- установить скорость 200 км/ч.

Ввести самолёт в перевернутый полёт созданием самолёту в горизонтальном полёте угла кабрирования 15-20° с последующим выполнением полубочки.

В положении "вверх колёсами" отклонять ручку управления от себя с расчётом, чтобы самолёт сохранял горизонтальный полёт с постоянной скоростью.

Вывод самолёта в прямой полёт производить также выполнением полубочки.

В перевернутом положении самолёта, контролируя режимы полёта, особое внимание уделять показаниям приборов контроля режимов работы двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ПАДЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА НИЖЕ 4 кгс/см² ИЛИ БЫСТРОГО НАРАСТАНИЯ СКОРОСТИ НЕМЕДЛЕННО ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЁТ В ПРЯМОЙ ПОЛЁТ.

4.7.25. Обратный вираж.

В перевернутом горизонтальном полёте установить скорость 210 км/ч для виража с креном 45° и 220 км/ч для виража с креном 60° на оборотах двигателя 70 - 80% и ввести самолёт в вираж, увеличивая наддув до максимального к моменту достижения крена 45 (60°).

Стремление самолёта к увеличению крена и углового вращения устранять соответственно отклонением ручки управления и педалей.

Вывод из виража производить отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену и нажатием на внешнюю педаль за 25-30° до намеченного ориентира.

Время обратного виража с креном 45° на высоте 1000 м составляет 30с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ЭНЕРГИЧНОГО УВЕЛИЧЕНИЯ ИЛИ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ В ПРОЦЕССЕ ВЫПОЛНЕНИЯ ОБРАТНОГО ВИРАЖА И ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ТРУДНОСТЕЙ В УСТРАНЕНИИ ЭТИХ ОШИБОК, А ТАК ЖЕ ПРИ ПАДЕНИИ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА И ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ НЕМЕДЛЕННО ВЫВЕСТИ САМОЛЁТ ИЗ ВИРАЖА И ПЕРЕВЕСТИ ЕГО В ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЁТ.

4.7.26. Обратная петля вверх из перевёрнутого горизонтального полёта.

В перевёрнутом горизонтальном полёте или на снижении при максимальном наддуве двигателя и полностью облежённом винте на скорости 280-300 км/ч энергичным отклонением ручки от себя ввести самолёт в петлю.

По мере увеличения угла подъёма увеличивать темп отдачи ручки от себя до подхода самолёта к горизонтальному положению.

При подходе самолёта к горизонтальному полёту ручку управления подобрать несколько на себя с расчётом предотвращения опускания носа самолёта после прохода верхней точки петли вследствие малой скорости.

После прохода самолётом вертикального положения продолжать отдавать ручку управления от себя с расчётом, чтобы при выводе из петли скорость была 280-300 км/ч.

Действия ручкой управления самолётом в процессе выполнения петли должны обеспечить сохранение скорости не менее 135 км/ч.

Обратная петля вверх с перегрузкой минус 4 при скорости ввода и вывода из петли 310 км/ч выполняется без потери высоты.

4.7.27. Обратная петля вниз из прямого горизонтального полёта.

В горизонтальном полёте облегчить винт, установить скорость 135 км/ч.

На этой скорости плавно отдавая ручку управления от себя с одновременным увеличением наддува ввести самолёт в петлю.

После прохода самолётом вертикального положения ручку управления отклонять от себя с таким расчётом, чтобы вывести самолёт в перевёрнутый горизонтальный полёт на скорости 330 км/ч.

После выхода самолёта в горизонтальное положение ручку управления подобрать несколько на себя, чтобы удерживать самолёт в этом положении до набора скорости не менее 120 км/ч, после чего убрать наддув до необходимого.

Обратная петля вниз с перегрузкой минус 4 при скорости ввода и вывода из петли 130 км/ч выполняется без потери высоты.

4.7.28. "Колокол".

Ввод в "колокол" выполняется из прямого или перевёрнутого полёта на оборотах двигателя 82-95% и максимальном наддуве.

"Колокол" из прямого полёта - падение вперёд.

На скорости 300 км/ч перевести самолёт в набор высоты с углом тангажа 90°, зафиксировать и строго выдерживать этот угол

плавно убрать наддув с таким расчётом, чтобы к моменту зависания самолёта он был убран полностью (винт на МАЛОМ ШАГЕ).

На скорости 40-50 км/ч отклонением ручки управления от себя уменьшить угол тантал до 87-85° (но не более, чем на 5°).

После начала падения самолёта на хвост ручку управления взять полностью на себя (самолёт на это не реагирует), педали удерживать в нейтральном положении.

Ручку и педали удерживать в таком положении с некоторым усилием, так как при падении самолёта на хвост на ноги будут действовать значительные перегрузки.

После падения самолёта вперёд и перехода в пикирование отдать ручку управления от себя до нейтрального положения, увеличить наддув и на скорости не менее 190 км/ч начинать вывод самолёта в горизонтальный полёт.

"Колокол" из прямого полёта - падение на спину.

В отличие от "колокола" - падение вперёд, при выполнении "колокола" падение на спину, на скорости 40-50 км/ч отклонением ручки управления на себя увеличить угол

тангажа от 90° до 93-95° и в момент зависания самолёта отдать ручку управления полностью от себя.

После падения самолёта на спину и перехода в пикирование ручку управления установить в нейтральное положение, увеличить наддув и начинать вывод самолёта в горизонтальный полёт на необходимой скорости.

"Колокол" из перевёрнутого полёта.

Скорость ввода 300 км/ч. Порядок выполнения тот же, что и при выполнении "колокола" из прямого полёта.

4.7.29. Штопор самолёта.

На самолёте разрешается выполнение всех видов прямого и перевёрнутого штопора. При этом, освоение режимов штопора рекомендуется выполнять с высоты не менее 1500 м. Штопор выполнять при наличии топлива только в основном баке.

Нормальный штопор.

Для ввода самолёта в штопор в режиме горизонтального полёта полностью убрать обороты двигателя до режима малого газа и, по мере уменьшения скорости, выбирать ручку управления на себя. Производить торможение, парируя боковые возмущения рулями управления.

При достижении скорости 120-130 км/ч отклонить полностью педаль в сторону желаемого штопора и одновременно добрать ручку управления полностью на себя при нейтральном положении элеронов.

В процессе штопора рули удерживать в том положении, как они были даны на ввод.

Первые 1,5-2 витка штопора неустановившиеся, после двух витков штопор становится равномернее, вращение энергичное.

Время одного витка штопора - 3-4 с.

Потеря высоты за виток - 150-200 м.

Для вывода самолёта из штопора энергично и полностью отклонить педали в сторону, противоположную вращению самолёта, и вслед за этим отдать ручку управления от себя несколько за нейтральное положение при строго нейтральном её положении по крену.

После остановки вращения немедленно поставить педали в нейтральное положение. При достижении скорости на пикировании 170-180 км/ч вывести самолёт в горизонтальный полёт.

Запаздывание на выходе из штопора не превышает 1/2 витка. Потеря высоты с момента постановки рулей управления на вывод самолёта в горизонтальный полёт составляет 300-350 м.

Нормальный плоский штопор.

Для ввода самолёта в нормальный плоский штопор выполнить торможение до скорости 120-130 км/ч, затем отклонить полностью педаль в сторону желаемого штопора.

При достижении самолётом крена 45° (или через 1-1,5 с) добрать ручку управления полностью на себя с одновременным отклонением её по крену против штопора, увеличить обороты двигателя до 70 - 90%.

Перед выводом из штопора уменьшить обороты двигателя до малого газа.

Для вывода самолёта из штопора отклонить педаль полностью против вращения при нейтральном положении элеронов и, после замедления вращения, отдать ручку управления по тангажу от себя несколько за нейтральное положение.

Запаздывание выхода из штопора до 2-х витков.

Для ускоренного вывода самолёта из плоского штопора полностью отклонить педали против штопора и одновременно отклонить ручку управления по крену по штопору (в сторону вращения) и, после замедления вращения, отдать ручку по тангажу от себя.

Запаздывание выхода из штопора при этом до 1,3 витка.

Перевёрнутый штопор.

Перед выполнением перевёрнутого штопора:

- проверить, хорошо ли подтянуты привязные ремни, а замок ремней закрыт;
- наметить ориентир для вывода самолёта из штопора;
- в режиме горизонтального полёта установить скорость 170 км/ч на оборотах двигателя Q2%.

Для ввода в штопор выполнить полубочку, перевести самолёт в перевёрнутый полёт и произвести торможение в прямолинейном полёте, уменьшить обороты до малого газа.

Педалями и ручкой управления удерживать самолёт от разворота и опускания носа.

При достижении скорости 110 - 115 км/ч отклонением педалей полностью в сторону желаемого штопора и полной отдачей ручки управления от себя ввести самолёт в штопор.

