

## Microsoft Flight Simulator 2002



# РУКОВОДСТВО ПО ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЁТА Ту-134А-3

Издание первое  
Санкт-Петербург, Россия 2002 г.

## Оглавление

1	Предисловие .....	4
2	Общие технические сведения и ограничения .....	5
2.1	Лётные ограничения .....	5
2.2	Максимально допустимые углы крена .....	5
2.3	Максимальные высоты полета и скорости .....	6
2.4	Общие технические данные .....	6
3	Выполнение полёта .....	7
3.1	Запуск двигателя .....	7
3.2	Руление .....	7
3.3	Взлёт .....	7
3.3.1	Нормальный взлёт .....	7
3.3.2	Взлёт с минимальным шумом .....	8
3.4	Набор высоты .....	9
3.4.1	Общие указания .....	9
3.4.2	Скоростные режимы .....	9
3.4.3	Режим наибольшей скороподъёмности .....	10
3.4.4	Набор высоты в турбулентной атмосфере .....	10
3.5	Крейсерский полёт .....	10
3.5.1	Особенности пилотирования в турбулентной атмосфере .....	11
3.5.2	Полет с одним отказавшим двигателем .....	11
3.6	Снижение .....	11
3.6.1	Нормальное снижение .....	12
3.6.2	Аварийное снижение .....	12
3.7	Заход на посадку .....	12
3.7.1	Техника пилотирования и режимы .....	13
3.7.2	Заход на посадку с одним неработающим двигателем .....	13
3.7.3	Уход на второй круг .....	14
3.8	Посадка .....	14
3.9	Эксплуатация на ВПП со снежным покровом .....	14
4	Эксплуатация систем и оборудования .....	15
4.1	Основная система управления .....	16
4.2	Управление средствами механизации крыла .....	16
4.2.1	Закрылки .....	16
4.2.2	Интерцепторы (гасители подъёмной силы) .....	17
4.3	Шасси .....	17
4.4	Силовая установка .....	18
4.4.1	Описание .....	18
4.4.2	Приборы контроля за работой двигателей .....	19
4.4.3	Запуск двигателей .....	20
4.4.4	Нормальная эксплуатация .....	22
4.4.5	Запуск двигателя в полёте .....	23
4.4.6	Выключение двигателей .....	24

4.5	Электросистема .....	24
4.6	Аппаратура внешней связи и УВД.....	24
4.7	Пилотажно-навигационные приборы.....	24
4.7.1	Указатели скорости, высотомеры, вариометр, указатель числа М.....	24
4.7.2	Автоматический радиокompас АРК-15М.....	25
4.7.3	Радиовысотомер малых высот РВ-5 .....	25
4.7.4	Автомат углов атаки и перегрузок с сигнализацией АУАСП.....	26
4.7.5	Авиагоризонты АГД-1С, ПП-75, блок контроля кренов БКК-18 .....	27
4.7.6	Самолётный радиодальномер СД-67 .....	28
4.7.7	Система сигнализации опасной скорости сближения с землёй (ССОС) .....	28
4.7.8	Автопилот .....	29
4.7.9	Сигнализаторы приборной панели .....	35
5	Особенности реализации и эксплуатации модели, специфичные для Microsoft Flight Simulator.....	37
5.1	Общие замечания .....	37
5.2	Силовая установка.....	37
5.3	Приборы контроля за режимом полёта (вариометр, указатели скорости и пр.) ....	38
5.4	Система сигнализации опасной скорости сближения с землёй.....	38
5.5	Speed book .....	38
6	Приложения.....	39
6.1	Карты контрольных проверок.....	39
6.1.1	Перед запуском двигателей .....	39
6.1.2	Перед вырубиванием .....	39
6.1.3	На рулении .....	39
6.1.4	На предварительном старте.....	40
6.1.5	На исполнительном старте.....	40
6.1.6	В установившемся наборе .....	40
6.1.7	Перед снижением .....	40
6.1.8	После перехода на давление аэродрома .....	40
6.1.9	Перед третьим разворотом или на удалении 18-20 км.....	40
6.1.10	Перед входом в глиссаду.....	41
7	Благодарности. ....	42

## 1 Предисловие

Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ту-134А-3 содержит указания, определяющие конкретные правила лётной эксплуатации, технику и методику выполнения полёта и пилотирования самолёта данного типа, а также необходимые материалы для расчёта параметров полёта.

Технически грамотная эксплуатация самолёта, обеспечивающая полную безопасность каждого полёта, невозможна без отличного знания настоящего Руководства и правильного применения на практике изложенных в нём указаний. В связи с этим, непременным условием надлежащей подготовки экипажей к полёту на самолёте данного типа является подробное изучение всех материалов данного Руководства и выполнение всех предписанных данным руководством технологических операций по эксплуатации и пилотированию самолёта в строгом соответствии с изложенными в Руководстве указаниями.

Настоящее руководство базируется на оригинальном Руководстве по лётной эксплуатации с учетом возможностей и специфики как собственно программы Microsoft Flight Simulator 2002 так и конкретной реализации модели самолёта и применимо только для комплекта из динамики самолёта (AIR файла и файла Aircraft.CFG) и приборной панели входящих в архив VVS\_TU-134\_V2\_0.ZIP. **Все конкретные значения, описание операций и функционирования систем, приведённые в настоящем руководстве, относятся только к конкретной реализации модели самолёта в Microsoft Flight Simulator 2002 и не могут быть использованы для реального применения.**

Данный документ является неотъемлемой частью модели самолёта Ту-134А-3 Версии 2.0 для Microsoft Flight Simulator 2002 и не подлежит распространению в комплекте с другими реализациями модели данного самолёта без согласования с автором. Для независимой (отдельной) от данной модели публикации этого документа на любых носителях, а также на общедоступных узлах Internet согласования с автором не требуется. Любое коммерческое использование документа без согласования с автором запрещено.

## 2 Общие технические сведения и ограничения

Самолёт допущен к перевозке пассажиров, багажа, груза и почты на воздушных линиях гражданской авиации при эксплуатации с аэродромов, имеющих искусственное покрытие.

На самолёте не допускается выполнение фигур высшего пилотажа.

Самолёт допущен к выполнению полётов

- ночью;
- по приборам;
- в условиях обледенения;
- над водным пространством.

Разрешается эксплуатация самолёта в тропических условиях при температуре воздуха у земли до 45°C и в арктических условиях при температуре воздуха у земли до «минус» 50 °C. Предельно допустимая температура воздуха в крейсерском полёте «минус» 70 °C.

Максимально допустимая высота полёта - 12 000 м. Предельно допустимая высота по давлению на аэродроме вылета и посадки – 3000 м.

