



**РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА Су-26**

РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА Су-26

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее Руководство, как составная часть эксплуатационной документации, является основным документом, определяющим и регламентирующим правила летной эксплуатации самолета Су-26.

Руководство предназначено для летного состава, имеющего соответствующую общую летную и техническую подготовку, необходимую для эксплуатации самолета, его систем и оборудования в объеме, определяемом условиями допуска к полетам.

Принятые сокращения:

АЗК - автомат защиты кнопочный.

Н - барометрическая высота.

ПВД - приемник воздушного давления.

ПШ - подавитель шумов.

РУД - рычаг управления двигателем.

САХ - средняя аэродинамическая хорда.

РАЗДЕЛ 1

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЁТЕ

1.1. Назначение самолёта, аэродинамическая схема и условия эксплуатации

Самолёт Су-26 является одноместным, спортивным пилотажно-акробатическим самолётом.

По аэродинамической схеме самолёт представляет собой одномоторный моноплан со свободной несущим крылом симметричного профиля и неубирающимся шасси с хвостовой опорой.

На самолёте установлен поршневой звездообразный однорядный девятицилиндровый двигатель М-14П мощностью 360 л.с. воздушного охлаждения с воздушным двухлопастным винтом В530ТА-Д35 изменяемого шага или трёхлопастным винтом иностранного производства.

Самолёт оснащён УКВ радиостанцией для связи с руководителем полётов и другими самолётами.

Пилотажно-навигационное оборудование самолёта обеспечивает его эксплуатацию днём в простых метеословиях.

Самолёт может эксплуатироваться в трёх вариантах:

- тренировочном;
- пилотажном;
- перегоночном.

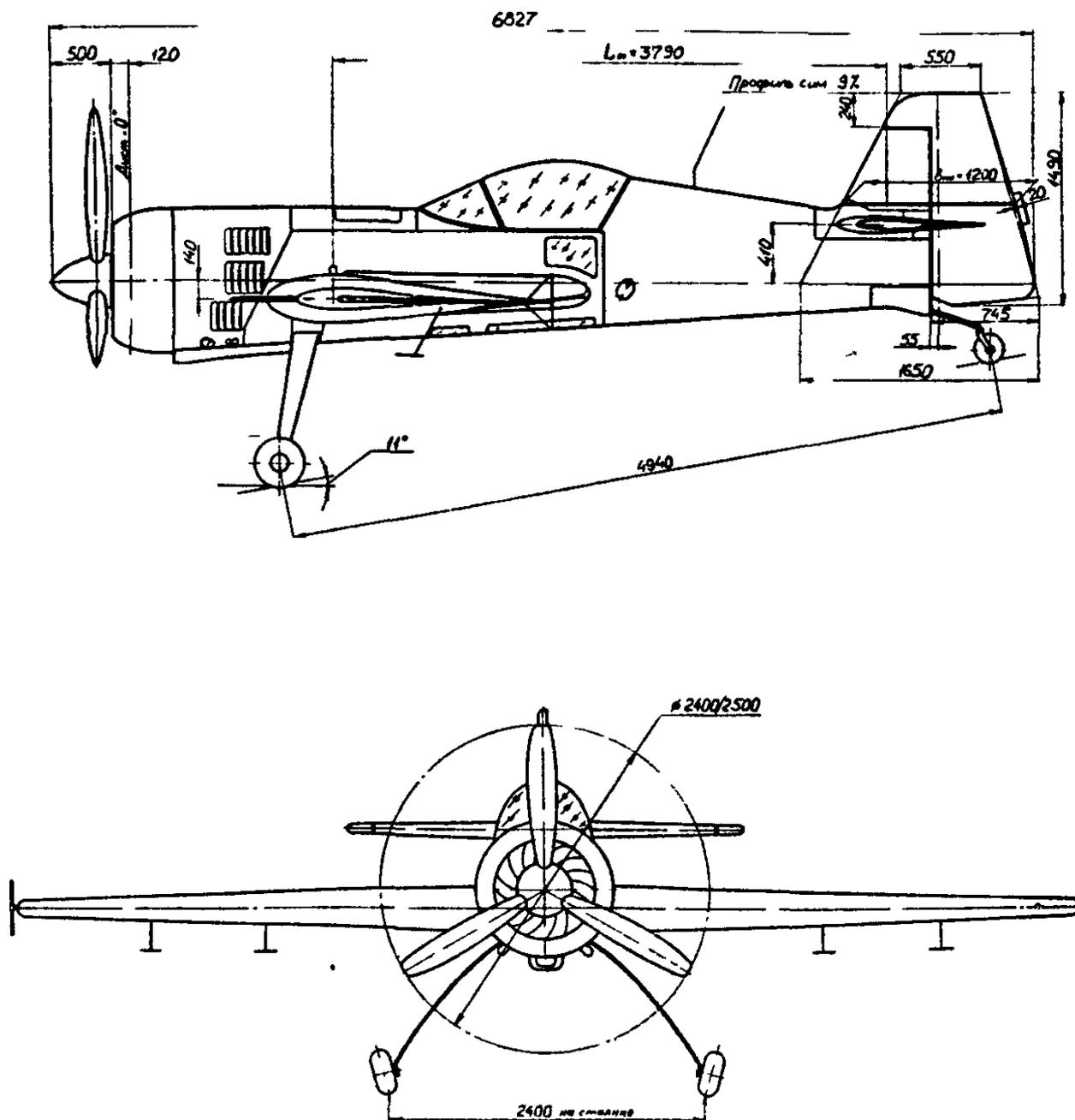
В тренировочном варианте самолёт оснащён полным комплектом оборудования.

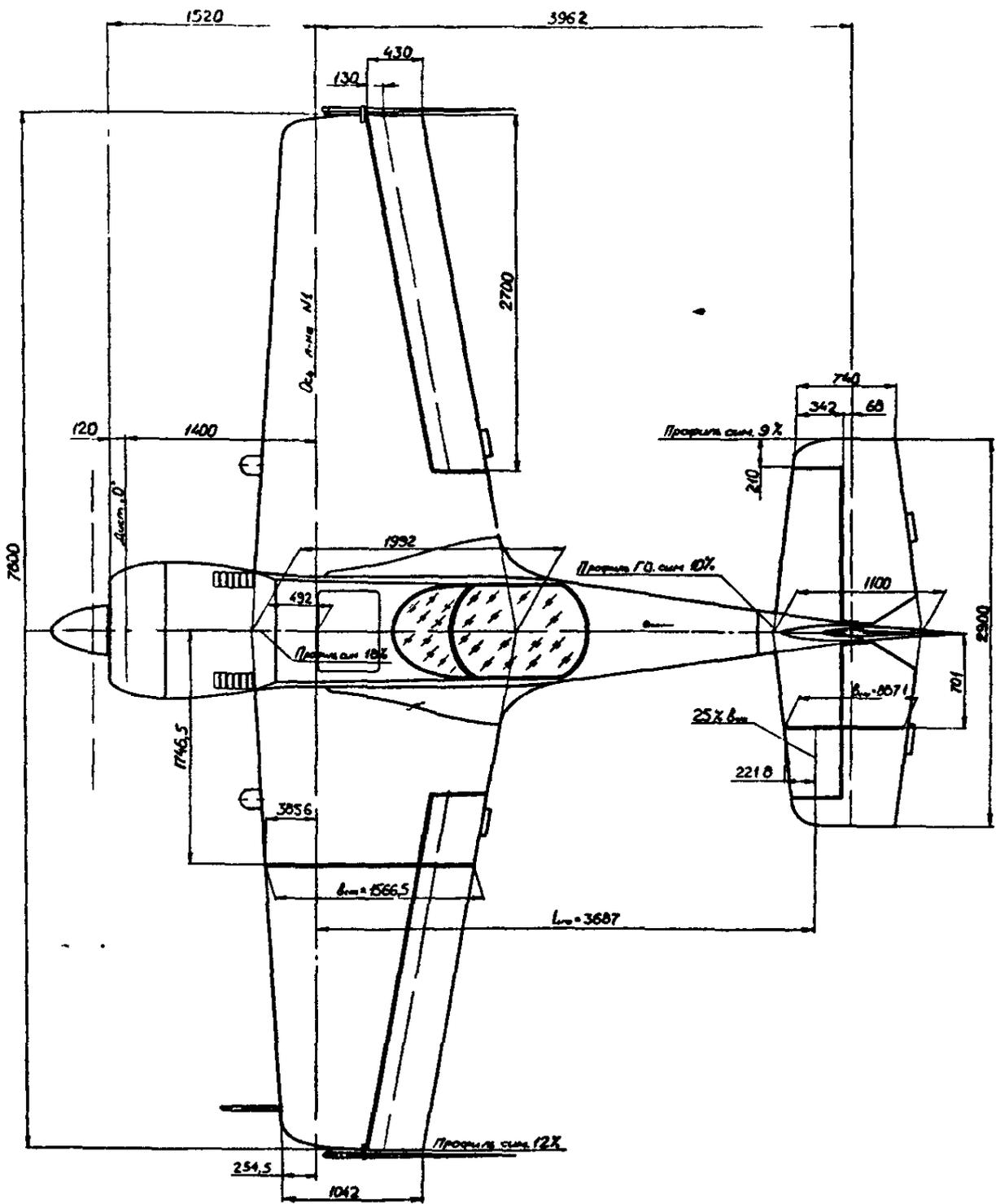
Для участия в соревнованиях самолёт может быть переоснащён в пилотажный вариант за счёт снятия следующего оборудования:

- радиостанции;
- генератора;
- регулирующей аппаратуры;
- компрессора.

Для перегоночных полётов самолёт в тренировочном варианте оснащается подвесным топливным баком, ёмкостью 125 л.

Общий вид самолета





1.2. Геометрические характеристики

1.2.1. Общие данные.

| | |
|---------------------------------------|----------|
| Длина самолета, м | 6,827 |
| Высота на стоянке, м | 2,27 |
| Колея шасси на стоянке, м | 2,4 |
| База шасси на стоянке, м | 4,94 |
| Размер основных колёс шасси, мм | 400 x 15 |
| Размер хвостового колеса, мм..... | 200 x 80 |
| Стойночный угол самолёта, град | 11 |

1.2.2. Крыло.

| | |
|--|-------|
| Размах крыла, м..... | 7,8 |
| Площадь крыла, кв.м | 11,83 |
| Угол установки крыла, град | 0 |
| Длина САХ, м | 1,567 |
| Поперечное V крыла по линии хорд, град | 0 |
| Площадь элеронов, кв.м | 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. кв.м | 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. кв.м | 0,87 |

1.2.5. Максимальные углы отклонения поверхностей управления.

| | |
|-----------------------------|-----|
| Элероны, град | ±25 |
| Руль высоты, град | ±25 |
| Руль направления, град..... | ±32 |

РАЗДЕЛ 2 ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.1. По скорости и высоте полета

| | |
|---|------|
| Максимально допустимая приборная скорость полета, км/ч | 390 |
| Максимальная приборная скорость при пилотаже, км/ч | 360 |
| Максимально допустимая высота полета (из-за отсутствия кислородного оборудования), м | 4000 |

2.2. По перегрузке

Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки:

- в пилотажном варианте ($m = 780$ кг)+11

Для всех полетных масс, отличных от 780 кг, перегрузки устанавливаются из условий:

$$n \frac{\partial}{\partial y} \max = \text{const} = 8580 \text{ кг, но не более } n \frac{\partial}{\partial y} \max = 12;$$

$$n \frac{\partial}{\partial y} \min = \text{const} = 7020 \text{ кг, но не более } n \frac{\partial}{\partial y} \min = -10;$$

Допускается эксплуатация самолета на $V_{пр} = 390-445$ км/час с диапазоном перегрузок $n_{у} = \pm \frac{7,5}{6,0}$ (изменение $n_{у}$ по линейному закону).

При этом отклонение элеронов не должно превышать $1/2$ полного хода и скольжение более двух диаметров шарика.

В перегоночном варианте с ПТБ нулевые и отрицательные перегрузки недопустимы+5

2.3. По условиям перевернутого полета

Продолжительность непрерывного перевернутого полета с заправкой масла не менее 9 л, мин2
Повторное выполнение режима не менее чем через30 с.

2.4. По массе и центровке

Максимальная взлетная масса:

- в перегоночном варианте, кг960
- в пилотажном варианте (летчик с парашютом 90 кг), кг800
- в тренировочном варианте, кг860

Из условий прочности в любом варианте снаряжения допускается посадка сразу после взлета.

Максимальная взлетная скорость (отрыва), км/ч130

Максимальная посадочная скорость (касания), км/ч130

Предельно допустимые эксплуатационные центровки:

- передняя, % САХ25,0
- задняя, % САХ30,5

Перевернутый полет с подвесным баком запрещен (по топливной системе).

Допустимые углы тангажа:

- в перегоночном варианте при запасе топлива в подвесном баке $0,6 + 0,3$ от общего объема бака+ 8^0

2.5. По ветру

Скорость встречного ветра при взлёте и посадке, м/с10

Боковая составляющая ветра при взлёте и посадке, м/с7

2.6. По условиям безопасного покидания самолёта

Диапазон безопасного покидания самолёта в условиях:

- прямого прямолинейного полёта, км/ч60-200
- перевернутого прямолинейного полёта км/чдо 180

Минимальная безопасная высота покидания самолёта над равнинной местностью в прямолинейном полёте на скорости более 100 км/ч с парашютом ПНЛ-60:

- при немедленном его введении в ручную, м60
- при автоматическом введении парашюта в действие прибора через 2 с. после отделения от самолета, м140

2.7. По силовой установке

| | |
|---|-----------------|
| Максимально допустимые температуры (в течение не более 15 мин), °С: | |
| - головок цилиндров | 240 |
| - масла на входе в двигатель | 85 |
| Минимально допустимые температуры, °С: | |
| - головок цилиндров | 120 |
| - масла на входе в двигатель | 40 |
| Заброс оборотов двигателя (в течение не более 1с) при резкой даче РУД, % | 109 |
| Максимальное время непрерывной работы двигателя, мин: | |
| - на взлётном режиме мин | 5 |
| - на максимально допустимых оборотах (101%) | 1 |
| - на номинальных и крейсерских режимах | без ограничения |
| - на режиме малого газа мин | 5 |

РАЗДЕЛ 3 ПОДГОТОВКА К ПОЛЁТУ

Перед полётом лётчик обязан:

Принять доклад от техника самолёта о готовности самолёта к полёту, о последних проделанных работах на самолёте, а также проконтролировать наличие колодок под основными колёсами шасси и наличие противопожарных средств.

3.1. Осмотр самолёта.

При осмотре проверить:

- нет ли внешних повреждений самолёта;
- вынута ли заглушка из воздухозаборника маслорадиатора, состояние воздухозаборника маслорадиатора, нет ли точки масла;
- нормально ли давление в пневматиках по обжатию (обжатие должно быть 20 мм);
- сняты ли струбцины с элеронов;
- сняты ли струбцины с рулей;
- состояние приёмника воздушных давлений (ПВД), снят ли с него чехол.

3.1.1. Заправка самолёта топливом и маслом.

При полной заправке уровень топлива должен быть на 30 мм ниже обреза заливной горловины, что соответствует заправке 60 л в основном баке и 125 л в подвесном баке.

Проверить заправку самолёта маслом при помощи масломерной линейки, в соответствии с п. 7.1.6.

После проверки убедитесь, что заливные горловины топливного и масляного баков закрыты, нет повреждений топливного бака и отсутствуют течи топлива в местах соединения трубопроводов и наличие топлива в подвесном баке по топливомеру - 120 л.

3.2. Действия летчика перед посадки в кабину.

Перед посадкой в кабину летчику убедиться в том, что:

- не поврежден козырек и откидная часть фонаря;
- отсутствуют в кабине посторонние предметы;
- надежно ли закреплено и не имеет ли повреждений кресло летчика;
- исправны ли привязные ремни;
- магнето выключено;

- автоматы защиты и выключатель на доске приборов выключены;
- на парашютном приборе ППК-У установлено время 2,2с и высота, превышающая на 1000 м высоту аэродрома;
- показания топливомеров соответствуют количеству заправленного топлива.

Подгоните по росту подвесную систему парашюта, после чего уложите парашют в чашку кресла, Оберните фал парашютного прибора вокруг верхней трубы подкоса правой стороны кресла и застегните карабин за фал.

Не допускается наличие на комбинезоне пряжек, часы должны быть только на левой руке.

3.3. Действия летчика после посадки в кабину.

После посадки в кабину проверьте:

- легкость хода педалей и ручки управления, правильность отклонения рулей и элеронов;
- правильность установки педалей, при необходимости отрегулируйте ножное управление по росту.

Наденьте подвесную систему парашюта.

Проверьте исправность замка на привязных ремнях кресла.

Подгоните и застегните привязные ремни кресла, для чего на конус среднего ремня наденьте последовательно пряжки левого плечевого ремня, левого поясного ремня, правого плечевого ремня, правого поясного ремня и закройте их шпилькой правого поясного ремня. Подтяните ремни привязной системы и закройте замки. Соедините разъемную колодку шнура шлемофона с колодкой бортового шнура радиостанции и уложите их в карман на левом плечевом ремне - при этом шнур и ремень не должны перехлёстываться.

Проверьте закрытие и открытие откидной части фонаря и штыревых замков фонаря (открытие и закрытие должно быть без заеданий).

Проверьте внешнее состояние пилотажно-навигационных приборов и приборов контроля работы силовой установки.

Установите стрелки высотомера на ноль, 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЯХ, КОГДА РАСХОЖДЕНИЕ МЕЖДУ ПОКАЗАНИЯМИ НА ПРИБОРЕ И ФАКТИЧЕСКИМ ДАВЛЕНИЕМ У ЗЕМЛИ (ПО ДАННЫМ МЕТЕОСТАНЦИИ) ПРЕВЫШАЕТ + 1,5 ММ РТ.СТ. ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА 15-35°C И ±2 ММ РТ.СТ ПРИ ОСТАЛЬНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ, ПОЛЁТ ВЫПОЛНЯТЬ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Установите стрелки указателя перегрузок в исходное положение (нажатием кнопки).

Проверьте показания часов, при необходимости заведите их и установите точное время.

Проверьте тормоза нажатием на тормозные подножки педалей управления, педаль должна быть жёсткой, ход подножки педали не более 50 мм.

Перед проверкой системы управления двигателем и шагом воздушного винта установите пожарный кран в положение закрыто, выключите рычагом механизма загрузки рычаги РУД. В расторможенном положении рычаги управления должны иметь плавный ход во всём диапазоне перемещения.

Пожарный кран установите в положение ОТКРЫТО.

Проверьте управление жалюзи капота двигателя - легко ли перемещается рычаг управления жалюзи, полностью ли закрываются и открываются жалюзи.

Включите автоматы защиты $\frac{АККУМ}{АЭР.ПИТ.}$ ПРИБ. СИГН и выключатель $\frac{АККУМ}{АЭР.ПИТ.}$ АЭР. ПИТ проверьте напряжение бортового аккумулятора по показанию вольтметра - напряжение должно быть не ниже 25В.

Выключите выключатель $\frac{АККУМ}{АЭР.ПИТ.}$. Дайте команду технику "Подключить аэродромное питание".

Вновь включите выключатель $\frac{АККУМ}{АЭР.ПИТ.}$;

Проверьте исправность сигнальных ламп отказа генератора и наличия стружки в масле нажатием на кнопку КОНТРОЛЬ ЛАМП.