В процессе штопора органы управления удерживать в том же положении, как они были даны на вводе в штопор.

Первые 1,5-2 витка штопора неустановившиеся. После двух витков штопор становится равномернее, вращение энергичным.

Время одного витка штопора - 3-4 с.

Потеря высоты за виток - 150-200 м.

Для вывода самолёта из перевёрнутого штопора энергично полностью отклонить педали в сторону, противоположную вращению самолёта, и вслед за этим взять ручку управления на себя за нейтральное положение при нейтральном положении её по крену

После остановки вращения педали поставить в нейтральное положение. По достижении скорости 170-180 км/ч плавно подобрать ручку на себя и перевести самолёт в горизонтальный полёт.

Запаздывание на выводе из штопора не превышает 1/2 витка.

Время одного витка штопора около 3 с.

Потеря высоты с момента постановки органов управления на вывод до выхода самолёта в горизонтальный полёт составляет 300-350 м.

Перевёрнутый плоский штопор.

Для ввода самолёта в плоский перевёрнутый штопор на скорости 170 - 180 км/ч выполнить полубочку с выходом в перевёрнутый горизонтальный полёт, перевести обороты двигателя на режим малого газа и затормозиться в прямо линейном полёте.

При достижении скорости 110-115 км/ч отклонить педали в сторону вращения, после начала крена отдать ручку управления полностью от себя с одновременным её отклонением по крену против штопора, увеличить обороты двигателя до 70 - 90%.

Перед выводом из штопора уменьшить обороты двигателя до малого газа.

Для вывода самолёта из перевёрнутого штопора отклонить педали против вращения при нейтральном положении ручки управления по крену и, после замедления вращения, ручку управления по тангажу взять полностью на себя.

Запаздывание выхода самолёта из штопора при этом до 1,5-2 витков.

Характерные особенности штопора:

- правый нормальный и левый перевёрнутый штопоры более плоские и равномерные, чем противоположные им;

- увеличение оборотов двигателя в правом нормальном и левом перевёрнутом штопоре способствует переходу в более плоский штопор и увеличению интенсивности вращения, а в левом нормальном и правом перевёрнутом это влияние незначительно;

- штопоры на задних центровках более равномерные и менее интенсивные;

- отклонение элеронов в процессе штопора "по штопору" увеличивает его колебательность и крутизну, вплоть до перехода самолёта в штопорную спираль, сопровождающуюся ростом скорости;

- отклонение элеронов в процессе штопора в положение более 1/2 хода "против штопора" увеличивает колебательность штопора, а в отдельных случаях приводит к "перебросу" самолёта из нормального, штопора в перевёрнутый или наоборот;

чаще имеют место "перебросы" из левого нормального штопора в левый перевёрнутый штопор.

"Переброс" самолёта происходит с увеличением перегрузки, скорости вращения с последующим ростом скорости.

Постановка органов управления в нейтральное положение приводит к выходу из этого режима практически без запаздывания.

Потеря высоты на вывод в горизонтальный полёт после "переброса" составляет 300 м.

4.8. После посадки.

4.8.1. Остановка двигателя.

Охладить двигатель (при необходимости) до температуры головок цилиндров 140-150°С, для чего уменьшить обороты двигателя до 28 - 34% (винт на малом шаге) и проработать на этих оборотах, пока температура не понизится до указанных величин.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. ПРИ НЕВОЗМОЖНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ ГОЛОВЕК ЦИЛИНДРОВ ДО 140-150°С В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ ДОПУСКАЕТСЯ ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ГОЛОВЕК ЦИЛИНДРОВ НЕ БОЛЕЕ 170°С.

2. ПЕРЕД ОСТАНОВКОЙ ДВИГАТЕЛЯ ИЗБЕГАТЬ ДЛИТЕЛЬНОЙ РАБОТЫ НА МАЛЫХ ОБОРОТАХ.

После охлаждения головок цилиндров произвести остановку двигателя» для чего:

- увеличить обороты двигателя до 35 - 68% на 20-30 с ("прожечь" свечи);
- сбросить обороты двигателя до 28-34%;
- выключить магнето;
- плавно переместить РУД вперёд (открыть дроссельную заслонку карбюратора).

После остановки двигателя:

- установить ГУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
- закрыть пожарный кран;
- выключить все выключатели.

ДВИГАТЕЛЬ ОСТАНАВЛИВАТЬ ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

1. НЕПОСРЕДСТВЕННО С КРЕЙСЕРСКИХ И БОЛЕЕ ВЫСОКИХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ.

2. ПЕРЕКРЫТИЕМ ПОЖАРНОГО КРАНА С ВЫРАБОТКОЙ ТОПЛИВА ИЗ КАРБЮРАТОРА (ВО ИЗБЕЖАНИЕ ВСПЫШКИ И ПОЖАРА).

4.8.2. Действия лётчика между полётами.

- дозаправить самолёт топливом в зависимости от предстоящего задания на полёт;
- проверить заправку самолёта маслом и зарядку пневматиков колёс (по обжатию);
- осмотреть самолёт и убедиться в отсутствии повреждений и подтеканий топлива и масла.

4.8.3. Действия лётчика (техника) после окончания полётов.

- выключить все выключатели;
- открыть крышки капота, осмотреть двигатель и узлы его крепления, мотораму, тяги, трубопроводы и электрожгуты, убедиться в отсутствии повреждений;
- слить конденсат из фильтра-отстойника воздушной системы запуска двигателя, открыв вентиль;

- дозаправить самолёт топливом и маслом;
- установить под колёса основных опор шасси колодки, при необходимости, пришвартовать и зачехлить самолёт.

5. ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ.

При обнаружении в полёте отказов авиатехники и в других непредвиденных случаях, проверить, не допущена ли ошибка при работе с оборудованием в кабине, хладнокровно оценить обстановку и принять грамотное решение.

О принятом решении доложить на пункт управления полётами. Если в полёте создалась непосредственная угроза жизни - покинуть самолёт с парашютом.

5.1. Отказы силовой установки.

5.1.1. Останов двигателя в наборе высоты менее 100 м, на высоте более 100 м, в зоне.

В случае останова двигателя на высоте ниже 100 м:

- перевести самолёт на планирование;
- закрыть пожарный кран;
- выключить магнето и все выключатели;
- произвести посадку перед собой, избегая столкновения с препятствиями.

В случае останова двигателя на высоте более 100 м:

- произвести посадку на знакомую (выбранную) площадку.

В случае останова двигателя в зоне:

- при пилотировании в перевёрнутом полёте перевести самолёт в прямой полёт;
- установить скорость снижения 210-150 км/ч (обороты авторотации при этом 48 - 65%) и запустить двигатель, для чего:

- установить РУД примерно на 1/3 часть хода;
- повернуть рукоятку заливочного шприца в положение *SISTEM* и произвести подкачку бензина до давления 0,1-0,2 кгс/см²

- для облегчения запуска произвести впрыскивание топлива в цилиндры двигателя заливочным шприцем в положении *CYLINDER*;

- как только двигатель заработает, перевести РУД за 1-2 с во взлётное положение, а затем установить режим, требуемый для полёта.

Перевод самолёта из перевёрнутого полёта с остановленным двигателем в нормальный полёт с последующим его запуском сопровождается потерей высоты 250-300 м.

5.1.2. Неустойчивая работа двигателя.

Признаки:

- изменение звука работающего двигателя;
- неравномерные хлопки, выбросы дыма и пламени из патрубков;
- возможна тряска двигателя;
- колебания стрелки указателя давления топлива.

В этом случае:

- на разбеге - прекратить взлёт.
- в полёте: - перевести ГУД в сторону пониженных режимов и подобрать режим, на котором двигатель работает устойчиво;
- прекратить выполнение задания;
- произвести посадку на своём аэродроме или на запасной площадке.

5.1.3. Тряска двигателя.

В этом случае:

- убрать РУД полностью на себя, перевести самолёт на снижение и установить необходимую скорость полёта;

- если после этого тряска прекратится, плавно переместить ГУД вперёд и установить необходимый для горизонтального полёта режим работы двигателя;
- если после изменения режима работы двигателя тряска не прекратилась, увеличить обороты двигателя до 72% для прожигания свечей;
- если тряска и после этого не прекратилась, то рычагами управления двигателем и шагом винта подобрать обороты, при которых она будет минимальной и произвести посадку на своём или запасном аэродроме.

5.1.4. Падение давления масла в двигателе и рост температуры масла.

Признаки:

- непроизвольное затяжеление винта;
- падение давления масла по прибору ниже 1 кгс/см²
- повышение температуры масла выше 85°C.