### 2.1 Лётные ограничения

Максимальная рулёжная масса, кг..... 47800

Максимальная взлётная масса, кг..... 47600

Максимальная посадочная масса, кг. .... 43000

Коммерческая загрузка, кг. (в данной МСФС модели)..... 5300

В случае необходимости разрешается посадка после взлёта с максимальной взлётной массой.

Максимально допустимая скорость ветра у земли, при которой разрешается выруливание, заруливание и буксировка самолёта – 30 м/с.

Максимально допустимая попутная составляющая скорости ветра – 5 м/с.

Максимально допустимая скорость ветра у земли, при которой разрешается взлёт и посадка – 30 м/с. При этом допустимая боковая составляющая скорости ветра при взлёте и посадке на сухую ВПП – 20 м/с, на ВПП, покрытую атмосферными осадками – 5 м/с.

### 2.2 Максимально допустимые углы крена

При  $V_{пр}$  равной или более 350 км/ч - 30 °;

При  $V_{пр}$  менее 350 км/ч - 20 °.

Ниже высоты круга угол крена не должен превышать 15 °.

## 2.3 Максимальные высоты полета и скорости

Полётная масса, т.	45	42	39	38 и менее
Предельно допустимая высота, м.	11000	11400	11800	12000

Максимальная скорость выпуска шасси 410 км/ч (по прибору).

Выпуск закрылков на 10 градусов 310-400 км/ч

Выпуск закрылков на 20 градусов 290-400 км/ч

Выпуск закрылков на 30 градусов 270-340 км/ч

## 2.4 Общие технические данные

Применительно к данной МСФС модели.

Масса пустого самолёта, кг	34 800 (5 500 кг полезной загрузки)
Масса со 100% топлива, кг	47 530
Практический потолок, м	12 000
Крейсерская скорость	0.72M
Максимальная скорость	0.82M (или не более 600 км/ч по прибору)
Дальность, км	3 700 (с резервом на 1 час полёта)
Длина ВПП для взлёта, м	2 000
Длина ВПП для посадки, м	1 800
Скороподъёмность	10 600M – 26 минут

## 3 Выполнение полёта

### 3.1 Запуск двигателя

Запуск двигателя см. Силовая установка – Запуск двигателей.

### 3.2 Руление

Перед выруливанием должны быть выполнены все операции, предусмотренные Картой контрольной проверки «Перед выруливанием».

ПРИ СТОЯНКЕ И ДО СТРАГИВАНИЯ С МЕСТА ПРОИЗВОДИТЬ РАЗВОРОТ ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

Для страгивания с места кратковременно вывести двигатели на режим 85%. После страгивания с места плавно и быстро уменьшить режим до малого газа (РУД на 0) и продолжать руление на этом режиме. В случае большого рулёжного веса (более 44 тонн) возможно использование режима до 65%. С началом движения самолёта опробовать основные тормоза и, в случае если торможение окажется неэффективным, немедленно затормозить самолёт аварийными тормозами до полного останова и выключить двигатели.

Продолжительная работа двигателей на режимах 77-81% **не рекомендуется**.

Для разворота самолёта на 180° ширина рулёжной дорожки должна быть не менее 40 м.

В процессе выруливания не превышать скорость 35 км/ч. В поворотах не более 15 км/ч. При необходимости использовать основные тормоза.

### 3.3 Взлёт

Взлёт производить на взлётном режиме работы двигателей с закрылками, выпущенными на 20° или 10°. Включение ППД (Pitot heat) производить не менее чем за 1 минуту при плюсовых температурах воздуха, а при нулевых, отрицательных температурах и в условиях обледенения не менее чем за 3 минуты до начала разбега.

Взлётный угол установки стабилизатора должен быть постоянным 1.5° по указателю.

Перед взлётом должны быть выполнены все операции, предусмотренными разделами Карты контрольной проверки «На предварительном старте» и «На исполнительном старте».

#### 3.3.1 Нормальный взлёт

Командир воздушного судна, после получения разрешения на взлёт подаёт команду: «Экипаж, взлетаем»

После этого необходимо:

- удерживая самолёт на тормозах, перевести РУД в крайнее переднее положение
- если при переводе РУД в крайнее переднее положение звучит сирена, проверить, выпущены ли закрылки на взлётный угол
- после выхода двигателей на взлётный режим, отпустить тормоза и начать разбег.

В процессе разбега выдерживать направление с помощью руля направления.

По достижении скорости отрыва передней стойки ( $V_R$ ) начать отрыв самолёта с переводом его в набор высоты с разгоном. При правильном темпе взятия штурвала отрыв самолёта произойдет через 2-3 секунды после достижения  $V_R$  и одновременно с достижением  $V_2$ .

После отрыва и уверенного отхода от ВПП (положительная вертикальная скорость по вариометру) убрать шасси.

Для обеспечения выдерживания заданных режимов взлёта и исключения вывода самолёта на чрезмерные углы тангажа (более  $10^\circ$ ) после отрыва, взлёт от момента достижения скорости  $V_R$  до высоты не менее 120 м следует выполнять по приборам.

По достижении высоты 120 м (скорость 330 км/ч) убрать закрылки (последовательно до  $10^\circ$ , затем полностью) и продолжить набор с разгоном до  $V_{пр}$  350-400 км/ч вплоть до высоты круга. По достижении высоты круга (или скорости 400 км/ч) перевести двигатели на номинальный режим и продолжить набор с разгоном до выбранной скорости набора высоты.

Примечание.

1. Во всех случаях **запрещается** непрерывная работа двигателей на взлётном режиме более 5 минут.
2. Характерная вертикальная скорость, при взлёте с массой 47 тонн, после уборки закрылков и до достижения выбранной скорости набора высоты 10-12 м/с, угол тангажа  $7-9^\circ$ .

### 3.3.2 Взлёт с минимальным шумом

Взлёт с минимальным шумом выполняется во всех аэропортах, имеющих ограничения по шуму. При взлёте с минимальным шумом более крутая траектория набора высоты получается за счёт сохранения постоянной скорости  $V_2+20$  км/ч без уборки закрылков. Кроме того, для уменьшения шума используется дросселирование двигателей до режима меньше номинального. Наименьший уровень шума получается при взлёте с закрылками, выпущенными на  $10^\circ$  (только в случае наличия достаточной длины ВПП). Перечисленные приёмы используются до высоты 800 м, так как по достижении этой высоты уровень шума, создаваемый самолётом, обычно ниже допустимых значений.

#### 3.3.2.1 Техника выполнения взлёта

После отрыва в процессе уборки шасси разогнать самолёт до скорости по прибору  $V_2+20$  км/ч. Дальнейший набор высоты производить на этой скорости на взлётном режиме двигателей с закрылками, выпущенными во взлётное положение (для соблюдения скорости использовать углы тангажа до  $15-17^\circ$ )

По достижении высоты 800 м уменьшить вертикальную скорость, разогнать самолёт до 330 км/ч, убрать закрылки и продолжить разгон до рекомендуемых скоростей набора высоты.