Проверьте работу радиостанции "Бриз", для чего:

$\frac{РАДИО}{ЗАПУСК}$
- включите автомат защиты $\frac{РАДИО}{ЗАПУСК}$
- переключатель ПШ поставьте в положение ВЫК, регулятор громкости - в положение максимальной громкости и с помощью двух ручек установки частоты установите рабочую частоту связи, через 2 мин радиостанция готова к работе;

- проверьте исправность радиостанции путем установления связи с наземной радиостанцией или, при отсутствии указанной радиостанции, по наличию собственных шумов радиоприемника и самопрослушивания ИЛЕ работе на передачу;

- проверьте работу подавителя шумов в режиме ПРИЕМ по полному пропаданию собственных шумов в телефонах при установке переключателя ПШ в положение ПШ;

- проверьте работу ручного регулятора громкости по снижению собственных шумов приемника, после окончания проверки установите максимальную громкость и

$\frac{РАДИО}{ЗАПУСК}$
выключите автомат защиты $\frac{РАДИО}{ЗАПУСК}$.

3.4. Подготовка двигателя к запуску.

Запуск двигателя на земле производите как от бортового аккумулятора, так и от аэродромного источника электропитания. Перед запуском двигателя:

- убедитесь, что вблизи нет людей, транспорта и предметов, которые могут попасть под винт;

- рычаг загрузки рычагов РУД переведите в положение выключено;

- проверьте установку рычага управления шагом винта в положении МАЛЫЙ ШАГ;

- в холодное время года закройте жалюзи капота двигателя;

- установите РУД в положение 1/3 полного хода, что соответствует оборотам двигателя 28-38°;

- проверьте установку пожарного крана в открытое положение (рычаг управления краном - полностью от себя);

$\frac{РАДИО}{ЗАПУСК}$
- убедитесь, что магнето и автоматы защиты $\frac{РАДИО}{ЗАПУСК}$, ГЕНЕР выключены;

- подайте команду авиатехнику "Провернуть винт!" Услышав вопрос авиатехника "Включено?", еще раз убедитесь в выключении зажигания и дайте ответ "Выключено!", после чего авиатехник проворачивает винт;

- установите заливочный шприц в положение ЦИЛИНДРЫ и, в процессе проворачивания винта, произведите зашприцовку бензина в двигатель:

- летом 2-3 подачи, зимой - 3-4 подач;

- установите заливающий шприц в положение СИСТ и создайте давление бензина перед карбюратором 0,2-0,5 кгс/см.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. ПРОВОРАЧИВАТЬ ВИНТ ГОРЯЧЕГО ДВИГАТЕЛЯ (ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ГОЛОВОК ЦИЛИНДРОВ ВЫШЕ +80°С) - ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. НЕ ЗАЛИВАЙТЕ БЕНЗИН БОЛЬШЕ 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.

3.5. Запуск двигателя.

Запуск, опробование двигателя и руление производите с закрытым фонарем кабины.

Запуск двигателя производите в следующей последовательности:

- подайте команду авиатехнику "От винта!" и, получив ответ "Есть от винта!", включите автомат защиты РАДИО ;

ЗАПУСК

- нажмите рычаг запуска двигателя и когда двигатель заработает равномерно (10 - 14%), включите оба магнето.

Для лучшего запуска двигателя после первых вспышек произведите дополнительную подачу топлива в цилиндры заливочным шприцем.

Во время 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 2-3с.

Если двигатель не даёт вспышек в течение 30 с.:

- выключите магнето и автомат защиты РАДИО ЗАПУСК ;

- переведите РУД полностью от себя;

- соблюдая меры предосторожности, указанные в п.3.4., подайте команду авиатехнику повернуть винт на 8-10 оборотов по ходу, в процессе проворачивания винта заливку двигателя не производите;

- произведите повторный запуск.

После того, как двигатель устойчиво заработает:

- отпустите рычаг запуска двигателя;

- переведите РУД в положение, соответствующее оборотам 38-41%;

- наблюдайте за давлением масла по манометру.

Если в течение 15-20°С после запуска давление масла не достигнет 1 кгс/см² немедленно выключите двигатель и выясните причину;

- законтрите рукоятку заливочного шприца, поставив её вертикально в положение ВЫКЛ;

- установите предохранитель рычага запуска в положение ЗАКР;

- если запуск производился от аэродромного источника электропитания, подайте команду авиатехнику "Отключить аэродромное питание!".

3.6. Прогрев двигателя

Прежде чем приступить к прогреву и дальнейшему опробованию двигателя:

- возьмите ручку управления самолётом полностью на себя;

- поставьте педали в нейтральное положение;

- нажмите на тормозные подножки педалей.

Прогрев двигателя ведите на оборотах 41 - 44%, пока температура масла на входе в двигатель не начнёт повышаться. С началом роста температуры масла увеличьте число

оборотов до 44 - 48% (зимой - до 51%) и дальнейший прогрев производите на этих оборотах.

Зимой для ускорения прогрева двигателя жалюзи капота должны быть закрыты.

Двигатель считается прогретым, если:

- температура головок цилиндров не ниже 120°C;
- температура масла на входе в двигатель не 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 установленной наземной заглушкой). В дальнейшем не допускайте падения температуры масла на входе в двигатель ниже минимально допустимой.

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

Выключить двигатель и дать команду выпускающему снять заглушку с маслорадиатора.

3.7. Опробование двигателя

Опробование двигателя производите при полностью открытых жалюзи капота.

Опробуйте двигатель на втором номинальном режиме, для чего плавно передвигая РУД вперёд до упора и одновременно затягивая винт до оборотов 70%, установите второй номинальный режим. При этом показания приборов должны соответствовать параметрам, указанным в таблице п. 7.1.1.

Двигатель должен работать устойчиво и без тряски. Во избежание перегрева двигателя вследствие недостаточного обдува не допускайте длительной работы на втором номинальном режиме

Проверьте работу магнето и свечей:

- установите винт в положение МАЛЫЙ ШАГ (рычаг управления винтом полностью от себя);
- рычагом управления двигателем установите обороты 64-70%;
- выключите одно магнето и оцените падение оборотов;
- включите оба магнето на 20-30 с. до восстановления первоначальных оборотов;
- выключите другое магнето и оцените падение оборотов;
- включите оба магнето.

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

Убедитесь в работе генератора по погасанию сигнальной лампы. Напряжение бортсети по вольтметру должно быть 27-29 В.

Проверьте работу воздушного винта и регулятора числа оборотов:

- рычагом управления двигателем установите обороты 70% (винт в положении МАЛЫЙ ШАГ);
- рычаг управления шагом винта переведите на БОЛЬШОЙ ШАГ (полностью на себя), число оборотов при этом должно снизиться до 53%;
- рычаг управления шагом винта переведите в положение МАЛЫЙ ШАГ, обороты должны возрасти до первоначальных 70%, при этом допускается кратковременное уменьшение давления масла до 2 кгс/см² с последующим восстановлением за 8-11с.

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

- при положении рычага управления шагом винта на МАЛОМ ШАГЕ рычагом управления двигателем установите обороты 70%;
- рычагом управления шагом винта затяните винт до оборотов 64%;
- плавно перемещая РУД вперёд и назад, но не до отказа, убедитесь, что обороты двигателя остаются неизменными.

Проверьте приёмистость двигателя:

- рычаг управления шагом винта поставьте в положение МАЛЫЙ ШАГ;
- РУД переведите в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
- за 1-3с переведите РУД из положения МАЛЫЙ ГАЗ в положение взлётного режима. Двигатель должен выходить на взлётный режим плавно, без перебоев, за время не более 3с. Допускается заброс оборотов до 109% в течение не более 1с.

Для обеспечения нормальной приёмистости температура головок цилиндров должна быть не менее 120°C, а температура масла не менее 40°C.

Проверьте работу двигателя на взлётном режиме в течение 20-30с. (винт на МАЛОМ ШАГЕ). Показания приборов при этом должны соответствовать параметрам, указанным в таблице п. 7.1.1.

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

Проверьте работу двигателя на первом номинальном- режиме в течение 20-30с, затягивая винт до оборотов 82%. Показания приборов при этом должны соответствовать параметрам, указанным в таблице п. 7.1.1.

Проверьте работу двигателя на малом газе:

- рычаг управления шагом винта поставьте в положение МАЛЫЙ ШАГ;
- РУД переведите в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

Двигатель должен работать устойчиво, показания приборов должны соответствовать параметрам, указанным в таблице п. 7.1.1.

РАЗДЕЛ 4 ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ

4.1 Подготовка к вырубиванию и руление

Убедившись в нормальной работе двигателя, приборного и радиосвязного оборудования, увеличьте обороты двигателя до 54-57% и запросите разрешение на вырубивание.

Получив разрешение на вырубивание, уменьшите обороты до минимальных, расстопорите хвостовое колесо, подайте команду технику "Убрать колодки, освободить хвост".

Проверьте работу тормозов:

- поставьте педали нейтрально,
- ручку управления возьмите полностью на себя,
- нажмите до отказа тормозные подножки на педалях,
- увеличьте обороты двигателя до 35-38% - самолет должен удерживаться тормозами на месте;
- уменьшите обороты двигателя до минимальных и отпустите тормозные подножки педалей;
- убедитесь, что хвостовое колесо расстопорено.

Убедившись, что в полосе предполагаемого руления нет препятствий, поднятием руки запросите разрешение на руление у выпускающего.

Получив от выпускающего сигнал "Рулить можно" (рука направлена в сторону руления), отпустите тормоза и плавно увеличьте обороты двигателя настолько, чтобы самолет сдвинулся с места. Руление производите змейкой, просматривая впереди ледящую местность.

На рулении проверьте эффективность тормозов. При нейтральном положении педалей нажмите с одинаковым усилием на тормозные подножки - самолет должен затормозиться, эффективность торможения зависит от усилия нажатия на подножки. Для

выполнения разворотов отклоните полностью педаль в сторону разворота и плавно нажмите на соответствующую тормозную подножку. В процессе руления тормозами пользуйтесь плавно, выдерживайте скорость не более скорости быстро идущего человека. При рулении по вязкому и неровному грунту и при торможении ручку управления держите полностью взятой на себя.

Приближаясь к взлетной полосе запросите по радио разрешение вырुлить на взлетную полосу.

Вырулив на взлетную полосу, прорулите по прямой 3-5 м, застопорите хвостовое колесо и остановитесь.

Проверьте:

- соответствие показаний магнитного компаса взлетному курсу ВПП.
- установку рычага управления шагом винта в положение МАЛЫЙ ШАГ. (зимой для прогрева масла во втулке переведите 2-3 раза винт с малого шага на большой и обратно).

Убедившись, что двигатель достаточно прогрет, работает без хлопков и тряски, температура воздуха на входе в карбюратор не ниже + 10°C.

Положение жалюзи двигателя на взлете зависит от прогрева двигателя и температуры наружного воздуха.

Осмотрите и убедитесь в отсутствии препятствий для взлета. Наметьте ориентир для взлета. Запросите по радио разрешение на взлет.

4.2. Полет по кругу

Взлет с расстопоренной хвостовой опорой ЗАПРЕЩЕН. Получив разрешение на взлет, включите часы и направьте взгляд на ориентир, имея в поле зрения взлетную полосу и видимые части фонаря кабины. Возьмите ручку управления полностью на себя, растормозите колеса и плавно увеличьте обороты двигателя до 82%. Выдерживайте направление разбега на выбранный ориентир.

При разбеге в трехточечном положении самолета обращайтесь внимание:

- на плавность увеличения наддува;
- на работу двигателя на слух.

После пробега 15-20 м начинайте плавно поднимать хвост самолета до взлетного положения, возникавшие тенденции к развороту вправо парируйте плавным отклонением левой педали. Режим работы двигателя к моменту отрыва доведите до максимального.

На скорости 120-130 км/ч самолет плавно отделяется от земли. После отрыва перенесите взгляд на землю (влево от продольной оси самолета под углом 20-25° и вперед на 25-30 м) Выдерживание после отрыва производите с постепенным отходом от земли.

В процессе выдерживания следите за высотой, отсутствием кренов, сноса и направлением полёта.

На высоте 20-30 м рычагом управления шагом винта уменьшите обороты двигателя до 70-82% и дальнейший набор высоты производите на этих оборотах.

Набор высоты производите при максимальном наддуве и оборотах двигателя 70-82%.

Для получения максимальной скороподъёмности в наборе высоты выдерживайте следующие скорости:

- до высоты 1500 м- 170 км/ч;
- с высоты 1500 до 4000 м.....- 160 км/ч.

В наборе высоты контролируйте работу силовой установки - показания приборов не должны выходить за пределы значений, указанных в таблице п. 7.1.1.

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

После вывода из разворота дальнейший набор производите на скорости 170 км/ч.

Выйдя на высоту полёта по кругу, переведите 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, выполните второй разворот в горизонтальной плоскости. Если второй разворот выполняется с набором высоты, то за 20-30 м до заданной высоты начинайте уменьшать угол набора и наддув двигателя, а оставшуюся часть разворота выполните в горизонтальной плоскости на скорости 180-200 км/ч. Вывод из второго разворота производите в направлении, параллельном линии посадочных знаков.

На прямой от второго к третьему развороту проконтролируйте правильность построения маршрута, его ширину и параллельность линии пути относительно линии посадочных знаков. При правильном построении маршрута консоль крыла будет проходить по линии посадочных знаков,

не закрывая их. Скорость должна быть 200 км/ч, наддув 730 мм.рт.ст, обороты 62-64%.

Перед третьим разворотом запросите разрешение на посадку.

Третий разворот начинайте выполнять, когда угол, заключенный между продольной осью самолета и линией визирования на посадочные знаки, будет равен 45° . Разворот выполняйте с креном 30° на угол $100-110^\circ$ на скорости 180 км/ч. Линия пути самолета до четвертого разворота должна проходить под углом $70-80^\circ$ к линии посадочных знаков.

Перед переходом на планирование переведите винт в положение МАЛЫЙ ШАГ (рычаг управления шагом винта полностью от себя) и по показанию указателя оборотов убедитесь, что винт полностью облегчен.

Когда угол между линией посадочных знаков и линией визирования на них будет равен 30° , плавно уменьшите наддув и переведите самолет на планирование, выдерживая скорость 170 км/ч.

Ввод в четвертый разворот начинайте в момент, когда угол между линией знаков и линией визирования на них будет равен $15-20^\circ$. Разворот выполняйте на скорости 170 км/ч с креном 30° . Точность захода корректируйте в процессе разворота изменением крена, не допуская его более 40° . Если при выполнении четвертого разворота крен 40° окажется недостаточным для точного выхода в створ посадочных знаков, увеличьте наддув и выполните уход на второй круг.

Высота выхода из четвертого разворота должна быть не менее 100м.

После выхода из четвертого разворота плавно уменьшив наддув, установите скорость предпосадочного планирования 160 км/ч и убедитесь что посадочная полоса свободна и заход выполнен точно.

Снижение после четвертого разворота производите в точку начала выравнивания, сохраняя заданную скорость 160 км/ч путем изменения мощности двигателя.

С высоты 5-6 м начинайте выравнивание самолета. Одновременно с началом выравнивания плавно уменьшайте наддув таким расчетом, чтобы к концу выравнивания РУД был убран полностью на себя. Выравнивание закончите на высоте 0,75-1 м. В процессе выравнивания взгляд должен скользить по земле и быть направлен вперед на 20-30 м и под углом $20-25^\circ$ влево от продольной оси самолета.

Выдерживание производите с постепенным снижением, одновременно создавая самолету трехточечное положение, не допуская взмываний.

По мере приближения к земле плавно подберите ручку на себя так,

чтобы приземление самолета произошло с высоты 15-20 см на три точки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! ДО КАСАНИЯ КОЛЕСАМИ ВПП НАЖИМАТЬ НА ТОРМОЗНЫЕ ПОДНОЖКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Самолет приземляется на скорости 120-130 км/ч. После приземления и устойчивого пробега ручку управления плавно подберите на себя полностью. Убедившись, что пробег сохраняется прямолинейным и педали стоят нейтрально, при необходимости во второй половине пробега на скорости не более 80 км/ч, используйте торможение колес.

Во избежание подъема хвоста торможение выполняйте плавно, короткими нажатиями на тормозные подножки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! ПРИ ПОСАДКЕ НА МЯГКИЙ И ВЯЗКИЙ ГРУНТ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОРМОЗАМИ НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.

При появлении разворачивающего момента отпустите тормоза, установите самолет вдоль посадочной полосы, после чего вновь приступите к торможению. После окончания пробега расстопорите хвостовое колесо и освободите посадочную полосу. Доложите руководителю полетов.

4.2.1. Уход на второй круг

Уход на второй круг выполняйте в следующих случаях:

- при сокращении дистанции до впереди летящего самолета менее заданной;
- при наличии препятствий на посадочной полосе;
- при исправлении расчета;
- при грубой ошибке в заходе по знакам;
- по команде руководителя полетов.

Уход на второй круг возможен с любой высоты вплоть до высоты выравнивания.

При уходе на второй круг с высоты более 30 м:

- увеличьте обороты двигателя до взлетных за 2-3 с;
- не допуская потери скорости менее 150 км/ч, выведите самолет из угла снижения;
- на скорости 160 км/ч переведите самолет в набор высоты.

При уходе на второй круг с высоты выравнивания:

- не отрывая взгляда от земли и продолжая производить посадку увеличьте обороты двигателя до максимальных;
- на скорости 160 км/ч переведите самолет в набор высоты;
- выполните повторный заход на посадку. Посадку с подвесным баком производить при наличии в нём топлива не менее 15 л по топливомеру.

4.2.2. Взлёт и посадка с боковым ветром.

Техника выполнения взлёта и посадки с боковым ветром такая же, как при встречном ветре.

На взлёте боковой ветер на выдерживание направления взлёта существенного влияния не оказывает.

На пробеге после касания самолёт устойчив, стремление к изменению направления пробега не имеет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЗЛЁТ И ПОСАДКУ ПРИ БОКОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СКОРОСТИ ВЕТРА БОЛЕЕ 7 М/С ПРОИЗВОДИТЬ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4.2.3. Остановка двигателя.

Перед остановкой двигателя:

- выключите радиостанцию;
- если необходимо, охладите двигатель.

Для охлаждения двигателя:

- откройте полностью жалюзи капота;
- уменьшите обороты двигателя до 28-34% (винт на малом шаге);
- проработайте на этом режиме до тех пор, пока температура головок цилиндров не снизится до 140-150°C.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ГОЛОВОК ЦИЛИНДРОВ ВЫШЕ 140-150°C НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.

2. В СЛУЧАЕ НЕВОЗМОЖНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ ГОЛОВОК ЦИЛИНДРОВ ДО 140-150°C В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ ДОПУСКАЕТСЯ ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ГОЛОВОК ЦИЛИНДРОВ НЕ БОЛЕЕ 70°C.

3. ПЕРЕД ОСТАНОВКОЙ ДВИГАТЕЛЯ ИЗБЕГАЙТЕ ДЛИТЕЛЬНОЙ РАБОТЫ НА МАЛЫХ ОБОРОТАХ.