В этом случае:

- при полёте в районе аэродрома немедленно произвести посадку на аэродром и выключить двигатель;
- при полёте вне аэродрома произвести посадку на выбранную площадку.

При падении давления масла, не сопровождающемся ростом температуры, усилить контроль за температурным режимом двигателя и произвести посадку на своём аэродроме.

5.1.5. Появление стружки в масле.

Признак: высвечивание табло CHIP IN OIL

Действия:

- прекратить выполнение задания и произвести посадку на своём или запасном аэродроме, при этом чаще контролировать температуру масла, головок цилиндров и давление масла;
- в случае отклонения этих параметров двигателя от нормы действовать, как указано в подразделах "Падение давления масла и рост температуры масла" и "Нарушение температурного режима двигателя".

5.1.6. Падение давления бензина.

Признаки:

- перебои в работе двигателя, сопровождаемые падением числа оборотов, падением наддува и тряской двигателя;
- падение давления бензина по прибору ниже 0,15 кгс/см²

Действия:

- немедленно повернуть рукоятку заливочного шприца двигателя в положение СИСТЕМ и подкачать бензин в топливную систему, контролируя давление по показаниям манометра;
- прекратить выполнение задания и произвести посадку на своём или запасном аэродроме.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЯВЛЕНИИ ЗАПАХА БЕНЗИНА В КАБИНЕ НЕМЕДЛЕННО ПРЕКРАТИТЬ ЗАДАНИЕ И ВЫПОЛНИТЬ ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМ.

5.1.7. Нарушение температурного режима двигателя.

Пере охлаждение двигателя. Признаки:

- температура головок, цилиндров менее 120°C;
- температура масла менее 40°C.

Действия:

- закрыть жалюзи или створку маслорадиатора;
- плавно (за 2-3 с) увеличить обороты двигателя до режима, обеспечивающего прогрев (резкая дача газа при температуре головок цилиндров ниже 120°C может привести к останову двигателя);

- выдерживать температурный режим головок цилиндров и масла в пределах 140-190° и 50-65° соответственно.

Перегрев двигателя.

Признаки:

- температура головок цилиндров более 240°С;
- температура масла более 85°С.

Действия:

- уменьшить обороты двигателя рычагом газа и рычагом шага винта (по возможности до малого газа);
- открыть жалюзи или створку маслорадиатора;*

***При невозможности управления створкой, маслорадиатора (заклинивание ручки управления створкой или отсутствие усилий на ручке при ее перемещении) задание прекратить, выполнить посадку.**

- проконтролировать давление масла (не менее 4 кгс/см² а на планировании на малом газе не менее 1 кгс/см²);

- выдерживать температурный режим головок цилиндров и масла в пределах 190-140°С и 65-50°С соответственно.

5.1.8. Раскрутка винта.

Признаки:

- мелкая тряска двигателя;
- увеличение числа оборотов двигателя выше допустимого;
- резкое изменение звука работающего двигателя.

Действия:

Если раскрутка произошла на взлёте:

- продолжать взлёт;
- уменьшать обороты двигателя, постепенно затяжеляя винт;
- если при полном затяжении винта обороты двигателя превышают максимально допустимые, уменьшить наддув;
- набрать высоту полёта по кругу над аэродромом и произвести посадку на своём аэродроме.

Если раскрутка винта произошла на пикировании:

- убрать полностью наддув и затяжелить винт;
- вывести самолет из пикирования;
- прекратить выполнение задания и произвести посадку на своём аэродроме.

5.1.9. Рассоединение проводки управления шагом винта.

Признаки:

- винт не реагирует на перемещение рычага управления винтом и при неизменном положении РУД автоматически переходит на большой шаг с уменьшением оборотов;
- при уменьшении наддува (снижение оборотов двигателя РУД) винт автоматически переходит на малый шаг.

Действия:

- прекратить выполнение задание и произвести посадку на аэродром.

5.1.10. Отказ системы управления двигателем.

Признаки:

- заклинивание ручки управления двигателем;
 - отсутствие изменения режима работы двигателем при перемещении ручки управления двигателем.
- Действия:
- задание прекратить;

- при работе двигателя на оборотах более 60% набрать высоту, необходимую для выполнения захода на посадку с выключенным двигателем, выключить двигатель и выполнить посадку с выключенным двигателем в соответствии с требованиями п.б.6;

- при работе двигателя на оборотах менее 60% и невозможности выдерживания рекомендованных для захода на посадку скоростей полёта заход на посадку и посадку выполнять в соответствии с требованиями п.6.7-6.6. При необходимости двигатель выключить.

5.1.11. Отказ указателя оборотов или указателя температуры головок цилиндров.

Признаки:

- несоответствие значения оборотов или температуры головок цилиндров при изменении режима работы двигателя.

Действия:

Задание прекратить, выполнить посадку.

5.1.12. Отказ мановакуумметра, трёхстрелочного моторного индикатора, указателя температуры воздуха на входе в карбюратор.

Действия: задание прекратить, выполнить посадку.

5.1.13. Отказ управления створкой маслорадиатора.

Признаки: заклинивание ручки управления створкой или отсутствие усилий на ручке при её перемещении.

Действия: задание прекратить, выполнить посадку.

5.1.14. Не переключение выработки топлива из крыльевых баков на выработку из основного бака. Признак и действия лётчика приведены в разделе 8 (пункт 8.2.4.1).

5.2. Пожар двигателя.

Признаки:

- появление пламени из отсека двигателя, дыма или запаха гари в кабине.

Действия:

- закрыть пожарный кран рукояткой, установленной в кабине, выключить магнето, генератор;

- перевести самолёт на снижение и применить, если необходимо, скольжение для срыва пламени;

- при невозможности посадки на своём или запасном аэродроме выбрать площадку и произвести вынужденную посадку вне аэродрома.

Вели пожар ликвидировать не удалось, покинуть самолёт с парашютом.

В случае, если высота полёта менее безопасной высоты покидания самолёта, выбрать площадку и произвести вынужденную посадку и немедленно покинуть самолёт.

6.3. Отказ генератора.

Признаки:

- высвечивается табло *GEN*, Отключается обогрев РИТОТ.

Действия:

- продолжать выполнение задания, работа оборудования

при этом обеспечивается в течение 45 мин с полным составом оборудования или 74 мин со снятым оборудованием.

5.4. Обесточивание самолёта (отключение генератора и аккумулятора).

Признаки:

- напряжение по вольтметру падает до "0", отсутствует радиосвязь, прекращается индикация давления масла, температуры масла, давления топлива, остатка топлива, отключается обогрев РИТОТ,

Действия:

- задание прекратить, произвести посадку на аэродром.

5.5. Вынужденное покидание самолёта с парашютом.

Безопасное покидание самолёта обеспечивается только с применением парашюта в случаях:

- пожара, если ликвидировать его не удалось;
- разрушения самолёта, когда он становится неуправляемым;
- отказа двигателя над горной или лесной местностью;
- полного отказа системы поперечного управления;
- невыхода самолёта из штопора;
- в других случаях, когда вынужденная посадка не гарантирует сохранения жизни лётчику.

Решение на покидание самолёта принимает лётчик.

5.5.1. Покидание самолёта в прямом полёте.

Покидание самолёта в прямом горизонтальном полёте осуществляется через левый или правый борт, при наличии крена - в сторону крена.

Действия лётчика перед покиданием самолёта через борт:

- по возможности набрать безопасную высоту;
- если позволяют условия, закрыть пекарный гран, выключить магнето и выключатели;
- разъединить колодку шлемофона (шлемофон типа Ш5.647.009 обеспечивает покидание самолёта без предварительной расстыковки колодки);
- сбросить Фонарь ручкой аварийного сброса и одновременно оттолкнуть откидную часть Фонаря правой рукой вверх;
- открыть замки привязных ремней, выдернув шпильки-фиксаторы, откинуть плечевые и поясные ремни;
- снять ноги с педалей и подтянуть их к чашке кресла. При покидании самолёта через левый борт кабины взяться правой рукой за козырёк фонаря или приборной доски, а левой - опереться о левый борт кабины. Наклоняясь вперёд и разворачиваясь к левому борту, вывести парашют из чашки кресла, а левую ногу коленом поставить на левый срез и с силой оттолкнуться руками и правой ногой, покинуть самолёт в направлении задней кромки крыла.

После отделения от самолёта раскрыть парашют. Покидание самолёта на вираже, спирали, штопоре выполнять во внутреннюю сторону вращения.

6.5.2. Покидание самолёта в перевёрнутом полёте.

При покидании самолёта в перевёрнутом горизонтальном полёте или в перевёрнутом штопоре выполнить действия, как при покидании в прямом полёте, изложенные в п.5.5.1. После снятия ног с педалей резко оттолкнуться ногами от пола, а при необходимости помочь отделению руками, опираясь ими о борт кабины.