При взлёте в сторону населённых пунктов, расположенных на удалении менее 6 км (менее 10 км – при взлёте ночью), на высоте 300 м уменьшить режим работы двигателей до 88-90% и продолжать полёт до высоты 800 м с выдерживанием постоянной скорости  $V_2+20$  км/ч с закрылками, выпущенными во взлётное положение.

**ВНИМАНИЕ.** ПРИ ПЕРЕВОДЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМ 88-90% СЛЕДИТЬ ЗА СКОРОПОДЪЁМНОСТЬЮ, КОТОРАЯ ДОЛЖНА БЫТЬ НЕ МЕНЕЕ 3.5 М/С.

По достижении высоты 800 м уменьшить вертикальную скорость, разогнать самолёт до 330 км/ч, убрать закрылки и продолжить разгон до рекомендуемых скоростей набора высоты.



**ВНИМАНИЕ.** СНИЖЕНИЕ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕ НИЖЕ 88% РАЗРЕШАЕТСЯ НА ВЫСОТЕ НЕ МЕНЕЕ 200 М И ПОЛОЖИТЕЛЬНОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ НЕ МЕНЕЕ 3.5 М/С.

РАЗВОРОТЫ ДОПУСКАЮТСЯ НА ВЫСОТЕ НЕ МЕНЕЕ 150 М С УГЛОМ КРЕНА НЕ БОЛЕЕ 15 °.

НЕ ДОПУСКАЮТСЯ РАЗВОРОТЫ ПРИ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ МЕНЕЕ 92.5%.

### 3.4 Набор высоты

#### 3.4.1 Общие указания

В зависимости от условий полёта для набора высоты применяются:

- скоростной режим, обеспечивающий наибольшую экономичность выполнения рейса и являющийся основным при нормальной эксплуатации
- режим наибольшей скороподъёмности, используемый в случаях, когда необходимо набрать высоту заданного эшелона за минимальное время (при этом рейсовое время увеличивается)

Набор высоты выполнять на наибольшей частоте вращения при номинальном режиме работы двигателей.

По окончании набора высоты перейти в режим горизонтального полёта, установить частоту вращения роторов двигателей крейсерского режима и проверить расход топлива за время набора.

#### 3.4.2 Скоростные режимы

При заполнении дополнительных баков менее 65% выдерживать постоянную скорость по прибору 550 км/ч до достижения истинной скорости 850 км/ч (по тонкой стрелке указателя скорости); после чего, до достижения заданного эшелона сохранять эту скорость постоянной (при необходимости разрешается уменьшение режима двигателей до 92%). До высоты 9500 м рекомендуется выдерживать угол атаки по АУАСП 2.8-3.0 градуса для обеспечения оптимального режима набора высоты.

На начальном этапе набора высоты (после достижения скорости 500 км/ч и на высотах до 2000 м) вертикальная скорость может достигать 15-17 м/с, в зависимости от массы самолёта.

При заполнении дополнительных баков более 65% (горит светосигнальное табло «ДО V 500 КМ/Ч» на центральной панели): выдерживать постоянную скорость по прибору 500 км/ч до достижения истинной скорости 790 км/ч (по тонкой стрелке указателя скорости); после чего, до достижения заданного эшелона сохранять эту скорость постоянной. До высоты 9500 м рекомендуется выдерживать угол атаки по АУАСП 3.5-3.7 градуса для обеспечения оптимального режима набора высоты.

На начальном этапе набора высоты (после достижения скорости 500 км/ч и на высотах до 2000 м) вертикальная скорость может достигать 15-20 м/с, в зависимости от массы самолёта.

### 3.4.3 Режим наибольшей скороподъёмности

Рекомендованные скорости набора

Высота, м	Скорость по прибору, км/ч
500	465
1000	465
2000	465
3000	460
4000	460
5000	460
6000	455
7000	450
8000	445
9000	440
10000	435
11000	425
12000	405

### 3.4.4 Набор высоты в турбулентной атмосфере

При входе в зону повышенной турбулентности скорость набора по прибору не должна превышать 500 км/ч. При достижении числа  $M=0.75$  дальнейший набор выполнять, поддерживая  $M=0.75$ .

## 3.5 Крейсерский полёт

Режимы работы двигателей в горизонтальном полёте устанавливаются в зависимости от выбранной скорости по прибору. Частота вращения роторов двигателей при данной температуре воздуха может не совпадать со стандартной и её следует подбирать так, чтобы получить нужную скорость.

Самолёт устойчив и хорошо управляем во всём, рекомендованном для эксплуатации, диапазоне скоростей и высот. При уменьшении приборной скорости до 330 км/ч и убранных закрылках, начинают проявляться первые признаки сваливания -- самолёт становится «валким». На скорости по прибору 320 км/ч срабатывает светосигнальное табло «V мала». Дальнейшее уменьшение приборной скорости до 300 км/ч и, соответственно, увеличение углов атаки до величин более 7.5 градуса по АУАСП, вызывает прогрессирующее «проваливание» самолёта (для удержания горизонтального полёта недостаточно хода штурвала и триммера руля высоты); при этом, попытка удержания самолёта в горизонтальном полёте как с помощью автопилота, так и при ручном управлении приводит к быстрому выходу на критические углы атаки с дальнейшей потерей скорости и к тенденции сваливания на крыло.

Для вывода самолёта из сваливания необходимо:

- выключить автопилот, если он был включен;
- отклонением штурвальной колонки от себя за нейтральное положение и установкой триммера руля высоты в положение не более 1 градуса вверх перевести самолёт на малые углы атаки
- до выхода на безопасные углы атаки и скорости (менее 6 градусов по АУАСП и более 330 км/ч) устранение крена **запрещается**
- после достижения безопасных значений углов атаки и скорости устранить крен отклонением элеронов

При своевременных и правильных действиях потеря высоты при выведении самолёта из сваливания не превышает 600 – 700 м, при этом сохраняется достаточная эффективность элеронов и руля высоты.

Характерные значения в стандартных атмосферных условиях при массе самолёта 43-45 тонн на высоте 10600 м.

Обороты %	Скорость по прибору, км/ч	Истинная скорость, км/ч	Число М	Угол тан- гажа, град.	Угол ата- ки, град.	Расход топлива, кг/час
89	452	760	0.71	2.7	4.2	2050
90	475	790	0.74	2.0	3.7	2200
91	500	830	0.78	1.7	3.2	2450
92	515	855	0.80	1.5	3.0	2700
93	530	875	0.82	1.2	3.0	2950
94	>535	>880	>0.82	1.0	2.7	3100

### 3.5.1 Особенности пилотирования в турбулентной атмосфере

При подходе к зоне турбулентности уменьшить число М полёта до 0.75, если после этого скорость по прибору будет превышать 500 км/ч, уменьшить её до 500 км/ч.