После охлаждения головок цилиндров произведите остановку двигателя, для чего:

- увеличьте обороты двигателя до 65-68% на 20-30с и прожгите свечи;
- рычагом управления двигателем сбросьте обороты до 28-34%;
- выключите магнето;
- плавно переместите РУД вперёд (откройте дроссельную заслонку карбюратора).

После остановки двигателя:

- поставьте РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ (полностью на себя);
- закройте пожарный кран;
- выключите все автоматы защиты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОСТАНАВЛИВАТЬ ДВИГАТЕЛЬ:

1. НЕПОСРЕДСТВЕННО С КРЕЙСЕРСКИХ И БОЛЕЕ ВЫСОКИХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ.

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

- отсоедините колодку шнура шлемофона от колодки бортового шнура радиостанции, после чего уложите колодку бортового шнура в карман на левом плечевом ремне.

4.3. Полёт на пилотаж

4.3.1. Общие положения.

На всех высотах эволютивная скорость полёта 135 км/ч. На этой скорости самолёт устойчив и хорошо управляем. В процессе пилотажа избегайте потери скорости менее рекомендуемой. Это особенно важно при выполнении вертикальных фигур пилотажа. Для ускорения ввода самолёта в фигуры пилотажа разгон и торможение производите не в горизонтальном полёте, а соответственно на снижении и в наборе высоты.

Все фигуры пилотажа выполняйте с затяжелённым воздушным винтом на оборотах двигателя 82%, при этом соответствующая скорость устанавливается наддувом.

Перевернутый полёт может выполняться как по прямолинейным траекториям (горизонтальный полёт, набор высоты, планирование), так и по криволинейным (развороты, виражи, восходящие и нисходящие фигуры). Выполнение фигур в перевернутом полёте практически не отличается от выполнения фигур пилотажа в прямом полёте, но требует от лётчика хороших и уверенных навыков в пилотировании самолёта в прямом полёте.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПИЛОТАЖА НЕ ДОПУСКАЕТЕ ПРЕВЫШЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО СКОРОСТИ И ПЕРЕГРУЗКЕ УСТАНОВЛЕННЫХ ДЛЯ САМОЛЁТА.

2. ПРИ РЕЗКОЙ ДАЧЕ РУД НЕ ДОПУСКАЕТСЯ ЗАБРОС ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ ВЫШЕ УСТАНОВЛЕННОГО ОГРАНИЧЕНИЯ.

3. ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ СНИЖЕНИИ (ПЛАНИРОВАНИИ) НЕ ДОПУСКАЙТЕ ПАДЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГОЛОВОК ЦИЛИНДРОВ МЕНЕЕ 120°С, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ВЫПОЛНЯЙТЕ ПЛОЩАДКИ С ПЕРИОДИЧЕСКИМ ПРОГРЕВОМ ДВИГАТЕЛЯ.

4.3.2. Вираж.

На вводе в вираж по мере увеличения крена плавно увеличивайте наддув двигателя с такт! расчётом, чтобы сохранялась скорость 200 км/ч. Обороты двигателя 70-82%.

При достижении крена 45° и дальнейшем его увеличении ручку управления выбирайте "на себя" для создания угловой скорости.

При достижении заданного крена незначительным движением ручки управления в сторону, противоположную крену, зафиксируйте величину крена и установите постоянную угловую скорость и перегрузку.

Соразмерными и координированными движениями ручки и педалей удерживайте самолёт в режиме виража. В процессе выполнения виража не допускайте перетягивания ручки управления "на себя". Усилия на ручке в направлении "на себя" незначительные. При перетягивании ручки на вираже может произойти сваливание самолёта в штопор.

Вывод из виража начинайте заранее до намеченного ориентира координированными движениями ручки и педалей с одновременным уменьшением наддува двигателя с таким расчётом, чтобы к моменту вывода самолёта в горизонтальный полёт скорость была 200 км/ч. Время виража с креном 60° на высоте 1000 м. составляет 20с.

4.3.3. Восьмёрка.

Техника выполнения восьмёрки аналогична технике выполнения виража. Правый вираж выполняется при пониженном режиме работы двигателя по сравнению с левым.

Переключивание самолёта из виража одного направления в вираж другого направления выполняйте непрерывными и координированными движениями ручки и педалей. Самолёт легко переключивается из одного виража в другой.

4.3.4. Боевой разворот.

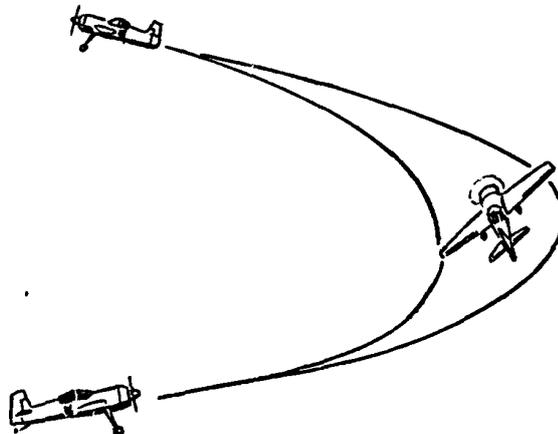
Выполнение боевого разворота начинайте при максимальном режиме работы двигателя на скорости 280-290 км/ч. Перед вводом самолёта в боевой разворот:

- осмотрите воздушное пространство;
- наметьте ориентир для вывода;
- увеличьте наддув двигателя до максимального;
- в горизонтальном полете или на снижении установите скорость 280-290 км/ч.

Плавным движением ручки "на себя" переведите самолёт на кабрирование. По достижении угла кабрирования 10-15° создайте крен 10-15° и координированными движениями рулей введите самолёт в разворот.

В процессе боевого разворота увеличивайте крен с таким расчётом, чтобы после разворота на 120° он был равен 60° при угле набора $20-30^\circ$.

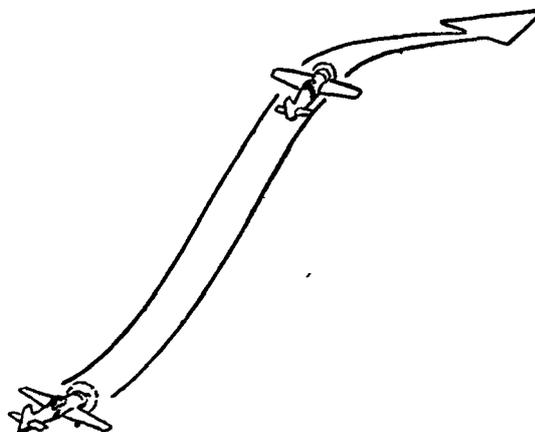
Вывод самолета из боевого разворота в горизонтальный полёт начинайте за 30° до намеченного ориентира координированными движениями ручки и педали в сторону, противоположную вводу, не допуская при выводе скорости менее 135 км/ч. После вывода самолёта в горизонтальный полёт уберите наддув двигателя до необходимого.



В процессе выполнения боевого разворота не допускайте перетягивания ручки управления "на себя".

При скорости ввода $280-290$ км/ч и перегрузке $3-4$ набор высоты за боевой разворот составляет $300-350$ м.

4.3.5. Горка. Ввод в горку с углами кабрирования $30-60^\circ$ начинайте на скорости $280-290$ км/ч при максимальном наддуве. Перед вводом в горку осмотритесь, обратив внимание на пространство в направлении выполнения фигуры.



На снижении при работе двигателя на максимальном режиме установите заданную скорость ввода и убедитесь в отсутствии кренов. Затем плавным движением ручки "на себя" создайте самолёту угол кабрирования $30-60^\circ$ и зафиксируйте его незначительным отклонением ручки управления "от себя".

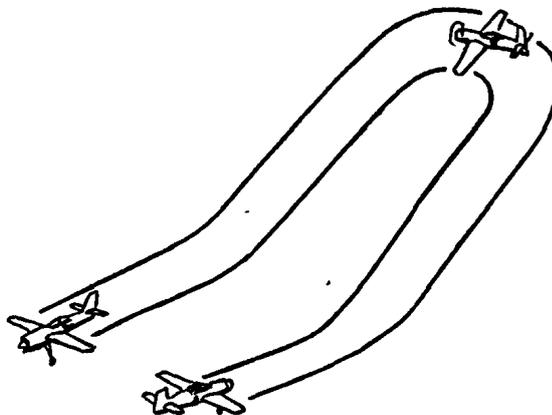
По достижении скорости 170 км/ч, не уменьшая режима работы двигателя, введите самолет в разворот с одновременным уменьшением угла кабрирования и последующим опусканием носа самолёта до линии естественного горизонта.

Когда нос самолёта пойдёт к линии горизонта, выведите самолёт в горизонтальный полет на скорости не менее 135 км/ч и уменьшите режим работы двигателя до требуемого. При выводе из горки следите за скоростью начала ввода в разворот и сохранением заданной скорости вывода.

4.3.6. Поворот на горке.

Ввод в горку начинайте на скорости 260 км/ч. Перед вводом в горку:

- осмотритесь в направлении горки;
- установите заданную скорость в горизонтальном полёте или на снижении при работе двигателя на максимальном наддуве;
- убедитесь в отсутствии кренов.



Плавным движением ручки "на себя" переведите самолёт на кабрирование с углом 60° и удерживайте его в этом угле до скорости 145 км/ч.

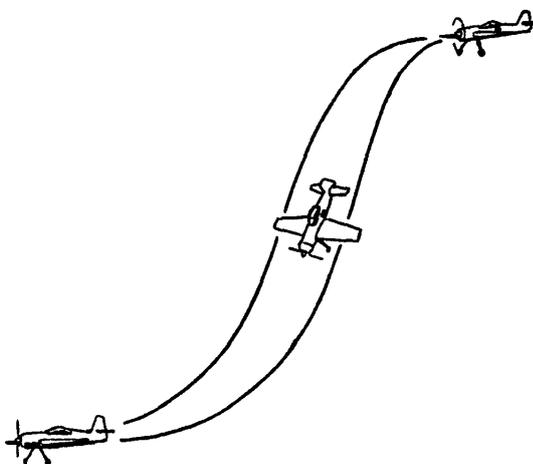
Не изменяя угла кабрирования, отклонением педали в нужную сторону выполните поворот вокруг вертикальной оси самолёта. Стремление самолёта к переворачиванию "на спину" парируйте отклонением ручки "от себя" и в сторону, противоположную отклонению педали. При повороте следите за определением момента начала поворота, величиной крена и выполнением поворота в одной плоскости. После того, как нос самолёта опустится ниже горизонта на $20-30^\circ$, плавно уменьшите наддув двигателя до минимального и установите угол пикирования, равный углу набора.

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

При скорости ввода 280-290 км/ч и перегрузке 3-4 набор высоты за горку составляет 300-350 м.

4.3.7. Пикирование.

Ввод в пикирование выполняйте из горизонтального полёта или из разворота на $60-90^\circ$ на скорости 135 км/ч.



При выполнении пикирования с разворота координированными движениями ручки и педалей введите самолёт в разворот с креном $35-45^\circ$ в направлении выбранного ориентира. В процессе разворота плавно уменьшите наддув двигателя до минимального, введите самолёт в пикирование.

К моменту окончания разворота угол пикирования должен быть заданным, но не более 60° . Величину угла пикирования контролируйте по положению консоли крыла (визиру на крыле) относительно горизонта.

На пикировании появляются давящие усилия на ручке управления, которые возрастают с увеличением скорости.

Вывод самолёта в горизонтальный полёт начинайте при достижении заданной скорости пикирования $320-330$ км/ч плавным движением ручки "на себя". В конце вывода увеличьте режим работы двигателя до требуемого. При выводе из пикирования не допускайте резких движений и перетягивания ручки управления, так как при этом создаются большие перегрузки.

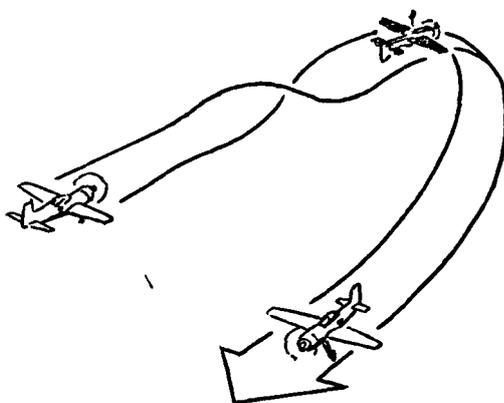
Потеря высоты за пикирование с углом 45° при скорости ввода 135 км/ч и выводе $320-330$ км/ч составляет около 500 м.

4.3.8. Переворот.

Ввод в переворот производите с горизонтального полёта на скорости 170 км/ч при оборотах двигателя $70-82\%$.

Для выполнения переворота создайте самолёту угол кабрирования $10-15^\circ$, а затем плавным движением ручки придайте самолёту вращение вокруг продольной оси в сторону желаемого переворота с таким темпом, чтобы самолёт повернулся вверх колёсами за $2-3$ с.

При достижении положения "вверх колёсами" ручкой управления прекратите вращение самолёта, уберите наддув и, плавно подтягивая ручку "на себя", введите самолёт в пикирование. Набрав скорость не менее 190 км/ч, плавно выводите самолёт из пикирования с таким расчётом, чтобы скорость в конце вывода из пикирования была 270 км/ч.



За время переворота самолёт теряет $300-350$ м. Правый переворот самолёт выполняет несколько энергичнее, чем левый.

4.3.9. Петля Нестерова.

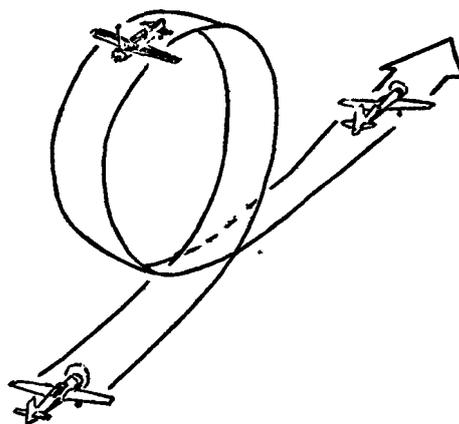
Ввод самолёта в петлю производите на скорости $280-290$ км/ч. Увеличение скорости перед вводом в фигуру производите на полном наддуве двигателя с небольшим снижением. Выполнение петли начинайте соразмерным движением ручки "на себя" при достижении скорости $280-290$ км/ч на оборотах двигателя $70-82\%$ и полном наддуве. Чтобы не допускать крена и разворота, возникающих вследствие действия гороскопического и реактивного моментов винта, удерживайте самолёт от разворота нажатием на левую педаль. В начальной стадии петли движение ручки "на себя" должно быть медленным. При увеличении угла набора более $20-30^\circ$ постепенно увеличивайте темп взятия ручки до начала перехода самолёта в положение "вверх колёсами". После

этого подтягивание ручки управления (тянущие усилия) уменьшите. После перехода верхней точки петли незначительно подтяните ручку так, чтобы перевести самолёт в пикирование. При появлении признаков неустойчивости самолёта в верхней точке петли незначительно отпустите ручку "от себя" с последующим взятием "на себя".

Как только самолёт пройдёт линию горизонта, плавно уберите наддув до минимального, уменьшите нажим на левую педаль и переведите самолёт в пикирование. По мере приобретения опыта лётчиком наддув можно не убирать.

При положении самолёта в отвесном пикировании немного отклоните "от себя" ручку управления, чтобы вывод из пикирования был плавным, без резкого перехода на большие углы атаки.

Вывод из пикирования в режим горизонтального полёта начинайте плавно при скорости не более 190 км/ч с таким расчётом, чтобы в конце вывода скорость была 240-250 км/ч.



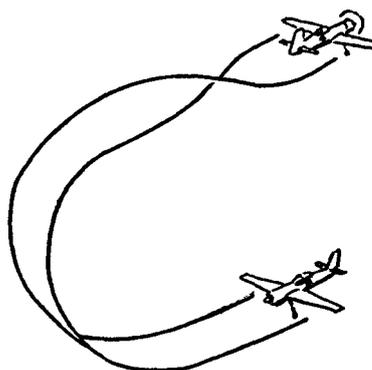
Петля Нестерова при скорости ввода 280-290 км/ч с перегрузкой 4 выполняется без потери высоты.

4.3.10. Полупетля.

Перед выполнением полупетли:

- установите самолёт в режим горизонтального полёта;
- наметьте ориентир для вывода;
- осмотритесь, уделив особое внимание верхней полусфере.

Ввод в полупетлю выполняйте на скорости 280-290 км/ч при оборотах двигателя 70-82% и полном наддуве. При достижении заданной скорости выполните первую половину петли, выбирая ручку управления "на себя" в более быстром темпе, чем на петле. При подходе к верхней точке, когда самолёт будет в положении "вверх колёсами", а его капот не дойдёт до линии горизонта 5-10°, проверьте скорость, которая должна быть не менее 135 км/ч, и отклоните ручку в желаемую сторону. Выполните полубочку, вращая самолёт вокруг продольной оси на 180°.



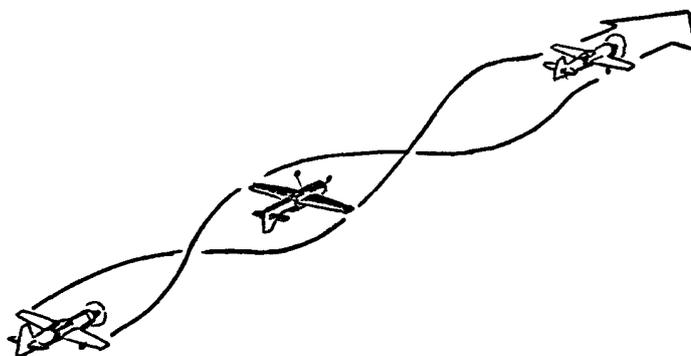
За 20-30° до подхода самолёта к горизонтальному положению отклоните рули управления в сторону, противоположную вращению самолёта. Как только самолёт примет горизонтальное положение, рули поставьте нейтрально. При выводе самолёта из полупетли скорость должна быть не менее 135 км/ч. Если при положении самолёта "вверх колёсами" скорость будет меньше 135 км/ч, полубочку не выполняйте, а фигуру закончите выполнением второй половины петли. Набор высоты при выполнении полупетли с перегрузкой 4,5 составляет 250-300 м.

4.3.11. Бочка.

На самолета можно выполнять управляемую и штопорную бочку.

Управляемая бочка.

Для выполнения управляемой бочки установите скорость 220-250 км/ч. при оборотах двигателя 70-82%, создайте самолету угол кабрирования 15-20°, зафиксируйте это положение, после чего плавным движением ручки в сторону бочки вращайте самолет вокруг продольной оси. Как только самолет достигнет крена 45-50°, не замедляя вращения, начинайте отдавать ручку "от себя". В первый момент это необходимо для предупреждения разворота, а затем, когда самолет будет в положении "вверх колесами", для предупреждения опускания носа самолета ниже горизонта.



Пройдя перевернутое положение, за 50-40° до выхода в горизонтальный полет, создайте нажим на педаль по вращению для удержания самолета относительно горизонта, а по мере подхода самолета к положению с креном 20-30° подтягиванием ручки управления на себя, удерживайте капот на угле кабрирования 15-20°. При подходе самолета к положению горизонтального полета приостановите вращение, поставив рули управления на выход, а затем, по прекращении вращения, поставьте рули в нейтральное положение. Вращение самолета вокруг продольной оси равномерное. Правую бочку самолет выполняет несколько энергичнее.

Штопорная бочка.