После отделения от самолёта раскрыть парашют.

Во всех случаях покидания самолёта парашют вводится в действие автоматически или вручную.

При ручном введении необходимо руководствоваться Инструкцией по эксплуатации парашюта ПНЛ-91.

5.6. Выполнение посадки самолёта с отказавшим двигателем на аэродром.

В этом случае:

- выполнить разворот в сторону аэродрома, установить приборную скорость снижения 180 км/ч;
- при посадке на другой аэродром запросить метеоусловия на аэродроме (атмосферное давление, скорость и направление ветра);
- закрыть пожарный кран, выключить магнето, генератор;

- для уточнения расчёта применить скольжение с расчётом выхода в точку начала выравнивания на высоте 10-15 м, на скорости 160 км/ч;

- на высоте 50-60 м выключить аккумулятор, подтянуть привязные ремни и сбросить фонарь;

- на высоте 5-6 м произвести выравнивание и дальнейшее снижение самолёта до его приземления;

Определять возможность долёта до ВПП, сравнивая имеющуюся высоту с потребной, равную 1/5 расстояния до начала ВПП (в штиль на $V = 180$ км/ч).

Для встречного ветра потребная высота увеличивается на 20%, а для попутного - уменьшается на 20%.

Если высоты не хватает, то принять решение о посадке вне аэродрома или о покидании самолёта с парашютом.

В точке выхода из 4 разворота на посадочном курсе на расстоянии 1000 м от торца ВПП при скорости полёта 180 км/ч и весе самолёта 1100 кг высота должна быть не менее:

- в штиль - 250 м;

- при встречном ветре 5 м/с - 300 м;

При весе самолёта 900-1000 кг скорость планирования равна 160 км/ч.

5.7. Вынужденная посадка вне аэродрома.

При неработающем двигателе:

- перевести самолёт на снижение со скоростью 160-180 км/ч (вертикальная скорость 9-10 м/с);

- выбрать площадку для приземления с учётом высоты и качества самолёта;

- закрыть пожарный кран;

- выключить магнето, генератор;

- определить, по возможности, направление ветра;

- заход на посадку выполнять с небольшим перелётом, уточняя его скольжением;

- на высоте 50-60 м выключить аккумулятор, подтянуть привязные ремни и сбросить фонарь кабины.

Снижение выполнять так, чтобы на высоте выравнивания 5-6 м скорость была 160 км/ч.

Выравнивание, выдерживание и посадку выполнять так же, как на ВПП.

Порядок выполнения вынужденной посадки вне аэродрома с работающим двигателем аналогичен посадке на аэродром. При этом на высоте 50-60 м выключить аккумулятор, все потребители питания, подтянуть ремни и сбросить Фонарь. Перед приземлением выключить двигатель и перекрыть пожарный кран.

5.8. Вынужденное покидание самолёта на земле.

- разъединить колодку шлемофона;

- расстегнуть привязные ремни и подвесную систему парашюта и освободиться от него;

- открыть фонарь эксплуатационно, а в случае его заклинивания - аварийно;

- покинуть самолёт через борт кабины в удобную сторону.

В разделе 7 приведены следующие сложные ситуации:

- в пункте 7.5.4 - отказ тормоза колеса;

- в пункте 7.7.2.1 - отказ указателя скорости;

- в пункте 7.7.2,2 - отказ высотомера;

- в пункте 7.8.4 - отказ радиосвязи.

6. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.1. Основные лётно-технические данные.

Масса самолёта с полным запасом топлива в основном баке 74 л (56 кг), без топлива дымообразования и багажа 858 кг.

с пилотом 82 кг..... 888 кг.

Топливо системы дымообразования 2х16 л..... 26 кг.

Взлётная масса самолёта в пилотажном варианте с запасом топлива 25 кг со снятием радиостанции, генератора, компрессора, пускорегулирующей аппаратуры, жалюзей, переднего багажника:

- без заправки системы дымообразования..... 823 кг

- с 26 кг топлива системы дымообразования 849 кг

- топливо в ПТБ..... 210л. - 157 кг.

Масса самолёта с полным запасом топлива в основном и крыльевых баках, без топлива системы дымообразования, с багажом в заднем багажнике 3 кг, переднем багажнике 30 кг, с пилотом 82 кг 1084 кг.

6.1.1. Особенности устойчивости и управляемости.

Самолёт Су-31Х практически нейтрален по скорости в прямом и перевёрнутом полёте, что не вызывает затруднений в его пилотировании, и устойчив по перегрузке во всём эксплуатационном диапазоне скоростей.

Продольная управляемость сопровождается высокой чувствительностью на отклонение ручки управления самолётом по тангажу при положительных перегрузках и увеличением её расхода в 1,5-2 раза на единицу перегрузки в области отрицательных перегрузок.

Увеличение оборотов двигателя приводит к уменьшению расхода ручки управления самолётом на единицу перегрузки.

В путевом отношении самолёт статически устойчив» в поперечном отношении - нейтрален.

Эффективность поперечного управления обеспечивает получение самолётом угловой скорости крена 260-340°/с на приборных скоростях 150-350 км/ч.

На скоростях 390-450 км/ч не рекомендуется отклонение ручки управления по крену более 1/2 её полного хода и скольжения более 2 диаметров шарика из-за значительных усилий на органы управления и большой угловой скорости.

Изменение центровки в полёте приведено на графике, рис. 2.

6.1.2. Сводка характерных скоростей.

Максимальная приборная скорость горизонтального полёта у земли на взлётном режиме..... 325 км/ч

Крейсерская скорость:

- на высоте 500 м..... 200 км/ч;

- на высоте 2000 м..... 210 км/ч.

Скорость сваливания:

- при работе двигателя на режиме МАЛЫЙ ГАЗ..... 125 км/ч;

- при работе двигателя на первом крейсерском режиме..... 115 км/ч.

Максимальная вертикальная скорость для пилотажного варианта у земли:

- на взлётном режиме..... 16 м/с;

- на первом номинальном режиме..... 12 м/с.

6. 2. Расчёт полета.

Максимальная дальность полёта достигается при полёте на скоростях 200-210 км/ч, а максимальная продолжительность - на скоростях 140-150 км/ч, при полной заправке топливом основного (74 л) и крыльевых баков (212 л).

Расчёт практической дальности продолжительности полета производится с учётом:

- не вырабатываемый остаток топлива

в основном и крыльевых топливных баках, л..... 1

- расход топлива на запуск,

прогрев двигателя и руление (в течение 5 мин), л 2

- расход топлива на полёт по кругу

при заходе на посадку в течение 6 мин, л 4

- гарантийный запас топлива (7% от полной заправки), л..... 20

Располагаемый запас топлива для горизонтального полёта с учётом расхода топлива на взлёт, набор высоты и снижение составляет:

- на высоте 500 м..... 260 л;

- на высоте 1000 м..... 258 л;

- на высоте 2000 м..... 254 л.

Расход топлива, путь и время при взлёте и наборе высоты с полностью заправленными основным и крыльевыми топливными баками при работе двигателя на первом номинальном режиме для массы самолёта 1084 кг приведены в табл. 1.

Таблица 1

Набор высоты м.	Приборная скорость км/ч.	Вертикальная скорость м/с.	Расход Топлива л.	Путь м.	Время мин.
1000	170	10,7	2,1	3,9	1,4
2000	170	8,4	4,7	9,5	3,4
3000	160	6,1	7,9	17,6	6,1
4000	160	3,8	11,6	29,4	10,5

Крейсерский полёт на экономичном режиме работы двигателя для перегоночного варианта приведен в таблице 2.

Таблица 2

Высота полёта м.	Скорость полёта км/ч.	Обороты двигателя %	Километр. расход топлива л/км.	Дальность горизонт. полёта км.	Часовой расход топлива л/ч.	Продолжит. горизонт. полёта ч. мин
500	180	56-57	0,205	1270	37,9	6.52
	200	56-57	0,196	1325	40,6	6.24
	220	56-57	0,202	1290	46,5	5.35
	240	62-63	0,217	1200	54,7	4,45
1000	180	56-57	0,197	1310	37,4	6.54
	205	56-57	0,185	1395	40,1	6.26
	220	56-57	0.192	1340	45,1	5.43
	240	63-64	0,208	1240	53,7	4.48
2000	180	56-57	0,178	1425	35,4	7.10
	210	56-57	0,165	1540	38,8	6.33
	220	56-57	0,169	1500	41,7	6.06
	240	64-65	0,195	1300	52,8	4.49

Примечания:

1. Значения километровых расходов топлива, приведенных в табл.2, относятся к средней полётной массе самолёта 940 кг. Увеличение (уменьшение) полётной массы на 100 кг приводит к увеличению (уменьшению) километрового расхода на 7%.