При слабой и умеренной болтанке использование автопилота повышает точность выдерживания заданных режимов.

При попадании самолёта в зону сильной болтанки

- выключить автопилот
- не допускать резких эволюций самолёта с кабрированием, развороты выполнять с креном не более 15°.

При сильной болтанке не следует стремиться к точному выдерживанию исходного режима по высоте и скорости. Пилотирование выполнять по осреднённым показаниям приборов.

### 3.5.2 Полет с одним отказавшим двигателем

При отказе одного из двигателей в полёте необходимо:

- удерживать самолёт от разворота и крена;
- установить работающему двигателю номинальный режим;
- перекрыть подачу топлива к отказавшему двигателю;
- выключить генераторы отказавшего двигателя.

Принять меры к снижению до высоты 6000 м. В процессе снижения выдерживать скорость по прибору 450 км/ч. Ниже высоты 6000 м выдерживать скорость по прибору 430-450 км/ч до стабилизации самолёта в горизонтальном полёте. Дальнейший полёт производить на скорости по прибору 380-420 км/ч на высоте ближайшего эшелона.

Для поддержания приборной скорости в указанном диапазоне разрешается использование режимов работающего двигателя до 96% включительно. Расход топлива в горизонтальном полёте на скорости 400 км/ч при одном работающем двигателе 1800 кг/ч.

## 3.6 Снижение

Перед снижением необходимо рассчитать посадочные данные для фактических метеоусловий на аэродроме посадки и установить на сигнализаторе заданной высоты на радиовысотомера значение высоты круга. Если высота круга выше максимальной высоты. На которую может быть установлен задатчик радиовысотомера, - установить задатчик на максимально возможное значение высоты.

Перед снижением должны быть выполнены все операции, предусмотренные разделом «Перед снижением» Карты контрольной проверки.

### 3.6.1 Нормальное снижение

Режимы работы двигателей:

- до высоты 8000 м – не менее 83%
- до высоты 5000 м – не менее 81%

С высоты 5000 м допускается снижение на режиме малого газа.

При снижении до высоты 3000 м выдерживать число  $M=0.8-0.82$ , до достижения скорости по прибору 600 км/ч и далее скорость 580-600 км/ч. На высотах ниже 9000 м установить режим малого газа на одном из двигателей, на втором использовать значения с учётом вышеперечисленных ограничений. Характерная вертикальная скорость «минус» 12-13 м/с.

С эшелона 3000 м выдерживать скорость по прибору не более 500 км/ч и вертикальную скорость не более 10 м/с (оба двигателя на режиме малого газа), а с эшелона перехода до высоты круга не более 450 км/ч и вертикальную скорость не более 7 м/с.

Снижение с одним неработающим двигателем выполнять на тех же режимах, что и при нормальном снижении.

### 3.6.2 Аварийное снижение

Оба двигателя перевести в режим малого газа, шасси выпустить (ограничения по скорости не учитывать).

Одновременно, не дожидаясь окончания выпуска шасси, плавно, но энергично ввести самолёт в снижение с перегрузкой до 0.5 по АУАСП и доводя угол тангажа до  $-10$  градусов по авиагоризонту. Не превышать указанные значения перегрузки и тангажа.

Снижение выполнять не превышая  $M=0.82$  ( $V_{пр}=600$  км/ч). Вертикальная скорость 30-40 м/с.

В процессе снижения балансировать самолёт таким образом, чтобы усилия на штурвале непрерывно сохранялись «от себя». Независимо от метеоусловий и видимости горизонта с момента начала ввода в снижение пилотировать самолёт по приборам.

Снижение заканчивается на высоты не более 4300 м. По усмотрению КВС снижение может быть продолжено до меньшей высоты.

Вывод из снижения начинать плавно за 600-700 м до намеченной высоты последующего полёта для исключения выхода на чрезмерные перегрузки.

## 3.7 Заход на посадку

В процессе захода на посадку, после перехода на давление аэродрома, должны быть выполнены все операции, предусмотренные разделом «После перехода на давление аэродрома» Карты контрольной проверки, а перед входом в глиссаду – разделом «Перед входом в глиссаду».

Если в процессе снижения по барометрическому высотомеру до высоты круга сработала сигнализация радиовысотомера, сличить показания барометрического высотомера и радиовысотомера (с учётом рельефа местности). Если показания барометрического высото-

мера отличаются от показаний радиовысотомера (с учётом рельефа местности) более чем на 100 м прекратить снижение и уточнить у диспетчера давление аэродрома и место самолёта. Если в процессе снижения сигнализация радиовысотомера не сработала, после занятия высоты круга сверить показания барометрического и радио высотомеров (с учётом рельефа местности).

После сличения показаний установить задатчик радиовысотомера на высоту принятия решения (ВПР) если её численное значение не более 60 м; на высоту 60 м, если ВПР более 60 м.

### 3.7.1 Техника пилотирования и режимы

В зависимости от угла подхода к аэродрому, самолёт может «вписываться» в схему захода в различных её точках, но, в любом случае, необходимо так рассчитать манёвр, чтобы вывести самолёт на ось ВПП на высоте выхода из четвёртого разворота, на удалении не менее 3 км до точки входа в глиссаду с выпущенными шасси и закрылками на 20°.

При полёте по кругу скорость по прибору не должна выходить за пределы 330-400 км/ч, независимо от полётной массы.

После занятия высоты круга выпустить шасси. После третьего разворота выпустить закрылки на 20° и уменьшить скорость до 300-330 км/ч.

Четвёртый разворот выполнять на скорости по прибору не менее 300 км/ч с креном не более 20°. После четвёртого разворота, перед входом в глиссаду довыпустить закрылки до 30°.

При выпуске закрылков учитывать, что временное приращение высоты (при полёте с использованием автопилота) может достигать 30-40 м, а при ручном пилотировании, что в момент выпуска закрылков появляется значительный кабрирующий момент, который необходимо парировать рулём высоты и своевременным триммированием руля высоты.

После входа в глиссаду установить режим работы двигателей, обеспечивающий снижение по глиссаде на рассчитанной скорости (80-85% в зависимости от массы самолёта). Выдерживать заданную скорость до высоты начала выравнивания. На высоте 60 м отключить автопилот и автомат тяги (если он использовался в процессе полёта по глиссаде). Выравнивание начать на высоте 7 м.