Для выполнения штопорной бочки установите скорость 180-220 км/ч, энергично создайте самолету угол кабрирования 15-20°, затем энергично отклоните педаль в сторону выполнения бочки после чего отклонением ручки управления в ту же сторону и незначительно "от себя" придайте самолету вращение вокруг продольной оси. В процессе вращения самолета положение рулей управления и рычага газа не меняется.

За 20-30° до выхода самолета в горизонтальное положение дайте рули на вывод в сторону, противоположную вращению.

При выходе самолета в горизонтальное положение поставьте рули нейтрально. Бочки выполняются без потери высоты. Техника выполнения левой и правой бочек одинакова, но вращение самолета на правой бочке энергичнее, чем на левой.

4.3.12. Штопор самолёта.

Нормальный штопор

В период освоения пилотажа на самолёте Су-26 рекомендуется выполнять не более двух витков штопора, с высоты не менее 1500 м.

В режиме горизонтального полёта на скорости 160 км/ч проверьте показания приборов, контролирующих работу двигателя, наметьте ориентир для вывода самолёта из штопора.

Для ввода самолёта в штопор в режим? горизонтального полёта полностью уберите наддув двигателя и по мере уменьшения скорости выбирайте ручку управления "на себя" для создания режима парашютирования, удерживая при этом самолёт от сваливания на крыло.

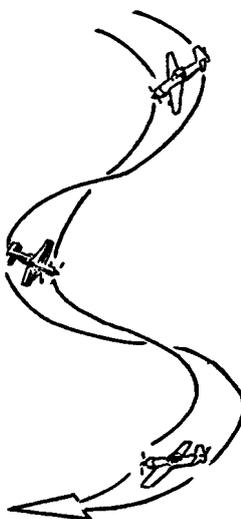
При достижении скорости 120-125 км/ч отклоните полностью педаль в сторону штопора, после начала вращения ручку доберите полностью "на себя". Движения рулями управления при вводе в штопор должны быть плавными. Ввод в правый и левый штопор особенностей не имеет. После отклонения рулей на ввод самолёт неохотно входит в штопор. В процессе штопора рули удерживайте в том положении, как они были даны на ввод. Элероны на вводе в штопор, в процессе штопора и при выводе из штопора удерживайте в нейтральном положении. При штопоре взгляд направляйте в сторону вращения на $25-30^\circ$ от продольной оси самолёта и на $30-40^\circ$ ниже горизонта.

Характер штопора самолёта неравномерный, вращение энергичное и носит колебательный характер. Время одного витка около 3с. Потеря высоты за один виток 80-100 м.

При выполнении правого штопора в начале режима возможна приостановка вращения и даже изменение вращения относительно продольной оси.

Потеря высоты с учётом ввода и вывода самолёта из нормального штопора составляет:

- при одном витке штопора 350-400 м;
- при двух витках штопора 450-520 м.



Для вывода самолёта из штопора за $30-40^\circ$ до намеченного ориентира энергично и полностью отклоните педаль в сторону, противоположную вращению самолёта, и вслед за этим отдайте ручку управления "от себя" несколько за нейтральное положение строго по продольной оси самолёта.

Как только самолёт прекратит вращение, немедленно поставьте педали в нейтральное положение и при достижении скорости 150-160 км/ч, плавно выбирая ручку "на себя", выводите самолёт из пикирования.

При подходе самолёта к линии горизонта увеличьте наддув двигателя. Если не будут выполняться другие фигуры, установите наддув, обеспечивающий горизонтальный полёт на скорости 180 км/ч, и выведите самолёт в горизонтальный полёт. Если же после вывода из штопора будут выполняться другие фигуры в комплексе, то соответственно им

выполните все необходимые действия. Для выполнения вертикальных фигур задержите самолёт в угле снижения, увеличьте наддув до полного и наберите необходимую скорость.

Запаздывание на выводе не превышает 1/2 витка.

Перевернутый штопор

В учебных целях разрешается выполнять не более двух витков перевернутого штопора с высоты не менее 1500 м.

Перед выполнением штопора:

- проверить, хорошо ли подтянуты привязные ремни, а замок ремней закрыт;
- наметьте ориентир для вывода самолёта из штопора;
- в режиме горизонтального полёта установите скорость 170 км/ч на оборотах двигателя 82%.

Для ввода в штопор в горизонтальном полёте, выполнив полубочку, переведите самолёт в положение "вверх колёсами". Плавно уменьшите наддув до минимального. Педалями и ручкой удерживайте самолёт от разворота и опускания носа. При достижении скорости 110-115 км/ч отклонением педали полностью в сторону желаемого вращения и отдачей ручки управления полностью "от себя" введите самолёт в перевернутый штопор.

После отклонения рулей и ввод самолёт неохотно входит в штопор. Характер штопора неравномерный, вращение самолёта в штопоре энергичное.

В процессе штопора ручку и педали удерживайте в крайних отклонённых положениях. Элероны при вводе в штопор, в процессе штопора и при выводе из штопора должны быть в нейтральном положении.

За один виток штопора самолёт теряет 80-100 м высоты. Время одного витка около 3с.

Потеря высоты с учётом ввода и вывода самолёта из перевернутого штопора в прямой полёт составляет:

- при одном витке штопора 450-500 м;
- при двух витках штопора 570-620 м.

Для вывода самолёта из перевернутого штопора за 30-40° до намеченного ориентира энергично полностью отклоните педаль в сторону, противоположную вращению самолёта, и вслед за этим возьмите ручку "на себя" за нейтральное положение. Как только самолёт прекратит вращение педали поставьте нейтрально и после увеличения скорости до 170 км/ч, плавно подберите ручку "на себя" с таким расчётом, чтобы выход в горизонтальный полёт был на скорости 230-240 км/ч.

Запаздывание на выводе не превышает 1/2 витка.

При выводе самолёта из штопора в перевернутый полёт после прекращения вращения ручку задержите в нейтральном положении до увеличения скорости 150-160 км/ч, а затем, плавно отдавая ручку управления, "от себя", переведите самолёт в перевернутый горизонтальный полёт.

Нормальный плоский штопор

Для ввода в нормальный плоский штопор выполните торможение до скорости 120 км/ч, затем отклоните педаль полностью в сторону предполагаемого вращения, при достижении крена 45° (или через 1-1,5с) доберите ручку управления по тангажу полностью "на себя" с одновременным отклонением её по крену против штопора, увеличьте обороты двигателя до 70-90%.

Перед выводом из штопора уменьшите обороты двигателя до малого газа.

Для вывода из штопора необходимо: при нейтральном положении ручки управления по крену, дать педаль полностью против вращения и, после замедления вращения, отдать ручку управления по тангажу "от себя".

Запаздывание выхода из штопора при этом до 2-х витков. Для ускоренного вывода самолёта из плоского штопора необходимо: полностью отклонить ручку управления по крену по штопору (в сторону вращения) при одновременном отклонении педалей против штопора и, после замедления вращения, отдать ручку управления по тангажу "от себя".

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

Перевернутый плоский штопор

Для ввода в плоский перевернутый штопор выполните полубочку о выходом в перевернутый горизонтальный полёт, переведите обороты

двигателя на режим малого газа. При достижении скорости полёта около 110 км/ч, поставьте педали в сторону штопора, после начала крена отдайте ручку управления по тангажу полностью "от себя" с одновременным отклонением её по крену против штопора, увеличьте обороты двигателя до 70-90%.

Перед выводом из штопора уменьшите обороты двигателя до МГ. Для вывода из перевернутого штопора необходимо: поставить педали против вращения при нейтральном положении ручки управления по крену и, после замедления вращения, ручку управления по тангажу взять полностью "на себя".

Запаздывание выхода из штопора при этом до 2-х витков.

Некоторые особенности штопора.

Отклонение элеронов по штопору уменьшает скорость и равномерность вращения и уменьшает угол атаки. Отклонение элеронов против штопора способствует увеличению угла атаки и изменению характера штопора - перехода в плоский штопор.

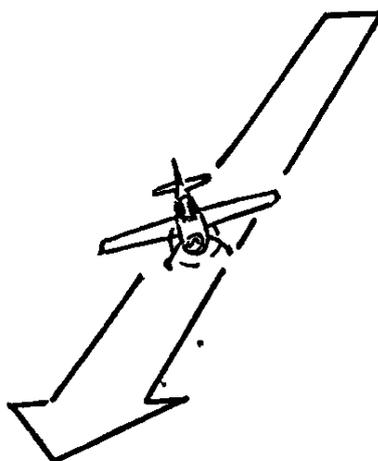
Постановка элеронов в положение "по штопору" в левом перевернутом штопоре приводит к переходу в левый нормальный штопор о увеличением угловой скорости вращения.

Увеличение оборотов двигателя в диапазоне от 70% до 90% способствует увеличению угла атаки и подъёму носа самолёта, а также перебросу самолёта в левый крутой перевернутый штопор на вводе в левый нормальный ($n_{дв} > 70\%$).

При вводе в левый нормальный штопор ($n_{дв} > 70\%$) и полном отклонении элеронов "против штопора" имеет место переход самолёта в левый перевернутый штопор с угловой скоростью вращения $\omega = 330^\circ/с$.

4.3.13. Скольжение.

Перед выполнением скольжения наметьте ориентир для выдерживания направления, проверьте температурный режим двигателя. Установите самолет в режим планирования на скорости 150 км/ч. Координированными движениями рулями отверните самолет от намеченного ориентира на $10-15^\circ$ и плавным движением ручки создайте крен до 30° в сторону скольжения, удерживая при этом самолет от разворота отклонением педали в сторону, противоположную крену.



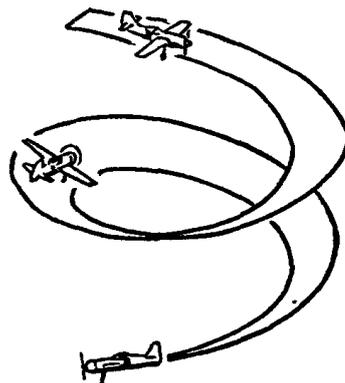
Вывод самолета из скольжения производите одновременным движением ручки в сторону, противоположную крену, и несколько по диагонали от себя, не допуская рыскания самолета по горизонту. По мере уменьшения крена соразмерным движением поставьте педали в нейтральное положение, а ручкой управления установите заданную скорость планирования.

Самолет выходит из скольжения быстро, но остается снос, который после вывода устраняйте обратным креном.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ СКОЛЬЖЕНИИ НЕ ДОПУСКАЙТЕ КРЕН БОЛЕЕ 30°, ТАК КАК ПРИ БОЛЬШЕМ КРЕНЕ ТРУДНО УДЕРЖИВАТЬ САМОЛЕТ ОТ РАЗВОРОТА В СТОРОНУ СКОЛЬЖЕНИЯ.

4.3.14. Спираль.

Спираль выполняйте с установившегося режима планирования на скорости 160 км/ч с креном до 45°.



Плавным движением ручки и педалей введите самолет в разворот. Когда крен достигнет заданного, незначительными движениями ручки и педалей в сторону, противоположную развороту, устраните стремление самолета к увеличению крена, возрастая угловой скорости и скорости по траектории.

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

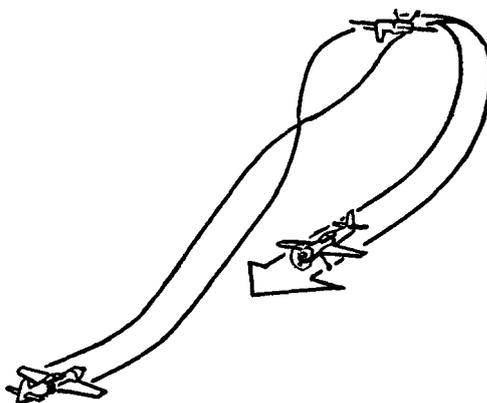
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ СПИРАЛИ НЕ ДОПУСКАЕТЕ УМЕНЬШЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГОЛОВОК ЦИЛИНДРОВ МЕНЕЕ 120°C И ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ НИЖЕ 40°C.

Вывод из спирали производите координированными движениями ручки и педалей в сторону, противоположную крену. При этом соблюдайте очередность в действиях: в начале устраняйте крен и угловое вращение, после чего выводите самолет из пикирования.

4.3.15. Переворот на горке с углом 45°.

Переворот на горке представляет собой сочетание первой половины горки, полубочки и второй половины переворота или петли.

На скорости 260-300 км/ч плавным движением ручки "на себя" переведите самолёт на кабрирование с углом 45°. Величину угла контролируйте по положению консоли крыла и фюзеляжа относительно линии горизонта. При достижении заданного угла небольшим движением ручки "от себя" зафиксируйте это положение и в дальнейшем сохраняйте его до начала выполнения полубочки. Когда скорость будет равна 200 - 250 км/ч, плавным движением ручки в сторону переворота придайте самолёту вращение вокруг продольной оси, т.е. выполните полубочку.



После того, как самолёт перевернётся в положение "вверх колёсами", поставьте педали в нейтральное положение, а движением ручки прекратите вращение. После прекращения вращения плавным движением

ручки "на себя" подведите капот самолёта к линии горизонта, и, продолжая плавно подбирать ручку "на себя", выведите самолёт в прямолинейный горизонтальный полёт в направлении, обратному вводу, с таким расчётом, чтобы в конце вывода скорость была равна 300 км/ч.

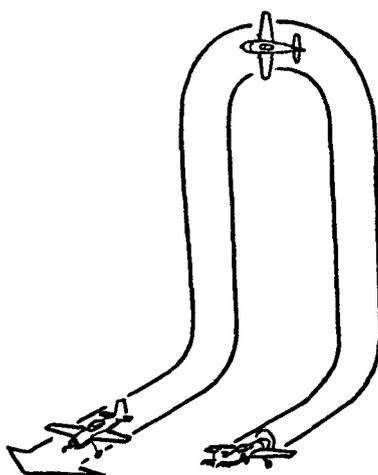
Если после выполнения переворота на горке предполагается отработка очередной фигуры, то установите скорость, необходимую для ввода в неё.

4.3.16. Поворот на вертикали.

Набор скорости перед вводом производите на максимальном наддуве в режиме снижения с углом 10-15°. По достижении скорости 280-300 км/ч плавным и энергичным движением ручки "на себя" доведите самолёт до вертикали. Вертикальное положение самолёта контролируйте по положению консоли крыла относительно горизонта или визиру.

При подходе самолёта к вертикальному положению коротким и энергичным движением ручки "от себя" остановите самолёт на вертикали

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 введите самолёт в разворот.



Стремление самолёта к переворачиванию "на спину" парируйте отклонением ручки в сторону, противоположную развороту.

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

После поворота, за 10-15° до вертикали вниз, нажатием на обратную педаль прекратите разворот и движением ручки управления установите угол пикирования, равный 90°. Контроль вертикального положения самолёта осуществляйте по положению консоли крыла относительно горизонта .

В этом положении пройдите такое же расстояние, как и по вертикали вверх, после чего выведите самолёт в горизонтальный полёт. В момент вывода установите первоначальный наддув двигателя.

4.3.17. Управляемые и штопорные бочки и полубочки в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Управляемая восходящая бочка с углом 45°.

Для выполнения восходящей бочки с углом 45° установите скорость 300 км/ч, а затем, взяв ручку управления "на себя", переведите самолёт в набор высоты.

При достижении угла 45° (величину его контролируйте по положению визира на конце крыла относительно горизонта) зафиксируйте его движением ручки управления "от себя" и введите самолёт в фигуру.

Техника выполнения полубочки, одинарной и полуторной бочек аналогична технике выполнения горизонтальной управляемой бочки за исключением несколько большего расхода рулей по мере потери скорости в процессе вращения. В конце фигуры положение самолёта определяйте по проекции видимых частей самолёта относительно естественного горизонта.

После выполнения фигуры обязательно зафиксируйте угол кабрирования 45°, после чего произвести вывод в горизонтальный полёт.

Управляемая нисходящая бочка с углом 45°.

В горизонтальном полёте установите скорость 135 км/ч, уберите наддув двигателя и плавным движением ручки управления "от себя" введите самолёт в пикирование.

При достижении угла 45° зафиксируйте его, впереди по курсу самолёта наметьте ориентир для вывода и на скорости 180-200 км/ч вы-

полните бочку. Техника выполнения нисходящей бочки и распределение внимания аналогичны технике выполнения и распределению внимания при выполнении горизонтальной управляемой бочки. На вводе расход рулей больше, чем во второй половине бочки, т.к. начало фигуры выполняется на малой скорости, а в дальнейшем по мере снижения самолёта, она непрерывно возрастает.

За 20-30° до окончания бочки отклонением ручки в сторону, обратную вращению, и вперед по диагонали, а также отклонением педали в ту же сторону начинайте вывод самолета из бочки, сохраняя направление на ориентир вывода. После прекращения вращения поставьте рули управления нейтрально, на короткое время зафиксируйте угол пикирования 45°, выведите самолет в горизонтальный полёт.

Штопорная бочка на восходящей линии под углом 45°.

В горизонтальном полёте на оборотах двигателя 74-82% и максимальном наддуве установите скорость 300 км/ч. Плавным движением ручки управления "на себя" переведите самолёт в набор высоты с углом 45° и зафиксируйте этот угол незначительным отклонением ручки "от себя". Следите за отсутствием кренов. Как только скорость полёта достигнет 200-220 км/ч, коротким энергичным движением ручки "на себя" выведите самолёт на большие углы атаки и отклоните педаль и ручку до отказа в сторону бочки и чуть "от себя". Вращение самолёта на бочке энергичное. В процессе вращения положение рулей не меняйте.

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

После кратковременной фиксации угла 45° плавным движением ручки "от себя" выведите самолёт в горизонтальный полет.

Штопорная бочка на нисходящей линии под углом 45°.

В горизонтальном полёте на оборотах двигателя 74% плавно уберите наддув до 1/3 и установите скорость 135 км/ч. Плавным движением ручки управления "от себя" и одновременным увеличением наддува введите самолёт в пикирование с углом 45°. Величину угла пикирования контролируйте по положению видимых частей самолета относительно горизонта. Наметив ориентир, на скорости 180-200 км/ч возьмите ручку на 1/4 хода "на себя", а затем энергично и полностью отклоните педаль в желаемую сторону, после чего полностью отклоните ручку в ту же сторону и незначительно "от себя". Вращение самолёта быстрое, на правой бочке более энергичное, чем на левой.

После ввода перенесите взгляд в сторону вращения под углом 50-60°.

За 40-45° до намеченного ориентира для прекращения вращения дайте полностью обратную педаль, а ручку управления отклоните против вращения на величину, зависящую от темпа вращения.

После прекращения вращения поставьте педали нейтрально, а ручкой управления выдерживаете угол 45°. Вывод из пикирования производите плавно.

Управляемая полубочка на восходящей вертикали из прямого полёта.

Перед выполнением фигуры осмотритесь и наметьте под углом 90° на горизонте хорошо видимый ориентир.

При работе двигателя на максимальном наддуве установите скорость 350 км/ч. Затем плавным, но энергичным движением ручки управления "на себя" (по мере уменьшения скорости темп движения ручки более энергичный) выведите самолёт на вертикаль и зафиксируйте это положение.

Контроль вертикали осуществляйте по положению консолей крыла относительно плоскости земли.