2. Повышение (снижение) температуры наружного воздуха при постоянных значениях высоты и скорости приводит к увеличению (уменьшению) часового расхода топлива на 1,5% на каждые 10⁰С относительно стандартной температуры. При этом километровый расход топлива остаётся практически неизменным.

Расход топлива, путь и время при снижении до высоты полёта по кругу для массы самолёта 1000 кг. и при наддуве 160-170 мм рт. ст. приведены в таблице 3.

Таблица 3

Высота начала снижения, м	Приборная скорость км/ч	Вертикальная скорость м/с	Расход топлива л	Путь КМ	Время мин
4000	180-185	11-13	4,2	15,7	5,23
3000	180-185	11-13	3,0	11,7	3,9
2000	180-185	11-13	1.8	7,5	2.5
1000	180-185	11-13	0,6	3,2	1,06

Примечание:

Увеличение (уменьшение) массы самолёта на 100 кг. приводит к увеличению (уменьшению) скорости планирования и вертикальной скорости снижения на 5%.

6.2.1. Определение центровки самолета при помощи центровочного графика.

При помощи центровочного графика, приведенного на рис. 2, можно определить центровку самолета с точностью до 0,1 - 0,2 % САХ для любого варианта загрузки без выполнения расчетов.

В качестве примера на рис. 2 приведен вариант определения посадочной центровки конкретного самолета Су - 31 для варианта загрузки: пилот 90 кг, 6 кг бензина, 7 кг масла, 20 кг багажа в переднем багажнике

За исходные значения для определения центровки по рис. 2 принята масса и центровка самолета с полным фюзеляжным топливным баком, с маслом 9 кг, с пилотом массой 82 кг, равные по результатам взвешивания 908 кг и 30,2 % САХ соответственно. Фактические исходные значения даются в протоколе взвешивания каждого конкретного самолета.

Для определения центровки от точки А опускаем вертикаль (пунктирная линия) на шкалу «пилот» до пересечения в точке В с наклонной линией. От точки В по горизонтали отсчитываем в нужную сторону число делений, соответствующих отличию массы пилота от 82 кг (в нашем примере $90 - 82 = + 8$ кг, точка С).

От точки С опускаем вертикаль до пересечения с наклонной линией на шкале «масло» (точка 0). По горизонтали отсчитываем число делений, соответствующих отличию в массе масла от исходного количества 9 кг (точка Е). От точки Е опускаем вертикаль до пересечения с наклонной линией на шкале «топливо фюз.» (точка F). От точки F вправо по горизонтали отсчитываем число делений, соответствующих 50 кг выработанного бензина (точка G).

Дальнейший расчет ведется аналогично произведенным выше действиям. Далее из точки I опускаем вертикаль на зону центровок до пересечения с горизонтальной линией, соответствующей массе самолета при данной фактической загрузке (в нашем примере 884 кг). В точке J пересечения вертикали с горизонталью находим искомую центровку самолета (в нашем примере 31,9 % САХ).

Более точные значения центровок могут быть получены расчетным путем на основании результатов взвешивания самолета, аналогично расчету, приведенному в Руководстве по эксплуатации.

ВИД ЗАГРУЗКИ	НАПРАВЛЕНИЕ ОТСЧЕТА	ЦЕНА ДЕЛЕНИЯ	ИСХОДНАЯ ЦЕНТРОВКА ПИЛОТ 82 кг МАСЛО 9 кг ТОПЛИВО ФДЗ 56 кг БАГАЖ НЕТ	\bar{X} , % САХ	ПРИ ЭТОМ МАССА САМОЛЕТА
ПИЛОТ	→	5 кг		28.5	+8
МАСЛО	→	5 кг		28.5	-2
ТОПЛИВО ФДЗ.	→	10 кг		28.5	-50
ТОПЛ. КРЫЛЬЕВ.	→	10 кг		28.5	0
ТОПЛИВО СДО	→	13 кг		28.5	0
БАГАЖ ПЕРЕДН.	→	10 кг		28.5	+20
БАГАЖ ЗАДНИЙ	→	1 кг		28.5	0

Σ = 884

ФАКТИЧЕСКИЕ МАССЫ, кг

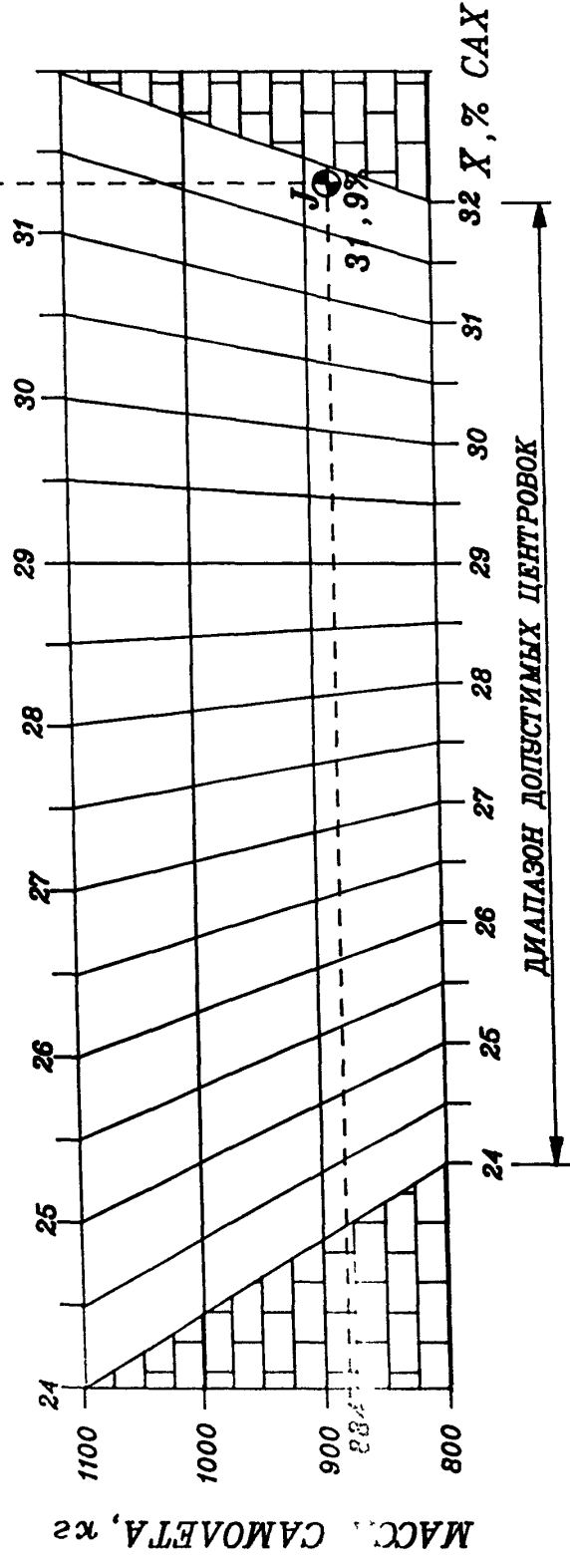


РИС 2 ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК САМОЛЕТА СУ-31Х

6.3. Взлётно-посадочные характеристики.

Длина разбега самолёта с бетонной и грунтовой ВПП
(при прочности грунта 10 кгс/см) составляет:

- при взлетной массе 849 кг110 м;
 - при взлетной массе 1084 кг200 м.
- Взлётная дистанция с массой 1084 кг370 м.

Длина пробега самолёта при посадке на бетонную и грунтовую ВПП
(при прочности грунта 10 кгс/см²) составляет:

- с массой 849 кг375 м;
- с массой 1084 кг475 м.

Посадочная дистанция с массой 1084 кг800 м.

Максимальная скорость отрыва и приземления - 140 км/ч.

7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ

7.1. Силовая установка.

7.1.1. Краткое описание.

На самолёте установлен двигатель М-14П - поршневой, девятицилиндровый, воздушного охлаждения, мощностью 360 л. с. с воздушным трёхлопастным винтом изменяемого шага.

Эксплуатация двигателя обеспечивается при температуре окружающего воздуха от - 15 до + 30⁰С

Режимы работы двигателя приведены в табл.4, а эксплуатационные ограничения - в п.

7.1.2.

Размещение органов управления двигателем и шагом винта в кабине показано на рис. 3.