**Дросселирование двигателей до высоты начала выравнивания ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

### 3.7.2 Заход на посадку с одним неработающим двигателем

Развороты выполнять с креном до 15°, координированно на скорости по прибору не менее 330 км/ч с обязательным учётом увеличившегося радиуса разворота для более точного выхода на посадочный курс и во избежание разбалансирования самолёта перед входом в глиссаду. Закрылки выпустить после четвёртого разворота перед входом в глиссаду на угол:

10° при посадочной массе более 42 тонн;

20° при посадочной массе 42 тонны и менее.

Скорость полёта по глиссаде с закрылками, выпущенными на 10° на 30-40 км/ч больше чем при посадке с двумя работающими двигателями и на 20 км/ч больше при закрылках, выпущенных на 20°. При полёте по глиссаде угол тангажа 2-2.5°.

Выравнивание начинать на высоте 10 м.

### 3.7.3 Уход на второй круг

Наименьшая безопасная высота ухода на второй круг при всех посадочных массах составляет 30 м.

## 3.8 Посадка

Высота начала выравнивания 7 м. После пролёта торца ВПП на высоте начала выравнивания начать дросселирование двигателей. В процессе выравнивания избегать чрезмерных углов тангажа (более  $2.5^\circ$  по авиагоризонту), что может привести к «подскоку» самолёта без касания ВПП, прогрессирующей потере горизонтальной скорости и, как следствие к козлению и жёсткой посадке с большими вертикальными скоростями, что грозит подломом стоек шасси.

По окончании выравнивания необходимо стремиться приземлить самолёт без излишнего выдерживания, удлиняющего посадочную дистанцию. При этом скорость самолёта к моменту приземления уменьшается на 15-20 км/ч по сравнению со скоростью захода.

В момент касания ВПП выпустить интерцепторы, опустить переднюю опору и включить реверс тяги.

ЕСЛИ ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ РЕВЕРСА ТЯГИ НЕ ЗАГОРИТСЯ ОДИН ЖЁЛТЫЙ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР «ЗАМОК» И ЗЕЛЁНЫЙ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР «РЕВЕРС» И У САМОЛЁТА ПОЯВИТСЯ РАЗВОРАЧИВАЮЩИЙ МОМЕНТ, РЕВЕРС ТЯГИ **НЕМЕДЛЕННО ВЫКЛЮЧИТЬ**.

Торможение, как правило, начинать на скорости не более 250 км/ч. На скорости 110 км/ч выключить реверс. При необходимости разрешается использовать реверс тяги вплоть до полной остановки самолёта.

К концу пробега убрать закрылки и интерцепторы.

При наличии бокового ветра с момента четвёртого разворота до момента касания снос устранять углом упреждения.

Непосредственно после приземления развернуть самолёт вдоль оси ВПП и выдерживать направление на пробеге педалями.

Скорость полёта по глиссаде вплоть до приземления при боковой составляющей ветра более 7 м/с должна быть на 10 км/ч больше, чем при нормальных условиях полёта.

## 3.9 Эксплуатация на ВПП со снежным покровом

При эксплуатации самолёта на снежно-ледовых аэродромах в зоне Арктики и Антарктики следует учитывать пониженный коэффициент сцепления колёс с поверхностью, что приводит к недостаточной эффективности основных тормозов. В подобных случаях на рулении разрешается применение стояночных тормозов для подтормаживания, а так же использование только одного двигателя с запуском второго на исполнительном старте. При посадке на ВПП со снежным покровом использовать реверс двигателя до полной остановки самолёта. После остановки самолёта, перед выруливанием, разрешается выключение одного из двигателей.

## 4 Эксплуатация систем и оборудования

В настоящей модели, по возможности, реализованы системы и оборудование реального прототипа. Но так как главной целью было создание реалистичной динамики поведения модели, а не процедурного тренажёра, работа систем, оборудование и внешний вид приборов управления не являются точной копией оригинала и, призваны, лишь обеспечить, в той или иной степени, ощущение «эффекта присутствия» в кабине Ту-134. Кроме того, многие системы реального самолёта просто отсутствуют в Microsoft Flight Simulator. Тем не менее, на приборной панели имеются все необходимые для выполнения полёта приборы, относящиеся как к радионавигационному оборудованию, так и к приборам управления и контроля силовой установки. Так же, более или менее полно представлена сигнализация (звуковая и световая). В связи с вышеизложенным описание работы систем и оборудования специфично для Microsoft Flight Simulator, а не для реального самолёта. Кроме того в конце данного раздела имеется глава, описывающая специфичные для Microsoft Flight Simulator особенности эксплуатации систем и оборудования модели. Большинство приборов и элементов управления снабжены соответствующими всплывающими подсказками (Tooltips).



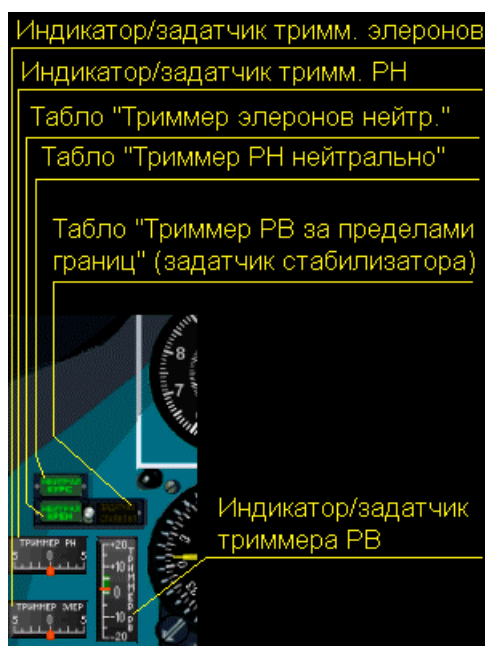
Общий вид панели управления

## 4.1 Основная система управления

Основная система управления предназначена для отклонения каждого из органов управления самолёта: руля высоты (РВ), элеронов, и руля направления (РН).

Отклонение органов управления самолётом осуществляется путём отклонения рычагов управления: колонки штурвала, штурвала и педалей. Для снятия усилий с рычагов управления на всех органах управления самолёта установлены триммеры.

Для улучшения характеристик боковой устойчивости и управляемости самолёта в полёте с выключенным автопилотом используется демпфер рысканья.



Панель управления/индикации триммеров.

Кроме того в верхней части панели управления смоделирован указатель положения стабилизатора (работает только при отключенном автопилоте).

## 4.2 Управление средствами механизации крыла

Взлётно-посадочные средства механизации крыла включают в себя двухцелевые закрылки и интерцепторы (гасители подъёмной силы).

### 4.2.1 Закрылки

Закрылки состоят из четырёх секций (по две на каждом полукрыле) и делятся на внутренние, расположенные между гондолами шасси и фюзеляжем, и внешние, расположенные за гондолами шасси. Отклонение закрылков производится электрическим винтовым подъёмником. Выпуск и уборка закрылков осуществляется переключателем на верхнем приборном щитке, имеющим 4 фиксированных положения: закрылки убраны, выпущены на 10 градусов, выпущены на 20 градусов, выпущены на 30 градусов (полностью). Для контроля положения закрылков служит, установленный рядом с переключателем положения закрылков, двухстрелочный указатель (для левых и правых закрылков).