В процессе полёта по вертикали уточните ориентир. Убедившись в вертикальном положении самолёта, а также в отсутствии крена и скольжения, отклонением ручки управления в нужную сторону, начинайте вращение вокруг продольной оси.

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

Если после полубочки выполняется 1/2 петли, возьмите ручку управления "на себя" и удерживайте самолёт по направлению на ориентир. При достижении угла пикирования 90° зафиксируйте его на 2-3с и начинайте вывод самолёта в прямой полёт.

Управляемая 1/4 бочки на восходящей вертикали.

Управляемую 1/4 бочки на восходящей вертикали выполняйте на скорости 300 км/ч.

По достижении указанной скорости взятием ручки управления "на себя" выведите самолёт на вертикаль.

Контроль вертикали осуществляйте по положению консоли крыла по отношению к естественному горизонту.

После фиксации вертикали в течение 1-2с, наметьте ориентир для разворота самолёта на 90°: при правой бочке относительно левой консоли, при левой - относительно правой консоли.

Отклонением ручки управления в нужную сторону создайте самолёта вращение вокруг продольной оси.

Движения ручки управления должны быть энергичными. Отклонение педали при этом не требуется.

При вращении вправо взгляд направляйте на левую консоль, при вращении влево - на правую.

При подходе консоли крыла к намеченному ориентиру коротким, но энергичным движением ручки управления в сторону, противоположную вращению, прекратите

вращение самолёта и поставьте рули нейтрально. Кратковременно (на 1-2с) зафиксируйте вертикаль и плавно переведите самолёт в прямой горизонтальный полёт на скорости не менее 90 км/ч или выполните 1/2 прямой петли.

Управляемая 1/4 бочки на нисходящей вертикали.

Ввод в фигуру производите на скорости 135-140 км/ч, РУД при этом должен быть дан на 1/3 хода.

После фиксации отвесного пикирования начинайте ввод в 1/4 бочки (скорость нарастает очень быстро). Взгляд направляйте вдоль капота и в сторону вращения под углом 50-60° и выше, имея в поле зрения ориентир, выбранный на земной поверхности.

Отклонением ручки управления в желаемую сторону, незначительной отдачей её "от себя", сохраняя вертикальную линию полёта, создайте самолёту вращение вокруг продольной оси.

После поворота самолёта на 90° коротким движением ручки в обратном направлении прекратите вращение и поставьте рули нейтрально.

Кратковременно (на 1-1,5с) зафиксируйте вертикаль и выведите самолёт в горизонтальный полёт или установите скорость для выполнения очередной фигуры. Увеличение наддува двигателя производите после прохода самолётом угла пикирования 45°.

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

Петля Нестерова с бочкой в верхней точке.

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

Первую половину фигуры выполняйте так же, как и первую половину петли Нестерова, однако, темп выбирания ручки управления "на себя" должен быть несколько большим.

При подходе к верхней части петли, когда капот ещё не дойдёт до линии горизонта 15-20°, на скорости не менее 160 км/ч отклонением ручки управления в желаемую сторону введите самолёт в бочку.

Для вывода самолёта из бочки за 10-15° до перевёрнутого положения ручку управления отклоните против вращения за нейтральное положение с таким расчётом, чтобы самолёт, остановив вращение на 360° вокруг продольной оси, занял положение "вверх колёсами", а его капот проектировался на 25-30° ниже горизонта. После прекращения вращения рули поставьте нейтрально и, не фиксируя положение самолёта "вверх колёсами", продолжайте выполнение второй половины петли.

Плавно выбирая ручку управления "на себя", переведите самолёт на нисходящую траекторию и выведите самолёт в прямолинейный полёт на скорости не более 350 км/ч.

Управляемая горизонтальная бочка с фиксацией через 90°.

Перед выполнением фигуры установите скорость 230 км/ч при оборотах двигателя 80% и максимальном наддуве.

Создайте самолёту угол кабрирования 10-15° и зафиксируйте это положение. Затем энергичным движением ручки управления в сторону создайте крен 90° и, когда самолёт достигнет заданного крена, энергичным движением ручки в обратную сторону зафиксируйте его на счёт "раз-два".

При крене 90 и 270° энергичным нажатием на внешнюю педаль удерживайте нос самолёта от опускания.

В положении самолёта "вверх колёсами" поставьте педали нейтрально, а ручку управления отклоните "от себя" до создания угла кабрирования 5-10°.

При выполнении первой половины бочки ручка управления даётся в сторону и "от себя", а при выполнении второй половины - "на себя" для предотвращения разворота и опускания носа самолёта.

Восьмёрка с полубочками на пикировании с углом 45° .

Перед выполнением фигуры осмотритесь и наметьте ориентир для ввода и вывода.

В режиме прямого горизонтального полёта установите скорость 300 км/ч.

По положению капота и консолей относительно горизонта убедитесь в отсутствии кренов и плавным движением ручки управления "на себя" начните выполнение прямой петли вверх, следя за равномерностью углового вращения.

После прохода верхней точки петли продолжайте выполнять её с одинаковым темпом движения ручки управления "на себя" до достижения самолётом в положении "вверх колёсами" угла пикирования 45° .

Величину угла пикирования контролируйте по углу наклона продольной оси самолёта к плоскости земли (по углу наклона трубки ПВД относительно горизонта).

При достижении заданного угла пикирования прекратите выгибание ручки управления "на себя", коротким движением её "от себя" зафиксируйте этот угол и выполните полубочку в желаемую сторону.

На скорости 280 км/ч плавным движением ручки управления "на себя" начните выполнение второй половины-восьмёрки прямой петлёй вверх с угла пикирования 45° .

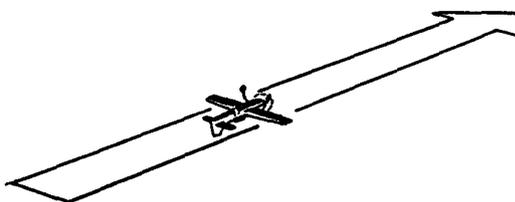
На проходе горизонта в верхней точке петли по положению капота и консолей относительно горизонта убедитесь в отсутствии кренов и продолжайте выполнение петли до угла пикирования 45° .

При достижении заданного угла пикирования коротким движением ручки управления "от себя" зафиксируйте этот угол и выполните вторую полубочку в желаемую сторону. При достижении скорости 280 км/ч выведите самолет в горизонтальный полет.

4.3.18. Перевернутый горизонтальный полет.

Перед выполнением перевернутого горизонтального полёта:

- осмотритесь и наметьте впереди характерный ориентир;
- проверьте, хорошо ли подтянуты привязные ремни, а замок ремней закрыт;
- установите скорость 200 км/ч.



Взятием ручки управления "на себя" создайте самолёту угол кабрирования $15-25^\circ$ и зафиксируйте его. Затем ручкой управления придайте самолёту вращение вокруг продольной оси в желаемую сторону.

При достижении крена 90° , продолжая вращение самолёта, начинайте отдавать ручку управления "от себя" для того, чтобы предотвратить опускание капота ниже горизонта.

В положении "вверх колёсами" прекратите вращение самолёта и отдайте ручку управления "от себя" настолько, чтобы самолёт сохранял горизонтальный полёт с постоянной скоростью.

В перевернутом горизонтальном полёте распределяйте внимание:

- на сохранение правильного положения капота относительно горизонта;
- на сохранение скорости и высоты горизонтального полёта "на спине" (по показаниям указателя скорости и высотомера);
- на сохранение направления по ориентиру (небольшим нажатием на педаль);
- на отсутствие кренов (по положению консолей относительно горизонта, возникающие крены парируйте ручкой управления);

- на показания приборов контроля работы двигателя (тахометра, указателя давления масла).

По истечении заданного времени перевёрнутого полёта переведите самолёт в прямой полёт. Для этого плавным движением ручки управления "от себя" создайте угол кабрирования 15-25°, после чего движением ручки управления в любую сторону придайте вращение вокруг продольной оси.

При достижении крена 90°, нажатием на внешнюю педаль поддержите самолёт от опускания капота ниже горизонта и начинайте выбирать ручку управления "на себя" с таким темпом, чтобы к моменту вывода самолёта из полубочки капот самолёта "лёг" на горизонт.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ПАДЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА НИЖЕ 4 КГС/СМ² ИЛИ БЫСТРОГО НАРАСТАНИЯ СКОРОСТИ НЕМЕДЛЕННО ВЫВЕДИТЕ САМОЛЕТ В ПРЯМОЙ ПОЛЕТ, ВЫПОЛНИВ ПОЛУБОЧКУ.

4.3.19. Обратный вираж с креном 45°

В перевёрнутом горизонтальном полёте установите скорость 210 км/ч на оборотах двигателя 70-82%. Затем плавным координированным движением ручки управления и педали введите самолёт в вираж, для чего отклоните в сторону ручку управления для создания крена, а нажатием на противоположную педаль создайте угловое вращение. По мере увеличения крена ручку управления отдавайте "от себя" для предотвращения опускания капота самолёта.

Когда заданный крен и необходимая угловая скорость будут достигнуты, движением ручки управления и педали устраните стремление самолёта увеличить крен и угловое вращение.

За 25-30° до намеченного ориентира движением ручки управления а* сторону против крена и нажатием на внешнюю педаль начинайте вывод самолёта из виража.

Когда самолёт прекратит угловое вращение и выйдет из крена, поставьте рули нейтрально, удерживая самолёт в перевёрнутом горизонтальном полёте.

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

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ!

1. В СЛУЧАЕ ЭНЕРГИЧНОГО УВЕЛИЧЕНИЯ ИЛИ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ В ПРОЦЕССЕ ВЫПОЛНЕНИЯ ОБРАТНОГО ВИРАЖА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ЗАТРУДНЕНИЙ В УСТРАНЕНИИ ЭТИХ ОШИБОК НЕМЕДЛЕННО УБЕРИТЕ КРЕН, ПЕРЕВЕДЯ САМОЛЁТ В ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ПЕРЕВЁРНУТЫЙ ПОЛЁТ, А ЗАТЕМ ПЕРЕВЕДИТЕ ЕГО В НОРМАЛЬНЫЙ ПОЛЁТ.

2. В СЛУЧАЕ ПАДЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА И ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ ТАКЖЕ НЕМЕДЛЕННО ВЫВЕДИТЕ САМОЛЁТ ИЗ ВИРАЖА И ПЕРЕВЕДИТЕ ЕГО В НОРМАЛЬНЫЙ ПОЛЁТ.

4.3.20. Обратный вираж с креном 60°

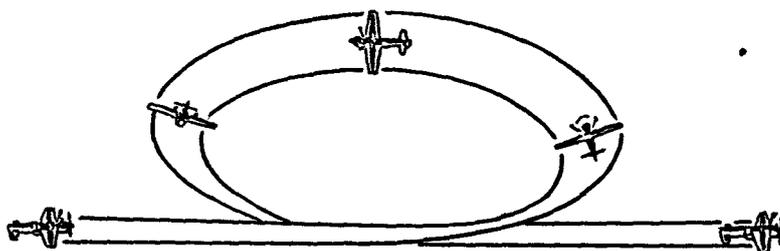
Обратный вираж с креном 60° выполняйте на скорости 220 км/ч и оборотах двигателя 70-82%.

Порядок действий лётчика при вводе в вираж с креном 60° такой же, как и при выполнении виража с креном 45°, но в отличие от этого виража:

- в процессе создания крена плавно увеличивайте наддув двигателя до максимального к моменту достижения крена 45°;

- при дальнейшем увеличении крена ручку управления значительно отдавайте "от себя" для увеличения углового вращения, а движениями педалей выдерживайте положение капота относительно горизонта;

- при достижении крена 60° ручкой управления устраните стремление самолёта увеличить крен и угловое вращение и сохраняйте это положение рулей в процессе всего виража.



Не отдавайте ручку управления "от себя" больше, чем это необходимо для создания углового вращения, так как это приводит к потере скорости.

Действия рулями на выводе из виража с креном 60° такие же, как и при выводе из виража с креном 45° , но по мере уменьшения крена ручку управления подбирайте по диагонали "на себя" для того, чтобы не поднимался капот самолёта, и уменьшайте наддув до необходимого для перевёрнутого горизонтального полёта.

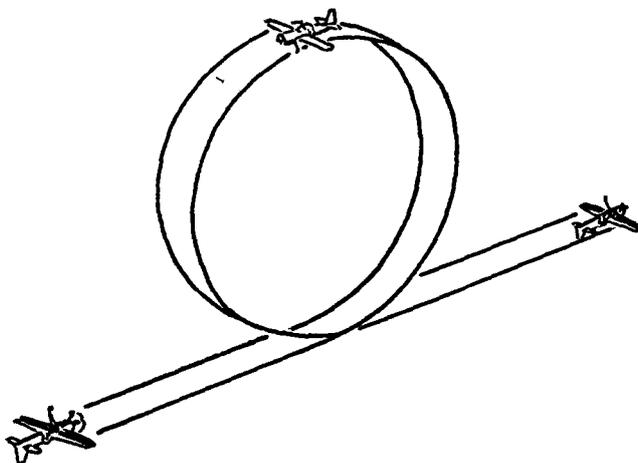
После вывода самолёта в перевёрнутый горизонтальный полёт педали и ручку управления поставьте нейтрально.

4.3.21. Обратная петля вверх из перевёрнутого горизонтального полёта.

Перед выполнением фигуры наметьте два характерных ориентира:

- один впереди - для ввода и вывода самолёта из петли;
- другой сзади - для контроля направления в верхней точке петли.

В перевёрнутом горизонтальном полёте или на снижении при максимальном наддуве двигателя и полностью облепчённом винте установите скорость 280-300 км/ч.



При достижении заданной скорости плавным, но энергичным движением ручки управления "от себя", строго по продольной оси самолёта начните выполнение петли.

По мере увеличения угла подъема увеличивайте темп отдачи ручки управления "от себя" до подхода самолёта к горизонтальному положению.

Не допускайте излишней отдачи ручки управления "от себя", так как при этом теряется скорость и ухудшается устойчивость самолёта.

При подходе самолёта к горизонтальному положению в верхней точке петли ручку управления несколько подберите "на себя" для предотвращения быстрого опускания капота самолёта после прохода верхней точки петли вследствие малой скорости (не менее 135 км/ч).

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

После выхода самолёта в перевёрнутый горизонтальный полёт проконтролируйте давление масла и обороты двигателя.

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

4.3.22. Обратная петля вниз из прямого горизонтального полёта.

Перед выполнением фигуры наметьте два характерных ориентира:

- один впереди - для ввода и вывода из петли;

- другой сзади - для контроля направления в нижней точке петли.

В прямом горизонтальном полёте полностью облегчите винт и установите скорость 135 км/ч.

При достижении заданной скорости, плавно отдавая ручку управления "от себя" с одновременным увеличением наддува, начните выполнение петли, следя за тем, чтобы не создавалось кренов и сохранялось направление по наземным ориентирам.

После прохода самолётом вертикального положения увеличьте нажим на ручку управления "от себя" с таким расчётом, чтобы вывести самолёт в перевёрнутое горизонтальное положение на скорости 300-330 км/ч.

При выполнении второй половины петли движения рулями управления и распределение внимания такие же, как при выполнении первой половины обратной петли вверх из перевёрнутого полёта.

При выходе самолёта в горизонтальное положение несколько подберите "на себя" ручку управления для того, чтобы удержать самолёт в горизонтальном положении до набора скорости не менее 120 км/ч, после чего уберите наддув до необходимого.

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

4.3.23. "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 переведите самолёт в набор высоты с углом тангажа 90°, зафиксируйте и строго выдерживайте этот угол. Положение самолёта относительно горизонта контролируйте по положению визирной рамки относительно горизонта.

В момент, когда самолёт зафиксирован на вертикали и проконтролировано его положение относительно горизонта, плавно уберите наддув с таким расчётом, чтобы к моменту зависания он был убран полностью (винт на МАЛОМ ШАГЕ).

На скорости 40-50 км/ч отклонением ручки управления "от себя" уменьшите угол тангажа до 87-85° (не более чем 5°).

После начала падения на хвост ручку управления возьмите полностью и строго на себя (самолёт на это не реагирует), педали удерживайте в нейтральном положении.

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

После падения вперёд и перехода самолёта в пикирование отдайте ручку управления "от себя" до нейтрального положения, увеличьте наддув и на скорости не менее 190 км/ч начните вывод самолёта из пикирования 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 увеличьте угол

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

После падения на спину и перехода самолета в пикирование ручку управления установите в нейтральное положение, увеличьте наддув и выведите самолёт в горизонтальный полёт на необходимой скорости.

"Колокол" из перевернутого полета

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

РАЗДЕЛ 5 ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЁТЕ.

5.1. Общие указания

Всесторонняя подготовленность лётчика ко всем неожиданностям и особым случаям в полёте имеет решающее значение для безопасности полёта.

При обнаружении отказа авиатехники необходимо спокойно проверить, не допущена ли ошибка при работе с оборудованием в кабине, хладнокровно оценить обстановку и принять грамотное решение. Об отказе и принятом решении доложить руководителю полётов. В дальнейшем действовать в зависимости от создавшейся обстановки с учётом указаний руководителя полётов.

Если в полёте создалась непосредственная угроза жизни лётчика, необходимо покинуть самолёт.

5.2. Отказы силовой установки

5.2.1. Останов двигателя в наборе высоты до первого разворота.

Действия:

- переведите самолёт на планирование;
- доложите руководителю полётов;
- закройте пожарный кран;
- выключите магнето и все автоматы защиты.
- произведите посадку прямо перед собой, но при возможности лобового удара о препятствие измените, соответственно, направление посадки.

5.2.2. Останов двигателя на кругу после первого разворота.

При останове двигателя на кругу после первого разворота выбор площадки для вынужденной посадки производите согласно Инструкции по производству полётов на данном аэродроме.

5.2.3. Останов двигателя в зоне.

Действия:

- при пилотировании в перевернутом полёте переведите самолёт в нормальный полёт;
- установите скорость планирования 150-210 км/ч (обороты авторотации при этом 48-65%);
- установите РУД примерно на 1/3 часть хода;
- поверните рукоятку заливочного шприца в положение «СИСТ» и произведите подкачку бензина до давления 0,1-0,2 кгс/см²;
- для облегчения запуска произвести впрыскивание топлива в цилиндры двигателя заливочным шприцом в положении ЦИЛ.;
- как только двигатель заработает, переведите РУД за 1-2с во взлётное положение, а затем установите 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.

5.2.4. Неустойчивая работа двигателя.

Признаки:

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

Действия:

на разбеге:

- прекратите взлет;
- уберите РУД полностью "на себя";
- выдерживайте направление и остановите самолёт.

в полёте:

- переведите РУД в сторону пониженных режимов и подберите режим, на котором двигатель работает устойчиво;
- прекратите выполнение задания;
- доложите руководители полетов;
- усилив контроль за скоростью полета, произведите посадку на своем аэродроме или запасной площадке*

5.2.5. Тряска двигателя.

Действия:

- уберите РУД полностью "на себя", переведите самолет на планирование и установите необходимую скорость полета;
- если после этого тряска прекратится, плавно переместите РУД вперед и установите необходимый для горизонтального полета режим работы двигателя;
- если после изменения режима работы двигателя тряска не прекратится, увеличьте обороты двигателя до 72% для прожигания свечей;
- если тряска и после этого не прекратится, то рычагом управления двигателя и рычагом управления шагом винта подберите обороты, при которых она будет минимальной, и произведите посадку на своем или запасном аэродроме*

5.2.6. Падение давления масла в двигателе.