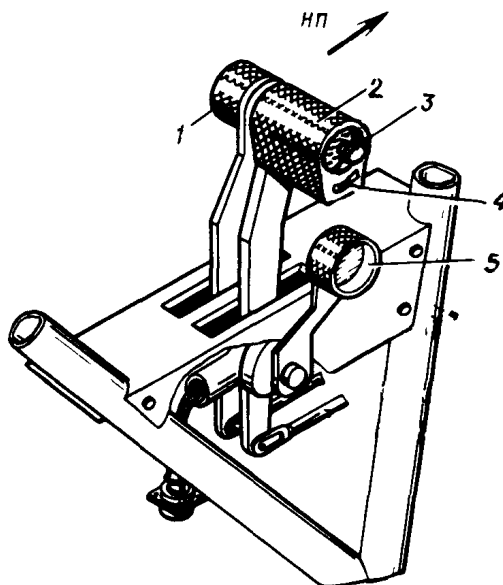


Рис. 3 . Рычаги управления двигателем и шагом винта.

1 - рычаг управления шагом винта; 2 - рычаг управления двигателем; 3 - кнопка R
4 - выключатель SMOKE. 5 - рычаг стопора рычагов двигателя и шага винта.

Приборы контроля работы двигателя:

- мановакуумметр - для измерения абсолютного давления горючей смеси во всасывающем патрубке двигателя, в мм рт.ст;
- указатель оборотов двигателя в %\
- трёхстрелочный моторный индикатор - для измерения давления топлива и масла в кгс/окг и температуры масла в °С;
- указатель температуры головок цилиндров в °С;
- указатель температуры воздуха на входе в карбюратор, °С;
- светосигнальное табло .CHIP IN OIL

Метки на приборах контроля работы двигателя:

- жёлтая линия (дуга) - диапазон предельных (в том числе взлётных) параметров;
- зелёная линия (дуга) - диапазон нормальных параметров работы двигателя;
- красная черта (радиальная линия) ~ граница допустимых параметров работы двигателя (граница зелёной или жёлтой дуги);
- красная дуга - диапазон недопустимых величин параметров двигателя.

7.1.2. Ограничения.

Максимально допустимые температуры (не более 15 мин):

- головок цилиндров, °С 240;
- масла на входе в двигатель, °С 85.

Минимально допустимые температуры:

- головок цилиндров, °С 120;
- масла на входе в двигатель, °С 40.

Заброс оборотов двигателя (на время не более 1 с) при резкой даче рычага управления двигателем, % 109.

Максимальное время непрерывной работы двигателя, мин:

- на взлётном режиме 5;
- на максимально допустимых оборотах (101%) 1;
- на номинальных и крейсерских режимах не ограничено;
(по запасу масла не более 6,5 часов)
- на режиме малого газа 5.

7.1.3. Нормальная эксплуатация.

Запуск, прогрев и опробование двигателя приведены в разделе 3, остановка двигателя в разделе 4.

Параметры работы двигателя на различных режимах приведены в таблице 4.

Температура головок цилиндров работающего двигателя регулируется положением жалюзи системы воздушного охлаждения двигателя. Управление жалюзи осуществляется рукояткой «ЖАЛЮЗИ», размещённой на правом борту кабины и имеет 5 фиксированных положений.

Воздухозаборник продува воздушно-масляного радиатора (ВМР) оборудован створкой, регулирующей расход воздуха через ВМР и тем самым температуру масла на входе в двигатель.

Рукоятка OIL COOLER SHUTTER размещена на правом борту кабины под рукояткой «ЖАЛЮЗИ». Перемещением рукоятки на себя воздухозаборник закрывается створкой, от себя - открывается.

Для ускорения прогрева двигателя при низких температурах перед запуском жалюзи и створку маслорадиатора закрыть полностью до выхода двигателя на рекомендуемый температурный режим.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ СНИЖЕНИИ САМОЛЁТА НЕ ДОПУСКАТЬ ПАДЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГОЛОВЕК ЦИЛИНДРОВ ДВИГАТЕЛЯ МЕНЕЕ 120°С, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ВЫПОЛНИТЬ ПЛОЩАДКУ ДЛЯ ПРОГРЕВА ДВИГАТЕЛЯ.

Для обеспечения качественного смесеобразования и предотвращения возможности обмерзания диффузора карбюратора температура воздуха на входе в карбюратор должна быть не ниже + 10°C (контроль по указателю в кабине). Для обеспечения указанной температуры на входе в карбюратор при температуре наружного воздуха у земли ниже + 10°C, на вход воздухозаборника подвода воздуха к карбюратору вместо защитной сетки устанавливается специальная заглушка.

Режимы работы двигателя М-14П

Таблица 4

Режим	Число оборотов двигателя %	Мощность у земли (привед.) л.с.	Давление			Температура, °С			Удельный расход топлива г/л.с. в час
			наддува мм.рт.ст	топлива кгс/см ²	масла кгс/см ²	головок цилиндров	воздуха на входе в карбюратор	масла на входе в двигатель	
Взлетный	99	360	125±15 (изб)	0,2 - 0,5	4,6	120-220	10-45	40-75	285-315
Номинал I	82	290	95±15 (изб)	0,2 - 0,5	4,6	120-220	10-45	40-75	280-310
Номинал II	70	240	75±15 (изб)	0,2 - 0,5	4,6	120-220	10-45	40-75	265-300
Крейсер I	64	180	735±15 (изб)	0,2 - 0,5	4,6	120-220	10-45	40-75	210-230
Крейсер II	59□□	144	670±15 (изб)	0,2 - 0,5	4,6	120-220	10-45	40-75	215-235
Малый газ	не более 26	-	-	не ниже 0,15	не ниже 1,0	-	-	-	-

7.1.3.1. Заправка маслом.

Проверить по масломерной линейке маслобака заправку маслом.

Максимальная заправка составляет 16 л, для пилотажного варианта - 10 л.

Минимальная заправка для работы двигателя на земле - 8 л.

Порядок заправки маслом:

- открыть крышку люка в верхней части капота двигателя;
- открыть крышку заправочной горловины маслобака и отвернуть пробку мерной линейки;
- заправить бак до необходимого уровня;
- закрыть горловину крышкой и плотно завернуть пробку масломерной линейки.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА НИЖЕ 0°C ЗАПРАВКУ ПРОИЗВОДИТЬ МАСЛОМ, ПОДОГРЕТЫМ ДО ТЕМПЕРАТУРЫ 75-80°C.

7.1.4. Неисправности.

Возможные неисправности силовой установки и действия лётчика приведены в разделе 5.

7.2. Топливная система.

7.2.1. Краткое описание.

Топливная система предназначена для размещения топлива и подачи его в двигатель.

Топливо на самолёте размещается в основном (Фюзеляжном) баке вместимостью 74 л (56 кг) и в двух крыльевых баках вместимостью 212 л.

При полётах с основным топливным баком топливная система обеспечивает работу

двигателя на всех режимах при любых эволюциях самолёта.

Для полёта на пилотаж в зависимости от задания заправка топливом может быть уменьшена до 30 л.

В кабине расположены следующие органы управления и контроля:

- указатель топливомера основного бака с оцифровкой на шкале:

F (полный) - 3/4 - 1/2 - 1/4 - E (пустой);

- двухстрелочный указатель топливомера крыльевых баков с аналогичной оцифровкой шкал;

- указатель давления топлива (в трёхстрелочном моторном индикаторе) в кгс/см²;

- светосигнальные табло: FUEL USE (выработка из крыльевых баков), EXTRA T 100 L (остаток 100 л в крыльевых баках), EXTRA T EMPTY (крыльевые баки пусты), FUEL REST 7 L (остаток 7 л в основном баке);

- ручка F V управления пожарным краном;

- ручка управления краном выработки топлива с положениями MAIN TANK (выработка из основного бака) - EXTRA TANK (выработка из крыльевых баков);

- заливной шприц с положениями с CILINDER. для подачи топлива в цилиндры двигателя и SISTEM для подачи топлива к карбюратору.

Оцифровка шкал топливомеров по результатам проливки соответствует следующему количеству топлива в литрах:

- для основного бака -

- для крыльевых баков -

7.2.2. Ограничения.

Полёт с отрицательной перегрузкой выполнять только при положении рукоятки управления краном выработки топлива MAIN TANK.

Продолжительность полёта с отрицательной перегрузкой приведена в разделе 2, ограничивается по количеству топлива в расходном отсеке основного бака.

7.2.3. Нормальная эксплуатация.

Полёт на пилотаж допускается с частичной или полной заправкой топливных баков.

После посадки в кабину проверить показания топливомеров основного и крыльевых баков - при полной заправке стрелки должны быть на отметке F .

Проверить положение рукоятки управления краном выработки топлива: при полёте с не заправленными крыльевыми баками рукоятка должна быть в положении MAIN TANK и светосигнализаторы топливной системы не должны высвечиваться.

Для полёта с заправленными крыльевыми баками рукоятка должна быть в положении EXTRA TANK и должен высвечиваться светосигнализатор FUEL USE.

Для проверки работоспособности крана и сигнализации перевести рукоятку в положение MAIN TANK - светосигнализатор FUEL USE должен погаснуть, снова перевести рукоятку в положение MAIN TANK - светосигнализатор FUEL USE должен высветиться.