Элементы управление механизацией крыла.  
(Также см. «Шасси» – прибор ППС-2МК)

На самолёте имеется звуковая сигнализация, срабатывающая в том случае, если перед взлётом угол выпуска закрылков менее 10 градусов при РУД на взлётном режиме.

#### 4.2.2 Интерцепторы (гасители подъёмной силы)

Интерцепторы (левый и правый) расположены перед внешними закрылками. Отклонение интерцепторов осуществляется двумя гидравлическими приводами с их гидравлической синхронизацией. Угол отклонения интерцепторов равен  $52^{\circ} \pm 1^{\circ}$ . Управление выпуском/уборкой интерцепторов осуществляется с клавиатуры (клавиша «/»).

В электрической цепи отклонения интерцепторов предусмотрена блокировка, позволяющая отклонять их только на земле. Использование интерцепторов в полёте в роли тормозных щитков невозможно.

Возможные неисправности.

Условия работы	Необходимые действия/Возможные причины
Перед взлётом при «даче» РУД в крайнее положение звучит сирена	1. РУД в положение «МАЛЫЙ ГАЗ» 2. Закрылки на взлётный угол
Замедленный выпуск или уборка закрылков	Проверить включены ли генераторы двигателей.
Интерцепторы не отклоняются	Проверить работу гидросистемы.

#### 4.3 Шасси

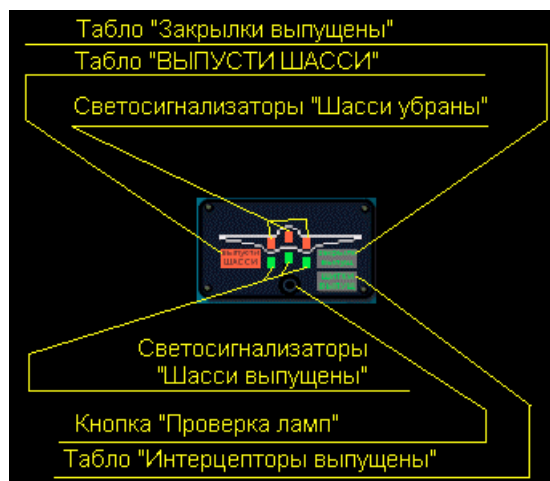
Шасси самолёта – трёхопорной системы, убирающееся в полёте. Оно состоит из передней опоры, правой и левой основных опор, и ряда гидравлических, механических и электрических устройств, которые осуществляют уборку и выпуск опор с открытием и закрытием створок, поворот колёс передней опоры, а также торможение колёс основных опор. Чтобы исключить возможность касания ВПП элементами конструкции самолёта, максимально допустимый угол тангажа, при касании ВПП колёсами основных опор не должен превышать  $12^{\circ}$ , а угол крена не более  $9^{\circ}$ .

На приборной доске КВС установлены светосигнализаторы положения опор шасси (прибор ППС-2МК). При выпущенном положении опор шасси концевые выключатели замыкают цепи зелёных светосигнализаторов. При убранном положении опор шасси концевые выключатели замыкают цепи красных светосигнализаторов.

Для проверки исправности светосигнализаторов необходимо нажать кнопку на приборе ППС-2МК (она же служит для проверки исправности всех светосигнализаторов, не относящихся к силовой установке.)

Также имеется звуковая и световая сигнализация, срабатывающая в случае, если РУД находятся в положении менее 85% и закрылки выпущены, а опоры самолёта (или одна из них) не выпущены: мигает светосигнальное табло «ВЫПУСТИ ШАССИ» и прерывисто звучит сирена (также см. «Система сигнализации опасной скорости сближения с землёй ССОС»). Сигнализация работает до тех пор, пока каждая из опор самолёта не встанет на замок выпущенного положения.

**ВНИМАНИЕ! Данная сигнализация не будет работать при включённом режиме автопилота IAS Hold.**



Прибор ППС-2МК.

Эксплуатационные ограничения.

Наименование параметра	Значение
Минимальный радиус разворота на земле (по внешним основным колёсам) при движении со скоростью 5-10 км/ч без подтормаживания колёс тележки со стороны разворота	45 м
Максимальная истинная скорость отрыва и приземления передних колёс шасси	310 км/ч
Максимальная истинная скорость отрыва и приземления основных колёс шасси	330 км/ч
Максимальная скорость выпуска шасси при нормальной эксплуатации	400 км/ч
Максимальная скорость выпуска шасси при аварийном снижении	600 км/ч
Максимальная скорость полёта с выпущенными шасси при нормальной эксплуатации	450 км/ч
Максимальная скорость начала торможения	250 км/ч

## 4.4 Силовая установка

### 4.4.1 Описание

На самолёте Ту-134А-3 установлены двигатели Д-30 серии 3, представляющие собой двухконтурный двухроторный турбореактивный двигатель. Тяга двигателя в статических условиях при стандартных атмосферных условиях на взлётном режиме - 6800 кгс, на номинальном режиме - 5000 кгс. Удельный расход топлива 550 кг/кгс тяги в час.

Компрессор двигателя - двухкаскадный, осевого типа. Первый каскад компрессора - четырёхступенчатый, второй - десятиступенчатый.

#### 4.4.2 Приборы контроля за работой двигателей

В пилотской кабине установлены следующие приборы контроля за работой двигателей:

- Тахометры частоты вращения ротора 1-го каскада
- Тахометры частоты вращения ротора 2-го каскада
- Трёхстрелочные индикаторы ЭМИ-ЗРТИ (давление топлива, давление и температура масла)
- Манометр давления топлива на входе в двигатель
- Указатели расходомеров топлива
- Указатели измерителей вибрации ИВ-200Е с индикаторами опасных значений
- Светосигнальные табло «ДАВЛЕНИЕ МАСЛА МАЛО»
- Светосигнальные табло открытия замка реверса «ЗАМОК РЕВЕРСА»
- Светосигнальные табло включения реверса «РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН»
- Светосигнальные табло «ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ»
- Светосигнальные табло «НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ»