Признаки:

- падение давления масла ниже допустимого;
- рост температуры масла.

Действия:

Проверьте температуру масла, и если температура растет:

- при полете в районе аэродрома немедленно произведите посадку на аэродром и выключите двигатель;
- при полёте вне района своего аэродрома произведите посадку на запасном аэродроме или выберите площадку и, сообщив по радио свое местонахождение руководителю полётов, произведите вынужденную посадку на эту площадку.

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

5.2.7. Появление стружки в маслосистеме.

Признаки:

Загорание красного сигнального табло «СТРУЖКА В МАСЛЕ».

Действия:

- проверьте температуру и давление масла, температуру головок цилиндров и обороты двигателя;

- при нормальной работе двигателя доложите руководителю полётов и выполняйте его команды, тщательно контролируя параметры работы двигателя;
- в случае отклонения хотя бы одного из параметров от нормы (см. п. 7.1.1.) прекратите выполнение задания, доложите руководителю полётов и произведите посадку на своём или запасном аэродроме.

5.2.8. Падение давления бензина.

Признаки:

- перебои в работе двигателя, сопровождаемые падением числа оборотов, падением наддува и тряской двигателя;
- падение давления бензина по прибору ниже допустимого.

Действия:

- доложите руководителю полётов;
- поверните рукоятку заливочного шприца в положение «СИСТ» и подкачивайте бензин в топливную систему, контролируя давление по манометру;
- прекратите выполнение задания и произведите посадку на своём аэродроме.

При установленном подвесном баке после выработки топлива из фюзеляжного бака действие заливочного шприца не приведёт к подаче топлива в двигатель.

5.2.9. Нарушение температурного режима двигателя.

Переохлаждение двигателя.

Признаки:

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

Действия:

- закрыть жалюзи;
- плавно (за 2-3с.) увеличить обороты двигателя рычагом газа, 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°C и 50-65°C соответственно.

Перегрев двигателя.

Признаки:

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

Действия:

- уменьшить обороты двигателя рычагом газа и рычагом шага винта (по возможности до малого газа);
- открыть жалюзи;
- проконтролировать давление масла (не менее 4 кгс/см², а на планировании на малом газе не менее 1кгс/см-);
- выдерживать температурный режим головок цилиндров и масла в пределах 190-140°C и 65-50°C соответственно.

5.3. Раскрутка винта.

Признаки:

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

Действия:

Если раскрутка винта произошла на взлете:

- продолжайте взлет, не уменьшая наддува;
- уменьшайте обороты двигателя, постепенно затягивая воздушный винт; если при подлом затяжении воздушного винта обороты двигателя превышают максимально допустимые, уменьшите наддув;
- наберите высоту круга;

- выполните нормальный полет по кругу и произведите посадку на своем аэродроме.

Если раскрутка винта произошла на пикировании:

- уберите подлостью наддув и затяните винт;
- выведите самолет из пикирования;
- прекратите выполнение задания и произведите посадку на своем аэродроме.

5.4. Пожар двигателя.

Признаки:

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

Действия:

- закройте пожарный кран, выключите магнето, генератор;
- переведите самолет на планирование и примените, если необходимо, скольжение для срыва пламени;
- доложите по радио руководители полетов;
- при невозможности посадки на своем или запасном аэродроме выберите площадку и произведите вынужденную посадку вне аэродрома.

Если пожар ликвидировать не удалось, покиньте самолет с парашютом. В случае, если высота полета менее безопасной высоты покидания самолета, выберите площадку и произведите вынужденную посадку вне аэродрома, после чего примите меры к быстрейшему покиданию самолета.

5.5. Отказ радиосвязи.

Действия:

Во всех случаях внезапного прекращения радиосвязи:

- проверьте соединение разъема переходного шнура шлемофона;
- проверьте, стоит ли регулятор громкости на максимальной слышимости;
- проверьте правильность установки заданной частоты;
- если связь не восстановлена, прекратите выполнение задания, усильте осмотрительность, и продолжая вести радиообмен (на передачу) пройдите над стартом на высоте 100м, обозначая покачиванием крыльями отказ радиосвязи. После этого войдите в круг и произведите посадку на аэродроме.

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

Признаки:

- несоответствие показаний указателя скорости данному режиму полета.

Действия:

- доложите руководителю полетов;
- прекратите выполнение задания;
- контролируйте режим полета по указателю оборотов двигателя;
- выход на аэродром и заход на посадку, если есть возможность, производите с помощью самолета-лидера;
- включите, обогрев ПВД.

5.7. Отказ генератора постоянного тока.

Признаки:

- загорается сигнальное табло ГЕНЕРАТОР.

Действия:

- в сложных метеоусловиях и в условиях возможного попадания в зону обледенения - прекратить выполнение задания, произвести посадку на свой или ближайший аэродром;

- в простых метеоусловиях разрешается выполнять задание. Энергии аккумулятора хватит на 1 час 16 мин полета.

5.8. Вынужденное покидание самолета с парашютом.

Во всех случаях, когда в полете возникает непосредственная угроза жизни, летчик обязан покинуть самолет с парашютом.

Безопасное покидание самолета возможно как в прямом прямолинейном горизонтальном полете, так и в перевернутом полете.

5.8.1. Покидание самолета в прямом прямолинейном горизонтальном полете.

Покидание самолета в прямолинейном горизонтальном полете осуществляется через левый или правый борт. При наличии крена необходимо покинуть самолёт в сторону крена.

Действия перед покиданием самолёта через борт:

- примите меры к установлению режима полёта, на котором обеспечивается безопасное покидание, при возможности - наберите безопасную высоту;

- если позволяют условия, закройте пожарный кран, выключите магнето и автоматы защиты;

- разъедините колодку шлемофона;

- сбросьте фонарь, для чего резко подтяните ручку аварийного сброса фонаря на себя и одновременно оттолкните откидную часть фонаря правой рукой вверх;

- откройте замок привязных ремней, для чего необходимо потянуть за скобу ручки-фиксатора, откиньте плечевые и поясные ремни;

- снимите ноги с педалей и подтяните их к чашке кресла. При покидании самолёта через левый борт возьмитесь левой рукой за борт кабины, правой рукой за козырёк фонаря, приподнимитесь с разворотом влево и правой ногой упритесь в чашку кресла, левую ногу поставьте на левый борт. С силой оттолкнувшись руками и ногами в направлении задней кромки крыла покиньте самолёт. После отделения постарайтесь быстро сгруппироваться.

При покидании самолёта через правый борт возьмитесь правой рукой за борт кабины, левой рукой - за козырёк фонаря, приподнимитесь с разворотом вправо и выведите парашют из чашки кресла.левой ногой упритесь в чашку кресла, правую ногу коленом поставьте на правый борт. С силой оттолкнувшись руками и ногами в направлении задней кромки крыла, повернувшись боком к направлению ветра и головой вниз, покиньте самолёт. После отделения постарайтесь быстро сгруппироваться.

Покидание самолёта на вираже, спирали, штопоре выполняйте во внутреннюю сторону вращения.

5.8.2. Покидание самолёта в перевернутом штопоре или перевернутом горизонтальном полёте.

Сбросьте фонарь, для чего резко подтяните ручку аварийного сброса фонаря на себя, одновременно оттолкните откидную часть фонаря правой рукой вверх. Снимите ноги с педалей и подтяните их к чашке кресла. Разъедините колодку шлемофона. Расстегните привязные ремни и выключите зажигание. Резко оттолкнитесь ногами от

пола, а при необходимости, помогите отделению руками, опираясь ими о борт кабины и через 3-5с после отделения от самолёта раскройте парашют.

5.8.3. Пользование парашютом.

Парашют вводится в действие автоматически или вручную.

При ручном введении необходимо руководствоваться Инструкцией по эксплуатации парашюта ППП-60.

5.8.4. Вынужденное покидание самолёта на земле после остановки самолёта:

- разъедините колодку шлемофона;
- расстегните привязные ремни и подвесную систему парашюта и освободитесь от него;
- откройте фонарь кабины эксплуатационно, а в случае его заклинивания - аварийно;
- покиньте самолёт через борт кабины в удобную сторону.

5.9. Особенности выполнения посадки самолёта с отказавшим двигателем.

5.9.1. При вынужденной посадке с отказавшим двигателем необходимо:

- выполнить разворот с креном 45 в сторону аэродрома, установить приборную скорость 180 км/ч;
- доложить РП об отказе двигателя и принятом решении выполнять посадку на аэродром;
- запросить метеоусловия на аэродроме (атмосферное давление, скорость и направление ветра);
- закрыть пожарный кран, выключить магнето, генератор и зажигание;
- определить высоту полёта и, рассчитав располагаемую дальность планирования, оценить возможность выполнения посадки на аэродром.

При недостаточном запасе высоты, посадку выполнить на выбранную площадку вне аэродрома с построением предпосадочного маневра или с прямой.

- при ожидаемом выходе в начало ВПП на высоте менее 400 м посадка возможна только с прямой. В этом случае для гашения высоты необходимо выполнить "змейку";
- при выходе в начало ВПП на высоте 400-600 м выполнить предпосадочный маневр в зависимости от курса выхода на ВПП;
- после выхода на посадочную прямую убедиться в том, что снижение происходит в точку начала выравнивания, находящуюся в начале ВПП (площадки);
- при уточнении расчета применять скольжение с таким расчетом, чтобы обеспечить выход самолета в точку начала выравнивания на высоте 10-15 м;
- на высоте не менее 50 м выключить аккумулятор, сбросить фонарь кабины;
- на высоте 10-15 м плавным отклонением ручки управления на себя начать выравнивание с таким расчётом, чтобы закончить его на высоте 0,5-1 м, о приближении земли создавать самолёту посадочное положение. Скорость приземления при этом составит 115 км/ч.

5.9.2. Располагаемая дальность планирования при отказе двигателя определяется аэродинамическим качеством самолёта и запасом высоты.

Планирование рекомендуется выполнять на скорости 180 км/ч, при этом аэродинамическое качество и расчётная дальность планирования соответственно составляют:

$$K \approx 6...7 \quad L = (6...7)H,$$

где H - высота полёта в м; K - аэродинамическое качество.

Развороты выполнять с креном 45°. При этом вертикальная скорость снижения составляет 7-8 м/с, потеря высоты за разворот на 180° -150 м.

При заходе на посадку со встречным ветром располагаемая дальность планирования уменьшается, причём 5 м/с скорости ветра соответствует уменьшению дальности на 10%.

5.9.3. Заход на посадку выполнять методом контрольной высоты.

При выходе самолёта на ВПП с посадочным курсом над началом ВПП выполнить разворот с креном 45° на курс, обратный посадочному.

Начало выполнения третьего разворота на контрольной высоте, рассчитанной по формуле:

$$H_k = \frac{H_n}{2} + 20 \text{ м}$$

где H_n - высота начала первого разворота.

На посадочном курсе с высоты 150 м до приземления самолёт пролетает 1100....1200 м.

При выходе на начало ВПП с курсом, обратным посадочному, необходимо двумя разворотами на 90° вывести самолёт на траекторию, параллельную посадочной прямой, после достижения контрольной высоты, подсчитанной по той же формуле, выполнить разворот на 180° на посадочный курс.

В случае выхода самолёта под углом 90° к посадочному курсу контрольная высота остаётся той же, однако при этом разворот на курс, обратный посадочному, необходимо начинать через 4-5с после пролёта начала ВПП.

При наличии ветра точка начала предпосадочного маневра должна быть смещена от начала ВПП в сторону ветра на расстоянии (независимо от курса выхода на центр ВПП):

$$\Delta L \approx 50W$$

где W - скорость ветра, м/с.

5.9.4. При вынужденной посадке с отказавшим двигателем на аэродром, оборудованный ближней приводной радиостанцией, предпосадочный маневр можно выполнять относительно БПРМ.

Минимальная высота выхода и начала первого разворота над БПРМ должна быть не менее 550 м и контрольная высота:

$$H_k = \frac{H_{исх}}{2} + 150 \text{ м}$$

Минимальная высота прохода БПРМ на посадочной прямой в штиль, обеспечивающая приземление самолёта на ВПП на расстоянии 100-200 м от торца, составляет 150 м.

Максимальный избыток высоты на посадочной прямой, гашение которой обеспечивается скольжением с креном 5° при располагаемой дистанции маневрирования 1000 м, составляет 50 м.

5.9.5. Вынужденная посадка вне аэродрома.

При отказе двигателя в полёте и невозможности его запуска необходимо:

- перевести самолёт на планирование со скоростью 60-180 км/ч;
- выбрать площадку для приземления и планировать в ее направлении;
- доложить руководителю полётов об отказе двигателя и принятом решении;
- выключить магнето, генератор и зажигание;
- закрыть пожарный кран;
- определить высоту полёта и, рассчитав располагаемую дальность планирования, оценить возможность посадки.

При необходимости изменения курса в сторону площадки выполнить разворот с креном 30-45°. При этом вертикальная скорость снижения составит 7-8 м/с, а потеря

высоты при развороте на каждый градус изменения угла курса 0,8-1 м. Расчётная дальность планирования составит:

$$L_{\text{пл}} = (6-7)H,$$

где H - высота, м.

При заходе на посадку со встречным ветром располагаемая дальность планирования уменьшается, причём 5 м/с скорости ветра будет соответствовать уменьшению дистанции планирования на 10%.

Заход на посадку стройте с небольшим перелётом, уточняя его "змейкой" с креном 30-45° или скольжением (до H - 100 м) и только скольжением ниже 100 м.

На высоте 50-60 м выключите аккумулятор и все автоматы защиты потребителей, пристегните ремни и сбросьте фонарь кабины.

Планирование выполняйте так, чтобы на высоте выравнивания 10-15 м скорость была 150-160 км/ч.

Выравнивание, выдерживание и посадку выполняйте также, как на ВПП. После остановки самолёта быстро покиньте его.

РАЗДЕЛ 6. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.1. Максимальные приборные скорости горизонтального полета.
При работы двигателя на взлетном режиме (99%):

- у земли.....330 км/ч
- на высоте H=3000 м260 км/ч

При работе двигателя на I номинальном режиме (82%):

- у земли.....300 км/ч
- на высоте H=3000 м240 км/ч

6.2. Взлетно-посадочные характеристики:

длина разбега при взлете с бетонной и грунтовой ВПП
(при прочности грунта 6-7 кг/см²)
и массе 780 кг составляет100 м
длина разбега при взлете с бетонной и грунтовой ВПП
(при прочности грунта 6-7 кг/см²)
и массе 960 кг составляет160 м
длина пробега при посадке на бетонную ВПП
с массой самолета 780 кг составляет380 м
длина пробега при посадке на грунтовую ВПП
(при прочности грунта 6-7 кг/см²)
с массой самолета 780 кг составляет360 м
длина пробега при посадке на бетонную ВПП
с массой самолета 960 кг составляет480 м
длина пробега при посадке на грунтовую ВПП
(при прочности грунта 6-7 кг/см²)
с массой самолета 960 кг составляет450 м.

6.3. Максимальные вертикальные скорости установившегося набора высоты и время набора при работе двигателя на I номинальном режиме (82%) приведены в таблице 1

Таблица 1

| Высота полёта, | Вертикальная скорость, м/с | | Время набора, мин. сек. | |
|----------------|----------------------------|----------------------|-------------------------|----------------------|
| | Пилотажный вариант | Перегоночный вариант | Пилотажный вариант | Перегоночный вариант |
| У земли | 13,7 | 11,2 | - | - |
| 1000 | 11,4 | 9,3 | 1,20 | 1,36 |
| 2000 | 9,1 | 7,4 | 2,58 | 3,43 |
| 3000 | 6,5 | 5,3 | 5,06 | 6,20 |
| 4000 | 4,4 | 3,6 | 8,09 | 10,06 |

Максимальная вертикальная скорость при работе двигателей на взлётном режиме (99%) у земли:

- пилотажный вариант..... 18,7 м/с.
- перегоночный вариант..... 15,2 м/с.

6.4. Особенности устойчивости и управляемости.

Самолёт практически нейтрален по скорости в прямом и перевёрнутом полёте, что не вызывает затруднений в пилотировании самолёта.

Самолёт устойчив по перегрузке во всём эксплуатационном диапазоне скоростей.

Особенностью продольной управляемости является:

- высокая чувствительность к применению ручки управления по тангажу на положительных перегрузках;
- увеличения расхода ручки на единицу перегрузки в области отрицательных перегрузок в 1,5 + 2,0 раза;
- существенное влияние оборотов двигателя на характеристики устойчивости (увеличение оборотов приводит к уменьшению расхода ручки на единицу перегрузки).

Самолет статически устойчив в путевом, и практически нейтрален в поперечном отношении на углах атаки, горизонтального полета при выполнении скольжений, что не вызывает затруднений в пилотировании.

Эффективность поперечного управления обеспечивает получение угловой скорости крена $\omega_x = 260-340^\circ/\text{с}$ на скоростях $V_{пр.} = 150 - 350 \text{ км/ч}$, соответственно. На $V_{пр.} = 390-445 \text{ км/ч}$, из-за значительных усилий на органы управления и больших угловых скоростей, не допускается отклонение элеронов более 1/2 их полного хода и скольжения более 2-х диаметров шарика.

Скорость сваливания в прямолинейном координированном полете составляет:

- $V_{пр.} = 110 \text{ км/ч}$ при работе двигателя на режиме "МГ";
- $V_{пр.} = 50-60 \text{ км/ч}$ при работе двигателя на "взлетном режиме".

Сваливание протекает о опусканием носа самолета, кренением и колебаниями по тангажу и крену. Сваливание на "взлетном режиме" работы двигателя протекает более энергично.

Вывод из режима сваливания осуществляется постановкой рулей высоты и элеронов в нейтраль.

Характеристики штопора зависят от направления вращения самолета, режима работы двигателя и положения элеронов в режиме штопора и при вводе в режим:

- правые нормальные и левые перевернутые штопора более плоские и равномерные, чем противоположные им;

- изменение режима работы двигателя от "МГ" до "взлетного" и отклонение элеронов "против штопора" приводит к увеличению углов атаки штопора вплоть до "плоских" штопоров;

- отклонение элеронов "по штопору" уменьшает угол атаки вплоть до перехода в "штопорную спираль", сопровождающуюся ростом скорости.

Вывод из режима штопора осуществляется стандартным методом пилотирования. Запаздывание при этом не превышает двух витков.

6.5. Дальность и продолжительность полёта.

6.5.1. Факторы, влияющие на дальность и продолжительность полёта.

Дальность и продолжительность полёта зависит от режима полёта и режима работы двигателя, от запаса топлива, а также от направления и скорости ветра.

Максимальная дальность горизонтального полёта достигается при полёте на скорости наибольшей дальности V_L (минимальный километровый расход топлива), а максимальная продолжительность - при полёте на скорости наибольшей продолжительности V_t (минимальный часовой расход).

С увеличением скорости полёта относительно скорости V_L происходит увеличение километрового и часового расходов топлива, соответственно дальность и продолжительность полёта уменьшается.

С уменьшением скорости полёта относительно скорости V_L происходит увеличение километрового расхода и уменьшение часового расхода, соответственно уменьшается дальность полёта и увеличивается продолжительность полёта.

С увеличением высоты полёта часовой расход топлива при одинаковой приборной скорости полёта увеличивается, а километровый - уменьшается.