В полёте с не заправленными крыльевыми баками контролировать остаток топлива по топливомеру основного бака и светосигнализатору FUEL REST 7L.

В полёте с заправленными крыльевыми баками контролировать остаток топлива по топливомеру крыльевых баков, светосигнализаторам EXTRA T 100 L и EXTRA T EMPTY

При высвечивании светосигнализатора EXTRA T EMPTY рукоятку управления краном сразу перевести в положение MAIN TANK.

При высвечивании светосигнализатора EXTRA T EMPTY погасает светосигнализатор EXTRA T 100 L, а после перевода рукоятки управления краном в положение MAIN TANK должны погаснуть светосигнализаторы FUEL USE и EXTRA T EMPTY.

Дальнейший контроль за остатком топлива вести по топливомеру основного бака и светосигнализатору FUEL REST 7L.

Давление топлива в системе контролировать по трёхстрелочному индикатору в соответствии с таблицей 4.

7.2.3.1. Проверка заправки самолёта топливом.

Для проверки заправки основного бака открыть крышку заправочной горловины бака и проконтролировать уровень топлива в заливной горловине по кронштейну крепления цепочки крышки горловины (при полной заправке бака).

Контроль заправки крыльевых баков производить через заливные горловины крыльевых баков, уровень - по нижнему срезу горловины.

Проконтролировать количество заправленного топлива по данным учёта системы от которой производилась заправка.

Убедиться в исправности уплотнительных колец горловин, закрыть крышку бака до совмещения стрелки ЗАКР с меткой на корпусе.

7.2.4. Неисправности.

7.2.4.1. Не переключение выработки топлива из крыльевых баков на выработку из основного бака.

Признак:

высвечивается светосигнализатор FUEL USE при установке рукоятки управления краном в положение MAIN TANK после высвечивания светосигнализатора EXTRA T EMPTY (в расходном баке крыльевых баков остаётся топлива на 3 мин).

Действия:

- принять решение на вынужденную посадку;
- рукоятку крана вернуть в положение EXTRA TANK;
- следить за давлением топлива перед двигателем. При значительном удалении от аэродрома набрать максимальную высоту на топливе крыльевых баков, обеспечивающую посадку на аэродром или пригодную площадку или покидание самолёта с парашютом (при полёте над горной или лесной местностью), а затем

перевести рукоятку в положение MAIN TANK продолжать полёт на аэродром, ожидая останова двигателя.

7.3. Система электроснабжения.

Самолёт оборудован системой электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В. Основным источником электроэнергии является генератор постоянного тока мощностью 3000 Вт.

Аварийным источником является аккумуляторная батарея ёмкостью 3,5 А.ч.

Генератор включается выключателем GEN, расположенным на приборной доске.

Аккумуляторная батарея и аэродромный источник электроэнергии включаются автоматом защиты \overline{GROUND} $\overline{BATTERY}$ на щитке АЗС и выключателем \overline{GROUND} $\overline{BATTERY}$ расположенным на приборной доске.

Напряжение в бортовой сети проверяется по вольтметру на приборной доске.

При отказе генератора от аккумулятора получают питание:

приборы, радиостанция, пусковая катушка зажигания,

Аккумуляторная батарея обеспечивает нормальную работу потребителей до напряжения 21 В.

7.4. Управление самолётом.

Управление рулём высоты и элеронами выполнено жёсткими тягами, осуществляется с помощью ручки управления, установленной перед креслом лётчика.

Управление рулём направления тросовое и осуществляется с помощью педалей подвесного типа.

Педали имеют регулировку под рост лётчика в диапазоне ± 50 мм.

Управление триммером руля высоты тросовое, осуществляем с помощью рукоятки, расположенной на левом борту кабины.

Максимальные углы отклонения:

- руля высоты - $\pm 25^\circ$;
- руля направления..... - $\pm 32^\circ$;
- элеронов..... - $\pm 28^\circ$.

7.5. Шасси.

7.5.1. Краткое описание.

Шасси самолёта выполнено по трёхопорной схеме с хвостовой опорой, неубирающееся. Основные опоры имеют по одному тормозному колесу.

Тормоз колеса дискового типа. Управление тормозами гидравлическое, дифференциальное, от подножек на педалях.

Хвостовая опора имеет самоориентирующееся колесо со стопорением ориентации из кабины. В застопоренном положении вилка с колесом расположена вдоль продольной оси самолёта.

7.5.2. Ограничения.

Ограничение по скорости начала торможения, не более..... 80 км/ч

7.5.3. Нормальная эксплуатация.

Управление движением на земле осуществляется отдельным торможением левого или правого колеса.

Управление стопором тросовое от рукоятки на правом борту. При переднем положении рукоятки колесо расстопорено, при заднем - застопорено.

7.5.4. Неисправности.

Отказ тормоза.

Признаки:

- разворот самолёта при нажатии на тормозные площадки в сторону, противоположную отказавшему тормозу.

Действия:

- торможение осуществлять короткими импульсными нажатиями на тормозные площадки, парируя разворот самолёта с помощью руля направления;
- на рулении - прекратить движение и выключить двигатель;
- на разбеге - при невозможности исправить направление - прекратить взлёт;
- на пробеге выдерживать направление до остановки самолёта а на короткой ВПП для сокращения длины пробега, после касания колёсами земли, выключить двигатель и доложить РП.

7.6. Кондиционирование (вентиляция), фонарь кабины.

7.6.1. Краткое описание.

Фонарь кабины состоит из козырька и откидной части (ОЧФ)

На левом борту и ОЧФ расположен эксплуатационный замок и ручка эксплуатационного открытия ОЧФ.

Слева, в районе приборной доски, имеется ручка аварийного сброса Фонаря.

В верхней части ОЧФ имеется регулируемый воздухозаборник - вентилятор кабины.

7.6.2. Нормальная эксплуатация.

ОЧФ открывается поворотом вправо (набок) и удерживается в открытом положении тросом Фиксации.

Для закрытия ОЧФ ручку эксплуатационного замка перевести от себя до упора, для открытия - на себя до упора.

Для открытия ОЧФ ручкой аварийного сброса необходимо вытянуть её на себя - при этом одновременно открываются замки фонаря.

7.7. Пилотажно-навигационное оборудование.

7.7.1. Краткое описание.

Пилотажно-навигационное оборудование самолёта обеспечивает выполнение полётов днём по правилам визуального полёта.

В комплект оборудования входят:

- указатель скорости с диапазоном измерений 50-450 км/ч;
- высотомер - для измерения барометрической высоты в диапазоне 0-10000 м, имеет 2 стрелки для отсчёта высоты полёта, два подвижных индекса для установки барометрической высоты высокогорного аэродрома, подвижную шкалу давлений с диапазоном 670-790 мм рт.ст. и кремальеру для перемещения стрелок, индексов и шкалы давлений;
- 2 акселерометра для измерения положительной и отрицательной вертикальной перегрузки;
- магнитный компас с девиационным устройством;
- указатель скольжения;
- часы.

7.7.2. Неисправности.

7.7.2.1. Отказ указателя скорости (неисправность проводки полного давления ПВД).

Признаки: показания указателя скорости не соответствуют режиму полёта.

Действия:

- включить обогрев РИТОТ;
- прекратить выполнение задания и, контролируя режим полёта по оборотам и наддуву двигателя, произвести посадку на аэродроме.

Справочные данные:

- в горизонтальном полёте на Н=1000 м на скорости 190-210 км/ч обороты двигателя 60 - 70%, наддув 500-550 мм рт.ст
- при снижении на скорости 180 км/ч обороты двигателя 80%, наддув 160-170 мм рт.ст.

8.7.2.2. Отказ высотомера.

Действия: прекратить выполнение задания и произвести посадку, контроль режима полёта осуществлять визуально.

7.8. Связное оборудование.(радиостанция "БРИЗ").

7.8.1. Краткое описание.

Радиостанция "Бриз" обеспечивает беспойсковую, бесподстроечную радиосвязь на отдельных каналах (через 25 кГц) в пределах прямой видимости.

Электропитание радиостанции осуществляется постоянным током 27 В через автомат защиты RADIO START.

Радиостанция с помощью кронштейна крепится на приборной доске в кабине.

Пульт управления, совмещённый с радиостанцией, крепится к приборной доске.

7.8.2. Ограничения.

Радиостанция обеспечивает работоспособность при снижении напряжения питания до 18 В.

7.8.3. Нормальная эксплуатация.

На пульте управления размещены:

- два кодовых диска для набора частоты, необходимой для проведения радиосвязи;
- ручка для плавной регулировки громкости;
- выключатель подавителя шумов (ПШ).