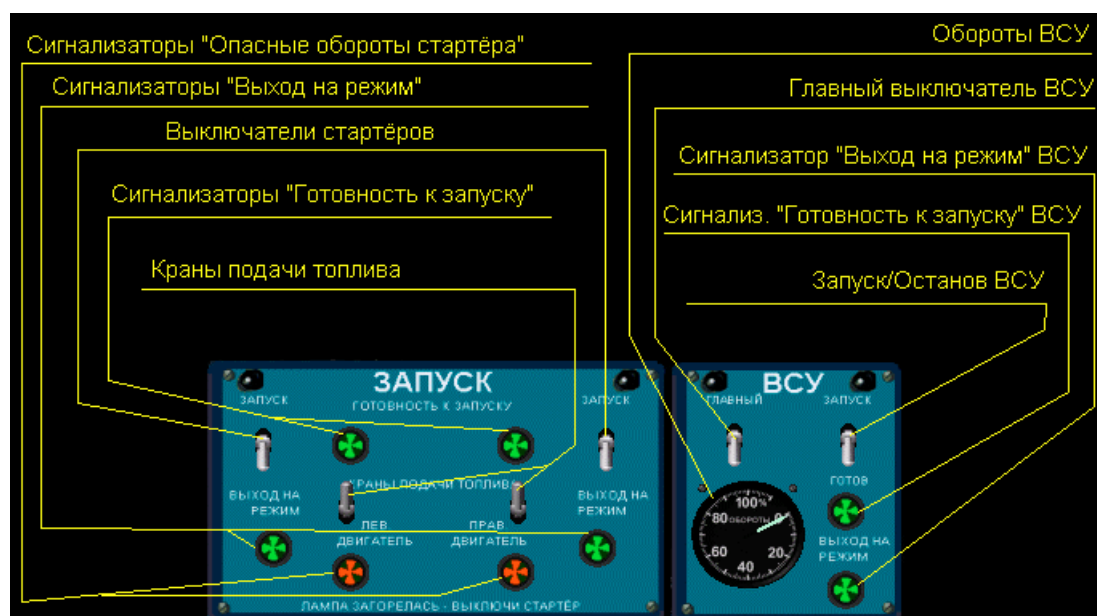
На панели запуска и ВСУ расположены светосигнализаторы

- «ГОТОВНОСТЬ К ЗАПУСКУ» двигателей и ВСУ
- «ВЫХОД НА РЕЖИМ» двигателей и ВСУ
- «ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЁРА» двигателей

Также на панели запуска и ВСУ расположен индикатор оборотов ВСУ.



Основные приборы контроля двигательной установки



Панель запуска двигателей и ВСУ

#### 4.4.3 Запуск двигателей

Для запуска двигателей:

- Включить питание от аккумуляторов (на дополнительной панели)
- Нажать кнопку проверки ламп на основной панели контроля двигателей и убедиться в исправности светосигнализаторов. Нажать кнопку проверки ламп ещё раз , для отключения режима проверки
- Выключатели генераторов двигателей (на дополнительной панели) в положение «ВЫКЛ»
- РУД в положение «МАЛЫЙ ГАЗ»
- Главный выключатель ВСУ в положение «ВКЛ», при этом должен загореться сигнализатор готовности ВСУ к запуску

- Выключатель «ЗАПУСК» ВСУ в положение «ВКЛ»
- Проконтролировать запуск ВСУ по загоранию светосигнализаторов ВСУ «ВЫХОД НА РЕЖИМ». После выхода ВСУ на режим номинальных оборотов светосигнализаторы «ВЫХОД НА РЕЖИМ» и «ПИТАНИЕ ОТ АККУМУЛЯТОРОВ» на основной панели гаснут
- На панели запуска краны подачи топлива в положение «ВКЛ». При этом должны загореться зелёные светосигнальные табло «ПОДАЧА ТОПЛИВА» на дополнительной панели и зелёные светосигнализаторы «ГОТОВНОСТЬ К ЗАПУСКУ» на панели запуска.
- Выключатель стартера левого двигателя в положение «ВКЛ»
- В процессе раскрутки двигателя следить за красным светосигнализатором опасных оборотов стартера на панели запуска и в случае его срабатывания НЕМЕДЛЕННО выключить стартер во избежание выхода двигателя из строя.
- При достижении оборотов второго каскада значения 5% включается зелёный светосигнализатор «ВЫХОД НА РЕЖИМ» на панели запуска
- После запуска двигателя, о чем свидетельствует выключение зелёного светосигнализатора «ВЫХОД НА РЕЖИМ» и автоматическое выключение стартера дождаться выхода двигателя на устойчивый режим холостого хода и включить генераторы левого двигателя на дополнительной панели.
- Включить питание пилотажно-навигационной аппаратуры (выключатель «СЕТИ ~115В» на дополнительной панели в положение «ВКЛ») и отключить питание от аккумуляторов.
- Убедиться в наличии питания радионавигационной аппаратуры по показаниям соответствующего вольтметра
- Выключатель «ЗАПУСК» ВСУ в положение «ВЫКЛ».
- Главный выключатель ВСУ в положение «ВЫКЛ». Повторный запуск ВСУ возможен не ранее чем через 60 секунд после его выключения
- Повторить операции для запуска правого двигателя с учётом отсутствия необходимости работы ВСУ для запуска одного из двигателей, если другой уже запущен.

После запуска двигателя необходимо произвести его прогрев – 2 минуты на режиме холостого хода или 1 минута на режиме 0.7 от номинального. Прогрев двигателей разрешается выполнять в процессе руления. После прогрева двигателя разрешается выводить его на любой режим, включая взлётный.

Возможные неисправности в процессе запуска.

Неисправность	Действия
Не горит сигнализатор «ГОТОВНОСТЬ К ЗАПУСКУ» ВСУ	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Убедиться в наличии питания от аккумуляторов (или от генераторов одного из двигателей)</li> <li>2. Проверить положение главного выключателя ВСУ</li> <li>3. Возможно прошло менее 1 минуты после последнего выключения ВСУ.</li> </ol>
Не горит сигнализатор «ГОТОВНОСТЬ К ЗАПУСКУ»	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Убедиться в соответствующем положении всех переключателей <ol style="list-style-type: none"> <li>1.1 Выключатели генераторов соответствующего двигателя в положении «ВЫКЛ» и красные светосигнализаторы горят</li> <li>1.2 Убедиться, что РУД соответствующего двигателя находится в положении «МАЛЫЙ ГАЗ»</li> <li>1.3 Краны подачи топлива соответствующего двигателя в положении «ВКЛ» и горят зелёные светосигнальные табло «ПОДАЧА ТОПЛИВА»</li> </ol> </li> <li>2. Убедиться, что обороты второго каскада соответствующего двигателя менее 2%</li> </ol>

	и, если это не так – дождаться пока обороты снизятся до этого значения 3. В случае, если оба двигателя не работают – запустить ВСУ и дождаться выхода её на номинальный режим.
Загорание красного светосигнализатора «ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЁРА»	НЕМЕДЛЕННО выключить стартёр и убедиться в правильности работы топливной системы

#### 4.4.4 Нормальная эксплуатация

Режимы работы двигателя в земных условиях (стандартные атмосферные условия)