При увеличении частоты вращения коленчатого вала двигателя на каждый 1% от экономичной частоты - километровый и часовой расходы топлива увеличиваются на 1, 5%.

Повышение температуры наружного воздуха при заданных значениях • высоты и скорости по приборам приводит к увеличению часового расхода (на 1,5% на каждые 10°C относительно стандартной температуры), т.е. к уменьшению продолжительности полёта. При этом километровый расход остаётся практически неизменным, т.е. дальность сохраняется.

Максимальная дальность полёта достигается при полёте на скоростях 180-200 км/ч, а максимальная продолжительность - на скоростях 140-150 км/ч.

6.5.2. Исходные данные для расчета дальности и продолжительности полета.

Вырабатываемый запас топлива на самолете составляет:

- в пилотажном варианте (в основных баках), л..... 33

- в тренировочном варианте (в основных баках), л..... 66

- в перегонном варианте (с подвесным топливным баком), л 191

Расчет практической дальности и продолжительности полета проводится с учетом:

- расход топлива на запуск, прогрев двигателя

и руление на старт (в течение 5 мин), л 2

- расход топлива на полет по кругу, при заходе на посадку в течение 6 мин

и посадку, л 4

- гарантийный запас топлива - 7% от полного запаса.

Располагаемый запас топлива для горизонтального полета с учетом расхода топлива на взлет, набор и снижение представлен в таблице 2.

Таблица 2

| Высота полета, м | Располагаемый запас топлива, л | |
|------------------|--------------------------------|----------------------|
| | Пилотажный вариант | Перегоночный вариант |
| 500 | 27,0 | 169,3 |
| 1000 | 24,8 | 167,1 |
| 1500 | 24,1 | 165,5 |
| 2000 | 22,6 | 164,7 |
| 2500 | 21,6 | 162,7 |
| 3000 | 20,7 | 161,1 |
| 3500 | 19,1 | 159,0 |
| 4000 | 17,6 | 157,5 |

При неполной заправке располагаемый запас топлива для горизонтального полета уменьшается.

6.5.3. Расчет дальности и продолжительности полета.

Полная дальность полёта складывается из дальностей трёх участков:

- набора высоты;
- крейсерского участка;
- снижения.

Необходимые расчётные данные для этих участков представлены в таблицах 3-8

Расход топлива, путь и время при взлёте и наборе высоты самолёта без ПТБ.

Гвзл. =780кг. Режим работы двигателя - I номинальный.

Таблица 3

| Высота набора, м | Приборная скорость, км/ч | Расход топлива, л | Путь, км | Время, мин. |
|------------------|--------------------------|-------------------|----------|-------------|
| 500 | 170 | 2,0 | 2,5 | 1,00 |
| 1000 | 170 | 3,6 | 4,0 | 2,00 |
| 1500 | 170 | 4,3 | 6,0 | 2,50 |
| 2000 | 160 | 5,8 | 8,5 | 3,50 |
| 2500 | 160 | 6,8 | 11,0 | 4,50 |
| 3000 | 160 | 7,7 | 14,0 | 5,50 |
| 3500 | 160 | 9,3 | 17,5 | 7,00 |
| 4000 | 160 | 10,8 | 22,0 | 8,50 |

Расход топлива, путь и время при взлёте и наборе высоты самолёта с ПТБ.

G взл = 960 кг/

Режим работы двигателя - I номинальный.

Таблица 4

| Высота набора, м | Приборная скорость, км/ч | Расход топлива, л | Путь, км | Время, мин. |
|------------------|--------------------------|-------------------|----------|-------------|
| 500 | 170 | 2,0 | 3,0 | 1,0 |
| 1000 | 170 | 3,6 | 5,0 | 2,0 |
| 1500 | 170 | 5,2 | 7,5 | 3,0 |
| 2000 | 160 | 6,0 | 10,5 | 4,0 |
| 2500 | 160 | 8,0 | 14,0 | 5,5 |
| 3000 | 160 | 9,6 | 17,5 | 7,0 |
| 3500 | 160 | 11,7 | 21,5 | 8,5 |
| 4000 | 160 | 13,2 | 27,0 | 10,5 |

Крейсерский полёт на экономичном режиме работы двигателя для пилотажного и перегоночного вариантов. Н = 500 м Стандартные условия.

Таблица 5

| Скорость полета, км/ч | | Частота вращения коленчатого вала % | Километровый расход топлива, л/км | Дальность горизонтального полета, км | | Часовой расход топлива л/час | Продолжительность гориз. полета, ч/мин | |
|-----------------------|---------|-------------------------------------|-----------------------------------|--------------------------------------|-------|------------------------------|--|-------|
| V приб. | V возд. | | | без ПТБ | с ПТБ | | без ПТБ | с ПТБ |
| 140 | 141 | 55 | 0,231 | 95 | 711 | 33 | 0,40 | 4,58 |
| 160 | 163 | 55 | 0,202 | 109 | 813 | 35 | 0,38 | 4,41 |
| 180 | 185 | 55 | 0,191 | 115 | 860 | 35 | 0,38 | 4,41 |
| 200 | 207 | 55 | 0,190 | 116 | 865 | 39 | 0,34 | 4,13 |
| 220 | 230 | 57 | 0,202 | 109 | 813 | 46 | 0,29 | 3,42 |
| 240 | 252 | 61 | 0,221 | 100 | 743 | 56 | 0,24 | 2,56 |
| 260 | 274 | 69 | 0,250 | 88 | 657 | 69 | 0,19 | 2,23 |
| 280 | 297 | 78 | 0,286 | 77 | 574 | 85 | 0,16 | 1,56 |

Крейсерский полет на экономическом режиме работы двигателя для пилотажного и перегоночного вариантов. Н = 1000 м. Стандартные условия.

Таблица 6

| Скорость полета, км/ч | | Частота вращения коленчатого вала % | Километровый расход топлива, л/км | Дальность горизонтального полета, км | | Часовой расход топлива л/час | Продолжительность гориз. полета, ч/мин | |
|-----------------------|---------|-------------------------------------|-----------------------------------|--------------------------------------|-------|------------------------------|--|-------|
| V приб. | V возд. | | | без ПТБ | с ПТБ | | без ПТБ | с ПТБ |
| 140 | 144 | 55 | 0,222 | 89 | 730 | 32 | 0,37 | 5,04 |
| 160 | 167 | 55 | 0,195 | 102 | 831 | 33 | 0,36 | 4,55 |
| 180 | 190 | 55 | 0,187 | 106 | 867 | 36 | 0,33 | 4,31 |
| 200 | 213 | 55 | 0,187 | 106 | 867 | 40 | 0,30 | 4,03 |
| 220 | 235 | 57 | 0,194 | 102 | 836 | 46 | 0,26 | 3,31 |
| 240 | 258 | 61 | 0,213 | 93 | 761 | 55 | 0,22 | 2,57 |
| 260 | 281 | 69 | 0,242 | 82 | 670 | 68 | 0,18 | 2,23 |
| 280 | 304 | 78 | 0,280 | 71 | 579 | 85 | 0,14 | 1,55 |

Крейсерский полёт на экономичном режиме работы двигателя для пилотажного и перегоночного вариантов. Н = 2000 м Стандартные условия.

Таблица 7

| Скорость полета, км/ч | | Частота вращения коленчатого вала % | Километровый расход топлива, л/км | Дальность горизонтального полета, км | | Часовой расход топлива л/час | Продолжительность гориз. полета, ч/мин | |
|-----------------------|---------|-------------------------------------|-----------------------------------|--------------------------------------|-------|------------------------------|--|-------|
| V приб. | V возд. | | | без ПТБ | с ПТБ | | без ПТБ | с ПТБ |
| 140 | | 55 | 0,222 | 79 | 719 | 34 | 0,31 | 4,42 |
| 160 | | 55 | 0,195 | 90 | 819 | 34 | 0,31 | 4,42 |
| 180 | | 55 | 0,187 | 94 | 854 | 37 | 0,29 | 4,19 |
| 200 | | 55 | 0,187 | 94 | 854 | 42 | 0,25 | 3,48 |
| 220 | | 57 | 0,194 | 91 | 823 | 48 | 0,22 | 3,20 |
| 240 | | 61 | 0,213 | 83 | 750 | 58 | 0,18 | 2,45 |
| 260 | | 69 | 0,242 | 73 | 660 | 71 | 0,15 | 2,15 |
| 280 | | 78 | 0,280 | 63 | 570 | 89 | 0,12 | 1,47 |

Расход топлива, путь и время при снижении до высоты полёта по кругу.

Таблица 8

| Высота начала снижения, м | Приборная скорость, км/ч | Вертикальная скорость, м/с | Расход топлива, л. | Путь, км | Время, мин |
|----------------------------------|---------------------------------|-----------------------------------|---------------------------|-----------------|-------------------|
| 1000 | 180-190 | 7-8 | 0,6 | 3,5 | 1 |
| 1500 | 180-190 | 7-8 | 1,2 | 7,0 | 2 |
| 2000 | 180-190 | 7-8 | 1,8 | 11,0 | 3 |
| 2500 | 180-190 | 7-8 | 2,4 | 14,5 | 4 |
| 3000 | 180-190 | 7-8 | 3,0 | 18,5 | 5 |
| 3500 | 180-190 | 7-8 | 3,6 | 22,5 | 6 |
| 4000 | 180-190 | 7-8 | 4,2 | 26,5 | 7 |

Для реальных условий полёта полученное значение дальности полёта необходимо уточнить с учётом влияния ветра.

Километровый расход топлива при попутном ветре меньше, а при встречном - больше значений, представленных в таблицах 5-7.

Для определения дальности полёта с учётом ветра необходимо по располагаемому запасу топлива и часовому расходу определить время полёта. По значению путевой скорости и времени полёта рассчитать дальность полёта.

Для определения количества топлива, требуемого для пролёта заданного расстояния, необходимо по путевой скорости и расстоянию определить время полёта. По времени полёта и часовому расходу рассчитать требуемое количество топлива для горизонтального участка полёта.

РАЗДЕЛ 7 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ

7.1. Силовая установка.

Силовая установка самолёта состоит из двигателя, воздушного винта и систем обеспечения работы силовой установки: охлаждения, запуска, топливной и масляной.

7.1.1. Двигатель М-14П.

Авиационный двигатель М-14П - четырёхтактный, бензиновый, воздушного охлаждения, невысотный, девятицилиндровый, однорядный со звездообразным расположением цилиндров и карбюраторным смесеобразованием.

Мощность двигателя - 360 л.с. - 2%

Сухая масса двигателя - 214 кг + 2%.

Двигатель имеет редуктор, понижающий обороты воздушного винта и центробежный нагнетатель с односкоростным механическим приводом.

На двигателе установлены следующие агрегаты;

- регулятор числа оборотов Р-2;
- карбюратор АК-14П;
- два магнето М-9ф;
- бензиновый насос 702МЛ;
- генератор ГСР-3000М;
- масляный насос МН-14А;
- распределитель сжатого воздуха золотникового типа;
- датчик тахометра ДТЭ-11;
- воздушный компрессор АК-50А.

На головке каждого цилиндра установлено по две свечи зажигания и одному пусковому воздушному клапану.

Управление двигателем состоит из проводки и рычагов управления дроссельной заслонкой, шагом винта, пожарным краном и жалюзи.

Режимы и значение эксплуатационных параметров работы двигателя приведены в таблице.

| Режим | Число оборотов двигателя, % | Давление | | | Температура, °С | | | Удельный расход топлива, г/л.с. ч. |
|----------------|-----------------------------|---------------------|------------------------------|----------------------------|-------------------|-------------------------------|----------------------------|------------------------------------|
| | | наддув, 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 ± 1 | 125±15 (изб) | 0,2-0,5 | 4 - 6 | 120 - 220 | 10-45 | 40 - 75 | 285 - 315 |
| Номинальный I | 82 ± 1 | 95±15 (изб) | 0,2-0,5 | 4 - 6 | 120 - 220 | 10-45 | 40 - 75 | 280 - 310 |
| Номинальный II | 70 ± 1 | 75±15 (изб) | 0,2-0,5 | 4 - 6 | 120 - 220 | 10-45 | 40 - 75 | 265 - 300 |
| Крейсерский I | 64 ± 1 | 735±15 | 0,2-0,5 | 4 - 6 | 120 - 220 | 10-45 | 40 - 75 | 215 - 235 |
| Крейсерский II | 59 ± 1 | 670±15 | 0,2-0,5 | 4 - 6 | 120 - 220 | 10-45 | 40 - 75 | 210 - 230 |
| Малый газ | Не более 26 | - | Не ниже 0,15 | Не ниже 1,0 | - | - | - | - |

7.1.2. Воздушный винт.

Воздушный винт изменяемого шага, В530ГА-Д35 - тянущий, автоматический, изменяемого шага, работающий по прямой схеме.

Направление вращения левое

Число лопастей 2

Диаметр винта 2,4м.

Масса винта 40кг ± 2%

Предусмотрена установка винтов иностранного производства с диаметром не более 2,6 м и массой не более 42 кг.

7.1.3. Система охлаждения.

Охлаждение двигателя осуществляется потоком воздуха, создаваемым воздушным винтом.

Для уменьшения лобового сопротивления и регулировка температурного режима двигатель заключен в специальный капот, имеющий управляемые лобовые жалюзи.

Управление жалюзи осуществляется штурвалом, расположенным в кабине летчика на правой панели.

7.1.4. Система запуска.

Запуск двигателя осуществляется сжатым воздухом.

Система запуска состоит из двух частей: воздушной и электрической.

Воздушная часть системы запуска служит для подвода сжатого воздуха из баллона в цилиндры двигателя. Она включает в себя:

- распределитель сжатого воздуха золотникового типа;
- пусковые клапаны (по одному на каждом цилиндре);
- трубопроводы.

При нажатии рычага запуска воздух под давлением 50-5 кгс/см подается в распределитель воздуха и далее, через пусковые клапаны, в цилиндры двигателя.

Электрическая часть системы запуска предназначена для обеспечения воспламенения смеси в цилиндрах двигателя.

В нее входят:

Рычаг ЗАПУСК на приборной доске;

- пусковая катушка ПК - 4716;
- два магнето (левое и правое);
- выключатели магнето на левой панели приборной доски;
- свечи зажигания (по две на цилиндр);
- проводка зажигания двигателя.

Магнето и проводка зажигания двигателя экранированы.

7.1.5. Топливная система.

Топливная система самолета предназначена для размещения топлива и питания двигателя топливом на всех режимах его работы при любых эволюциях самолета.

В качестве топлива применяется бензин Б-91/115 с октановым числом не ниже 91.

Для размещения топлива на самолете служит топливный бак емкостью 60 л, расположенный в передней части фюзеляжа, а в перегоночном варианте дополнительно - подвесной бак емкостью 125 л под фюзеляжем.

Из верхней части бака топливо самотеком поступает в расходный отсек бака емкостью 10 л, который предназначен для обеспечения бесперебойного питания двигателя топливом при различных эволюциях самолета, в том числе при отрицательных перегрузках. Запас топлива в отсеке обеспечивает непрерывную работу двигателя на номинальном режиме в перевернутом полете в течение 3 мин.

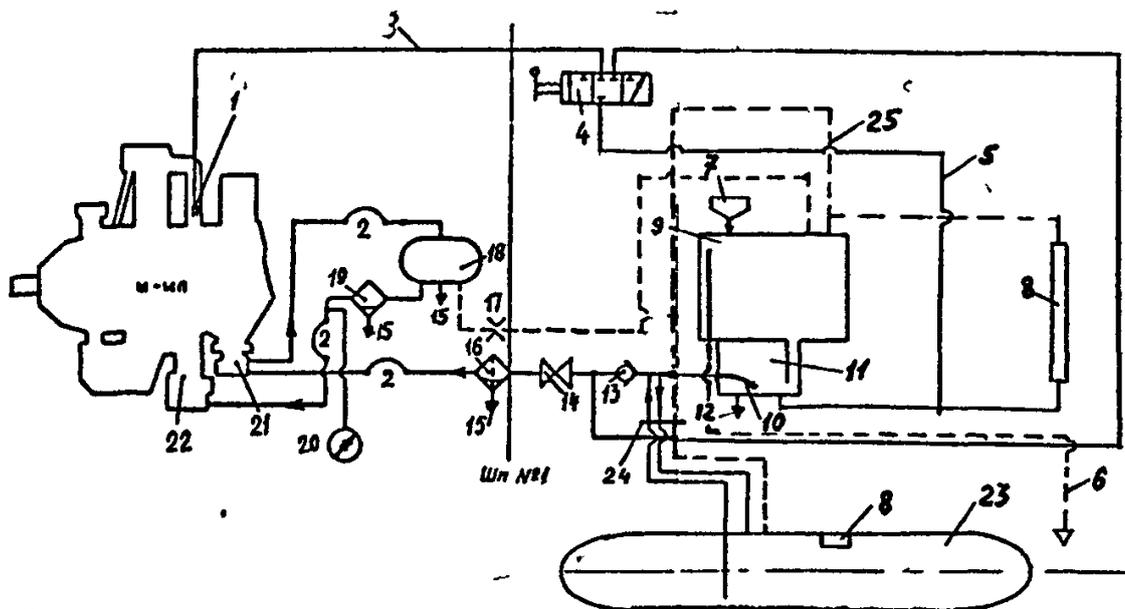
Из расходного отсека через обратный клапан, открытый пожарный кран и фильтр отстойник топливо откачивается топливным насосом двигателя и под давлением 0,15-0,5 кгс/см² через воздухо-отделительный бачок и фильтр тонкой очистки подается в карбюратор. Одновременно топливо под давлением 0,15-0,5 кгс/см² поступает к датчику давления топлива трехстрелочного электрического индикатора.

Для подачи топлива в цилиндры двигателя, создания давления в топливной системе и подачи топлива в карбюратор перед запуском, а также для подачи топлива в карбюратор при отказе бензонасоса двигателя используется заливочный шприц, рукоятка которого расположена на правой стороне в кабине летчика.

Контроль за количеством топлива в баке осуществляется с помощью топливомера, расположенного на правом борту кабины.

Аварийный остаток топлива в фюзеляжном баке нанесен красной линией на шкале топливомера на уровне 11 л.

Остаток топлива определять на режиме установившегося горизонтального полёта.



Топливная система

1 - штуцер заливки топлива в смесесборник двигателя; 2 - гибкий рукав; 3 - заливочная магистраль; 4 - заливочный шприц; 5 - магистраль отбора топлива на заливку; 6 - дренаж фюзеляжного бака; 7 - заливочная горловина; 8 - топливомер; 9 - фюзеляжный бак; 10 - заборник топлива; 11 - расходный отсек; 12 - сливной кран; 13 - обратный клапан; 14 - пожарный (перекрывной) кран; 15 - сливная пробка; 16 - бензиновый фильтр; 17 - дроссель; 18 - воздухо-отделительный бачок; 19 - фильтр тонкой очистки; 20 - датчик давления топлива; 21 - бензонасос; 22 - карбюратор; 23 - подвесной бак; 24 - штуцера подключения подвесного бака; 25 - дренаж подвесного бака.

7.1.6. Масляная система.

Масляная система самолёта предназначена для подачи смазки к трущимся деталям двигателя и их охлаждения. В качестве смазки применяется масло МС-20.