Включение питания радиостанции производится нажатием кнопки автомата защиты RADIO START.

Для включения радиостанции на передачу необходимо нажать кнопку R на рычаге управления двигателем.

7.8.4. Неисправности.

В случае внезапного прекращения радиосвязи:

- проверить соединение разъёма переходного шнура шлемофона и установку регулятора громкости в положение максимальной слышимости, правильность установки заданной частоты.

Если связь не установлена, прекратить выполнение задания и, соблюдая меры безопасности, произвести посадку на аэродром.

7.9. Система дымообразования.

7.9.1. Краткое описание.

Система дымообразования предназначена для обозначения траектории движения самолёта в полёте с помощью дымового трассёра.

В качестве дымообразующей жидкости применяется дизельное топливо, размещённое в баках, установленных в правой и левой консоли крыла.

Оборудование для обеспечения работы системы размещается в нижней части моторамы двигателя и в других отсеках самолёта.

Для управления и индикации работы системы дымообразования в кабине самолёта установлены:

- автомат защиты SMOKE и сигнальная лампа SMOKE.
- выключатель SMOKE на рычаге управления двигателем.

7.9.2. Нормальная эксплуатация.

Для приведения системы в рабочее состояние включить автомат защиты SMOKE, а для включения системы - выключатель SMOKE установить в положение включено - при этом загорится сигнал SMOKE.

Прекращение работы системы осуществляется переводом выключателя SMOKE в отключённое положение.

В полёте без применения системы дымообразования автомат защиты SMOKE должен быть выключен.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ СТАТИЧЕСКИХ ФИГУР ПИЛОТАЖА С ПОТЕРЕЙ НА ВЕРТИКАЛИ СКОРОСТИ ДО ВЕЛИЧИНЫ МЕНЕЕ 50 км/ч ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОПАДАНИЯ ДЫМА В КАБИНУ НЕОБХОДИМО ВЫКЛЮЧИТЬ СИСТЕМУ ДЫМООБРАЗОВАНИЯ И ОТКРЫТЬ ФОРТОЧКУ НА ФОНАРЕ КАБИНЫ.

9. ПРИЛОЖЕНИЯ.

9.1. Справочные материалы.

9.1.1. Оборудование кабины самолёта.

В кабине установлены:

- органы управления самолётом;
- органы управления оборудованием, установленном на самолёте ;
- приборное оборудование для контроля режимов полёта и работы авиатехники.

На приборной доске размещены:

- 5 - радиостанция;
 - 6 - выключатель GEN;
 - 7 - выключатель GROUND, BATTERY;
 - 8 - однострелочный указатель топливомера основного бака;
 - 9 - кнопка LAMP TEST;
 - 10,11 - выключатели MAGNETO RIGHT LEFT
 - 12 - ручка аварийного сброса откидной части фонаря;
 - 13 - вольтметр;
 - 14 - часы;
 - 15 - светосигнальное табло SMOKE
 - 16 - высотомер;
 - 17 - указатель скорости;
 - 18 - мановакуумметр (наддув);
 - 19 - указатель скольжения;
 - 20 - картодержатель;
 - 21 - трёхстрелочный моторный индикатор;
 - 22 - указатель оборотов двигателя;
 - 23 - магнитный компас;
 - 24,27,28,29,30 - светосигнальные табло CHIP IN OIL, FUEL REST 7L, EXTRA T EMPTY, EXTRA T 100L, FUEL USE.
 - 25 - указатель температуры головок цилиндров двигателя;
 - 26 - указатель температуры воздуха на входе в карбюратор;
 - 31 - пожарный кран;
 - 32 - двухстрелочный указатель топливомеров крыльевых баков (левого и правого);
 - 33 - таблица поправок компаса;
 - 34 - рукоятка управления краном выработки топлива;
 - 35 - выключатель PITOT
 - 36,49 - акселерометры;
 - 52 - светосигнальное табло GEN;
 - 53 - карман для карты.
- На левом борту кабины установлены:
- 1 - ручка стопорения рычагов управления двигателем и шагом винта;
 - 2 - рычаг управления двигателем;
 - 3 - ручка управления шагом винта;
 - 4 - рукоятка управления триммером руля высоты;
 - 50 - рычаг запуска двигателя;
 - 51 - манометр пневмосистемы.
- На правом борту кабины расположены:
- 37 - рукоятка открытия и закрытия жалюзи охлаждения двигателя;
 - 38 - ручка управления створками маслорадиатора;
 - 47 - рукоятка стопорения колеса задней опоры шасси;
 - 48 - заливной шприц двигателя.

Щиток с автоматами защиты кнопочными:

39 - GEN;

40 - GROUND BATTERY;

41 - RADIO, START,

42 - INST, IND;

43 - FUEL SYST,

44 - NAV;

45 - SMOKE ;

46 - PITOT

54 - кресло лётчика - может переставляться под "малый", "средний" и "большой" рост лётчика, штатным является "средний" рост.

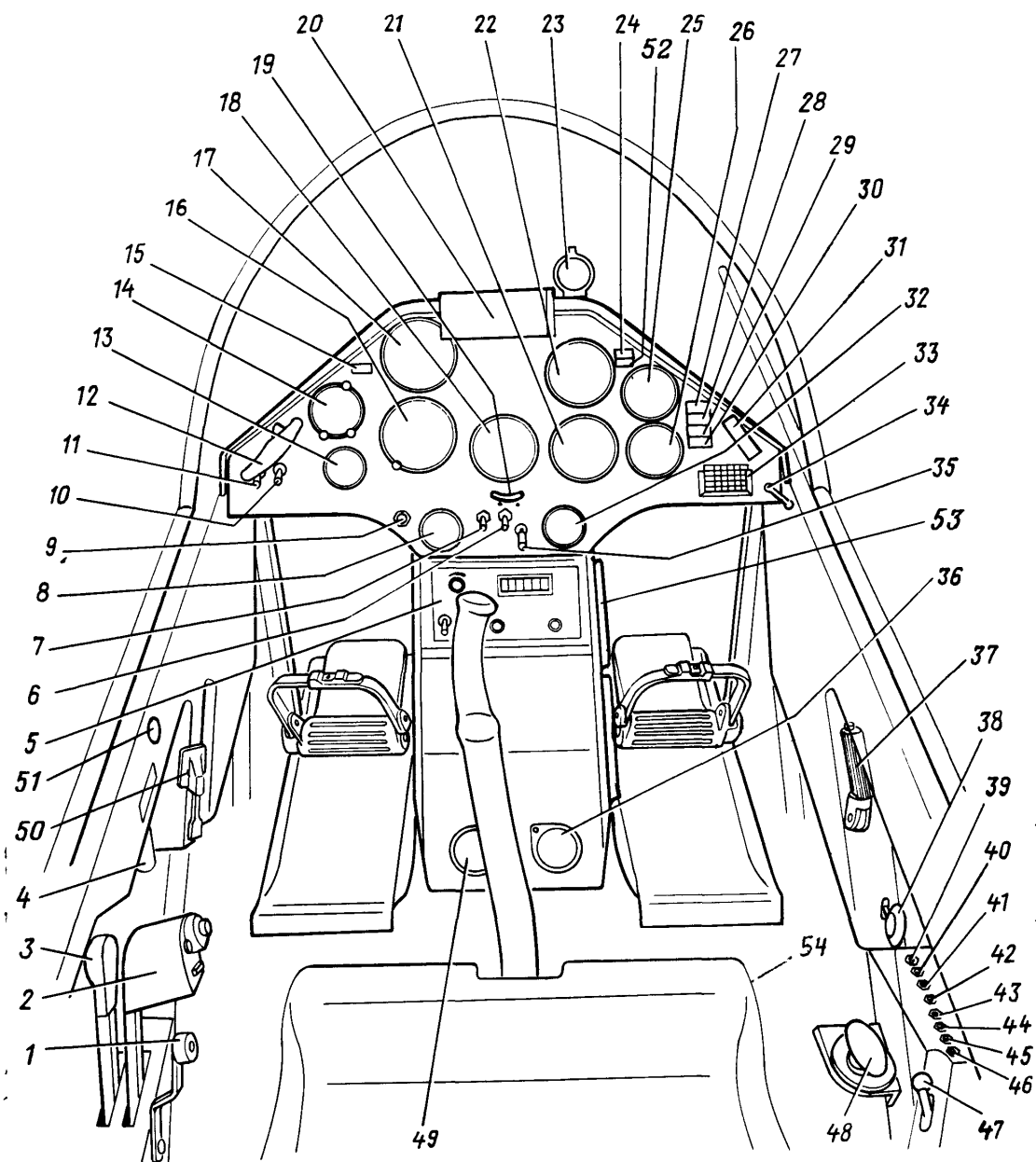


Рис. 4. Кабина самолёта.