Масляная система самолёта состоит из маслобака ёмкостью 20 л, насоса, фильтра, суфлёрного бачка, маслорадиатора, маслопроводов, приёмников и указателей давления и температуры масла.

Количество масла в баке:

- максимальное 16 л;
- рекомендуемое (для пилотажа) 10 л;
- минимальное 8 л.

Циркуляция масла в системе принудительная и осуществляется двухступенчатым насосом, установленным на двигателе.

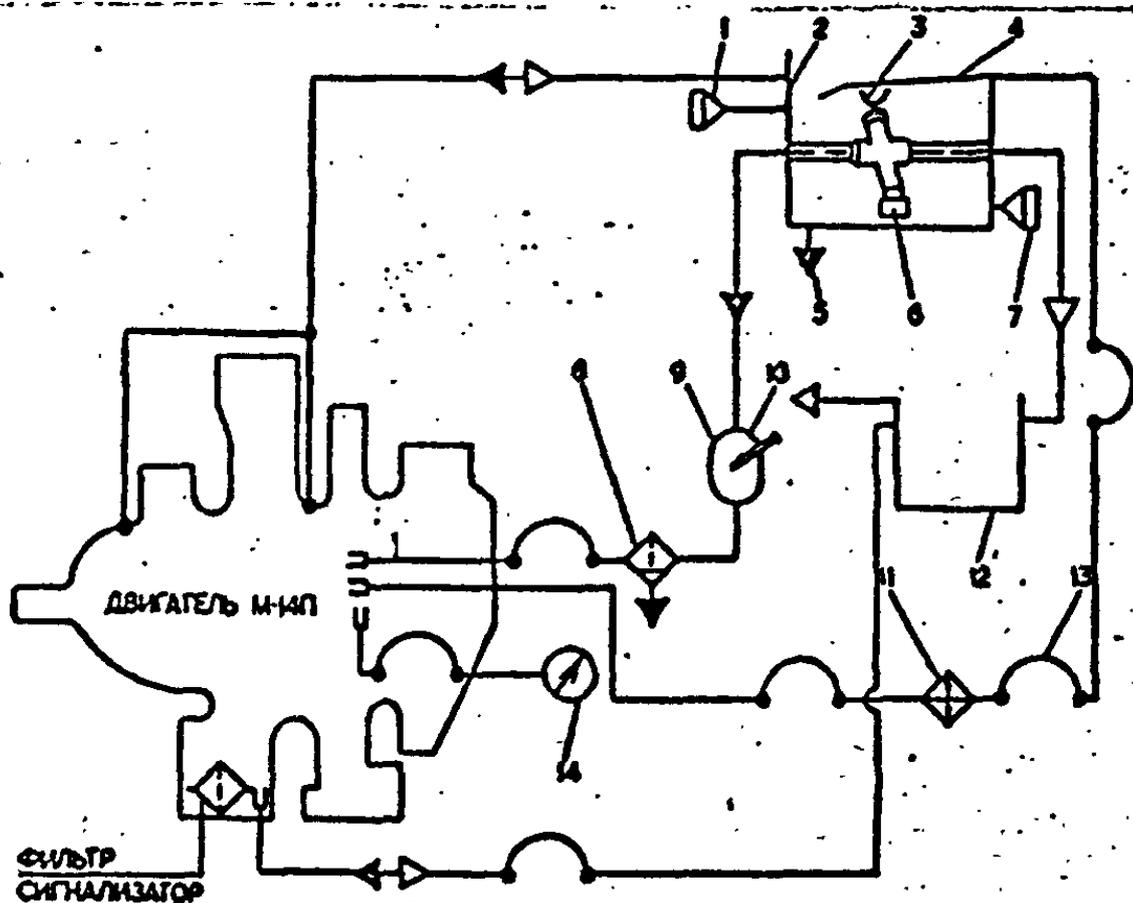
Во время работы двигателя масло поступает из маслобака самотёком по шлангу через фильтр на вход к маслонуасосу и далее под давлением в двигатель. После смазки трущихся деталей двигателя масло стекает в отстойник и откачивающей ступенью маслонуасоса прокачивается через маслорадиатор в бак.

Суфлирование маслобака и двигателя осуществляется через два верхних суфлёра, соединённых с маслобаком.

Для бесперебойной работы масляной системы при всех эволюциях самолёта заборники масла и воздуха масляного бака выполнены качающимися.

Давление и температура входящего в двигатель масла контролируется электрическим индикатором на приборной доске.

На верхней крышке капота двигателя имеется лючок для подхода к заливной горловине масляного бака.



Масляная система

1 - заливная горловина; 2 - маслобак; 3 - воздухозаборник; 4 - пеногасящий лоток; 5 - сливной кран; 6 - заборник масла; 7 - маслостойкая линейка; 8 - маслофильтр; 9 - маслокарман; 10 - датчик термометра-входящего масла; 11 - маслорадиатор; 12 - маслоуловитель; 13 - гибкий рукав; 14 - датчик давления).

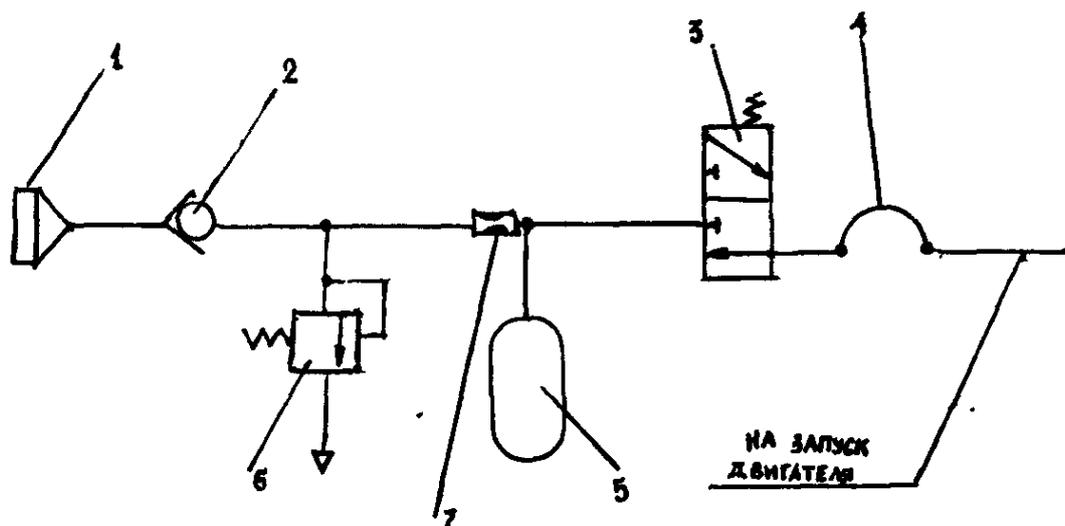
7.2. Пневматическая система.

Пневматическая система самолета предназначена для обеспечения запуска двигателя на земле.

Система включает в себя:

- шести литровый шаровой баллон, установленный на стенке шпангоута I;
- зарядный штуцер на левом борту фюзеляжа;
- нажимной клапан на левой панели приборной доски в кабине;
- предохранительный и обратный клапаны;
- трубопроводы, гибкий рукав.

Рабочее давление воздуха в системе 50 ± 5 кгс/см².



Пневматическая система самолета.

1 - зарядный штуцер; 2 - обратный клапан; 3 - нажимной клапан; 4 - гибкий рукав; 5 - баллон; 6 - предохранительный клапан; 7 - дроссель.

7.3. Тормозная система.

Тормозная система состоит из тормозного клапана, тормозного гидроцилиндра на колесе, двух тормозных колодок, фрикционного диска на колесе и трубопроводов, соединяющих тормозной клапан с гидроцилиндром колеса.

Управление тормозами колёс шасси - дифференциальное и состоит из двух самостоятельных гидросистем непосредственного действия для левого и правого колеса. Давление в тормозной системе пропорционально приложенному к тормозной подножке усилию.

Затормаживание левого и правого колеса осуществляется нажатием на соответствующую подножку управления. При синхронном нажатии на обе подножки затормаживаются оба колеса.

Рабочая жидкость тормозной системы - масло АМГ-10.

7.4. Фонарь кабины.

Фонарь кабины состоит из козырька и откидной части. Откидная часть открывается поворотом вверх и удерживается в открытом положении цилиндром открытия. Слева и

справа на откидной части расположены штыревые замки. Слева в районе приборной доски имеется ручка аварийного сброса фонаря, при вытягивании которой на себя одновременно открываются замки фонаря.

В верхней части козырька фонаря имеется регулируемый воздухозаборник - вентилятор кабины.

7.5. Кресло лётчика.

Самолёт комплектуется тремя креслами: "малый рост", "средний рост", "большой рост". Штатным является кресло "средний рост", кресло "малый рост" и "большой рост" поставляются по требованию заказчика. Конструкция взаимозаменяемых кресел обеспечивает их быструю установку и снятие с самолёта.

Кресло "средний рост" комплектуется съёмным заголовником, устанавливаемым на время перелёта.

Конструктивно предусматривается установка заголовника на кресла "малый рост" и "большой рост".

На чашке кресла имеется кольцо для присоединения фала парашютного автомата. Кресло снабжено привязной системой, состоящей из плечевых, поясных и среднего средней.

7.6. Шасси.

Шасси самолета не убирающееся, выполнено по трехопорной схеме с хвостовой опорой. Основные опоры имеют по одному тормозному колесу с пневматиком низкого давления.

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

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

Управление стопором тросовое от рукоятки в кабине. При переднем положении рукоятки колесо расстопорено, при заднем - застопорено.

7.7. Управление самолетом.

Управление рулем высоты жесткого типа, осуществляется с помощью ручки управления, установленной перед креслом летчика.

Элероны управляются с помощью ручки управления и жесткой проводки.

Управление рулем направления тросовое и осуществляется с помощью педалей. Педали подвесного типа и могут регулироваться под рост летчика в пределах ± 50 мм.

Руль высоты и руль направления имеют осевую и роговую аэродинамическую компенсацию.

7.8. Пилотажно-навигационное оборудование самолёта.

Пилотажно-навигационное оборудование самолёта обеспечивает выполнение полетов в простых метеоусловиях днём.

В комплект оборудования входят:

- указатель скорости УС-450К; •
- высотомер ВД-10К;
- акселерометр АМ-10;
- магнитный компас КИ-13К;

- указатель скольжения;
- часы АЧС-1К.

Указатель скорости УС-450К служит для указания приборной скорости полета.

Двухстрелочный высотомер ВД-10К служит для определения высоты полёта относительно места взлёта.

Акселерометр АМ-10 служит для указания перегрузок, действующих в направлении, перпендикулярном плоскости крыла.

Магнитный компас КИ-13К служит для указания магнитного курса полёта.

Авиационные часы хронометр АЧС-1К служат для указания текущего времени и времени полёта.

7.9. Радиосвязное оборудование самолёта.

На самолёте установлена УКВ приемопередающая радиостанция "Бриз", позволяющая вести двустороннюю радиосвязь с наземными станциями и самолётами.

В комплект радиостанции входят:

- приёмопередатчик, расположенный в кабине на приборной доске;
- антенна - в верхней части фюзеляжа;
- кнопка ПЕРЕДАЧА - на РУД.

Дальность двусторонней радиосвязи с наземной радиостанцией на высоте полёта 4000 м - не менее 220 км.

7.10. Система электроснабжения.

Самолёт оборудован системой электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В. Основным источником электроэнергии является генератор постоянного тока ГСР-3000 мощностью 3000 Вт. Аварийным источником является аккумуляторная батарея 21-НКБН емкостью 3,4ч. Генератор включается автоматами защиты АЗК-1М-10 Генератор, расположенными на доске приборов.

Аккумуляторная батарея и аэродромный источник электроэнергии включаются автоматом защиты $\frac{АККУМ}{АЭР.ПИТ}$ и выключателем ВМ $\frac{АККУМ}{АЭР.ПИТ}$, расположенными на доске приборов.

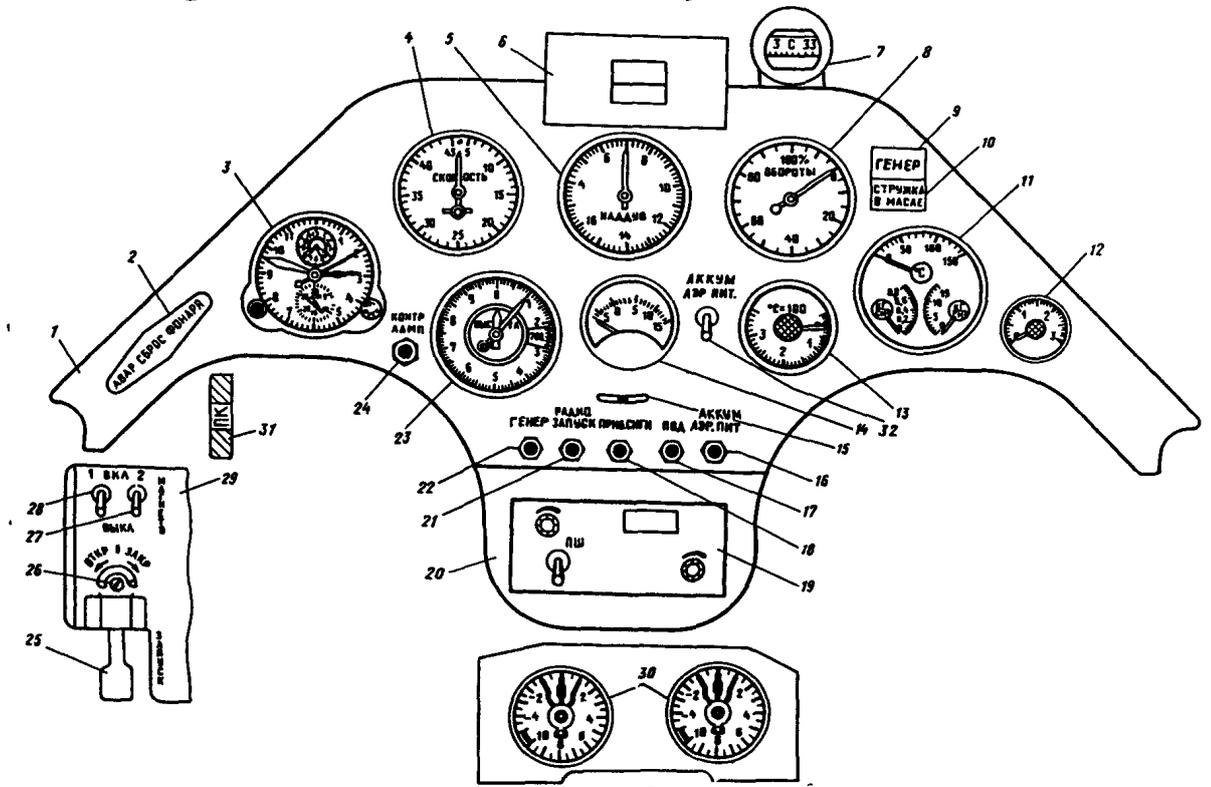
Напряжение в бортовой сети проверяется по вольтметру, расположенному на доске приборов, при включенном автомате защиты АЗК-1М -2 ПРИБ СИГН.

При отказе генератора загорается на доске приборов сигнальное табло ГЕНЕР. При этом автоматически отключается обогрев ПВД.

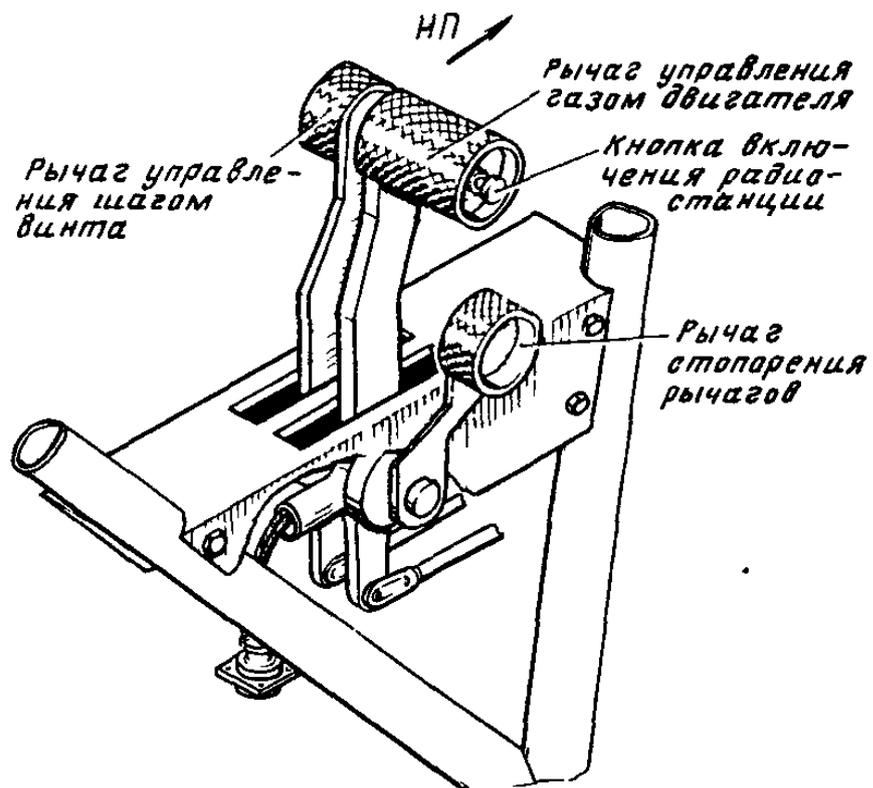
От аккумуляторной батареи 1 ч 16 мин получают питание:

- приборы, сигнализация;
- радиостанция;
- пусковая катушка зажигания;
- БУР (до серии 03-03).

7.11. Размещение оборудования в кабине:



- 1 - центральная панель доски приборов; 2 - ручка аварийного сброса откидной части фонаря; 3 - часы АЧС-1-М; 4 - указатель скорости УС-450К; 5 - мановаккуммер МВ-16К; 6 - картодержатель; 7 - компас КИ-13; 8 - тахометр ИТЭ-1; 9 - светосигнальное табло с трафаретом ГЕНЕР; 10 - светосигнальное табло с трафаретом "Стружка в масле"; 11 - индикатор УКЗ-1; 12 - вольтметр В-1; 13 - термометр ТЦТ-1 указатель температуры головок цилиндров; 14 - термометр ТУЭ-48 указатель температуры всасываемой смеси; 15 - АККУМ указатель скольжения; 16 - АЗК-1М-10 АЭР.ПИТ 17 - АЗК-1-М-5 "ПВД"; 18 - АЗК1-М-2 "ПРИБ. СИГН. "; 19 - пульт управления радиостанцией "Бриз"; 20 - отъемная часть центральной панели доски приборов; 21 - АЗК1М-5 "РАДИО ЗАПУСК"; 22 - АЗК1М-10 "ГЕНЕР"; 23 - высотомер; 24 - кнопка контроля ламп; 25 - рычаг запуска двигателя "ЗАПУСК"; 26 - шприц заливки топлива; 27 - выключатель ВТ-15К-2С "МАГНЕТО" 2; 28 - выключатель ВГ-15К2С "МАГНЕТО" 1; 29 - левая панель доски приборов; 30 - АККУМ акселерометры АМ-10; 31 - пожарный кран; 32 - выключатель ВМ АЭР.ПИТ



Рычаги управления двигателем.