Режим работы	Число оборотов ротора компрессора I каскада, % (100%=8521 об/мин)	Число оборотов ротора компрессора II каскада, % (100%=11677 об/мин)	Средняя температура газа за турбиной, °C (не более)	Время непрерывной работы, мин
Взлетный	90,0-92,0 (7750 ± 75)	98,0-99,5 (11620 +50/-100)	620	не более 5
Номинальный	79,5-81,5 (6850 ± 75)	92,5-94,0 (10850 +50/-100)	530	не ограничено
0,88 номинального	76,0-78,0 (6650 ± 75)	90,5-91,6 (10600 +50/-100)	495	не ограничено
0,7 номинального	70,0-72,0 (6050 ± 75)	87,0-88,5 (10200 +50/-100)	450	не ограничено
0,6 номинального	66,5-68,5 (5750 ± 75)	85,0-86,0 (9950 +50/-100)	420	не ограничено
0,53 номинального	63,5-65,5 (5500 ± 75)	83,5-84,5 (9750 +50/-100)	400	не ограничено
Малый газ		61,0-62,5 (7200 ± 100)	360	не ограничено
Максимальной обратной тяги	91,5-94,0	91,5-94,0 (10800 ± 150)	520	Не более 1

Режимы работы двигателя в высотных условиях (Н=11000 м, М=0,74 при стандартных атмосферных условиях)

Режим работы	Число оборотов ротора компрессора I каскада, % (100%=8521 об/мин)	Число оборотов ротора компрессора II каскада, % (100%=11677 об/мин)	Средняя температура газа за турбиной, °C (не более)	Время непрерывной работы, мин
Взлетный	92,2-98,1 (7900 +50/-25)	97,5-98,5 (11370 +50/-100)	635	не более 5
Номинальный	86,5-88,5 (7450 ± 75)	92,5-94,0 (10850 +50/-100)	540	не ограничено
0,88 номинального	83,5-88,5 (7180 ± 75)	90,5-91,5 (10600 +50/-100)	505	не ограничено
0,7 номинального	78,0-80,0 (6720 ± 75)	87,5-88,5 (10200 +50/-100)	460	не ограничено
0,6 номинального	75,0-76,5 (6450 ± 75)	85,0-86,0 (10000 +50/-100)	430	не ограничено
Малый газ		61,0-62,5 (7200 ± 100)	360	не ограничено

Соответствие положения РУД режимам работы двигателей (на земле САУ)

Режим работы двигателей %	Положение РУД (по Tooltiptext) %
61.5	0
65	8
70	23
75	41
80	48
83	54
85	58
87	63
89	66
90	68
91	70
92	75
93	79
94	84
95	87
96	90
Взлётный	>94

Соответствие положения РУД режимам работы двигателей (10600М, 0.75М, САУ)

Режим работы двигателей %	Положение РУД (по Tooltiptext) %
75	0
80	41
83	52
85	58
87	63
89	67
90	69
91	74
92	78
93	84
94	87
95	90
96	92
Взлётный	>95

Неисправности, требующие выключения или уменьшения режима работы двигателя.

Условия работы	Необходимые действия
Загорание светосигнальных табло «ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ», «НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ»	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. РУД соответствующего двигателя в положение «МАЛЫЙ ГАЗ».</li> <li>2. Выключатели генераторов в положение «ВЫКЛ»</li> <li>3. Кран подачи топлива в положение «ВЫКЛ»</li> </ol>
Превышение ТВГ 630 градусов	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Уменьшить режим работы двигателя</li> <li>2. Если уменьшение режима работы не приводит к приведению параметров в номинальный диапазон значений, двигатель выключить</li> </ol>
Загорание светосигнализатора «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА»	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Уменьшить режим работы двигателя</li> <li>2. Если уменьшение режима работы не приводит к приведению параметров в номинальный диапазон значений, двигатель выключить</li> </ol>

#### 4.4.5 Запуск двигателя в полёте

Действия по запуску двигателя в полёте аналогичны действиям при запуске двигателя на земле.

#### 4.4.6 Выключение двигателей

Для выключения двигателей:

- РУД в положение «МАЛЫЙ ГАЗ»
- Выключатель «ПИТАНИЕ ОТ АККУМУЛЯТОРОВ» в положение «ВКЛ»
- Выключатели генераторов в положение «ВЫКЛ»
- Краны подачи топлива в положение «ВЫКЛ»

### 4.5 Электросистема

На самолёте имеется три электрические сети:

- постоянного тока 27В;
- однофазного переменного тока 115В 400Гц;
- трёхфазного переменного тока 36В 400Гц;

Основными источниками электроэнергии постоянного тока являются 4 генератора ГС-18ТО суммарной номинальной мощностью 72КВт. Так же установлены 2 аккумуляторные батареи 20НКБН-25 или одна аккумуляторная батарея 12-САМ-55, предназначенные для питания бортсети на земле при отсутствии наземных источников электроэнергии и питания необходимых потребителей в полёте при выходе из строя всех генераторов.

В настоящей модели электросистема представлена выключателями генераторов, питания от аккумуляторов и питания потребителей переменного тока 155В (радионавигационные приборы). Так же имеется световая сигнализация отключения основных генераторов и сигнализация «Приборы питаются от аккумуляторов». Кроме того, на дополнительной панели находятся вольтметры трёх электрических сетей и амперметры основных генераторов, служащие для контроля работы электросистемы. Общий вид дополнительной панели см. «Силовая установка – Приборы контроля за работой двигателей».

### 4.6 Аппаратура внешней связи и УВД

Аппаратура внешней связи и УВД представлена стандартным комплектом (Для Microsoft Flight Simulator), включающим:

- 2 независимые УКВ радиостанции для связи экипажа с диспетчерскими службами и другими экипажами;
- самолётный радиолокационный ответчик (Transponder) для передачи наземным вторичным радиолокаторам информации о бортовом номере самолёта и высоте полёта.

### 4.7 Пилотажно-навигационные приборы

#### 4.7.1 Указатели скорости, высотомеры, вариометр, указатель числа М

На самолёте используются следующие приборы для измерения числа М, скорости и высоты полёта:

- указатели скорости УС-И и КУС-730/1100;
- высотомеры УВИД-30 (шкала, отградуированная в метрах) и УВИД-15Ф (шкала, отградуированная в футах);
- вариометр ВАР-30М;
- указатель числа М МС-1

Приемники полного давления для этих приборов расположены на правом и левом борту фюзеляжа самолёта и имеют электрические обогревательные элементы, включение которых осуществляется выключателем на верхней панели.

Эксплуатационные ограничения.



Работоспособность приборов обеспечивается не ранее чем через 4 минуты после включения электропитания.

#### 4.7.2 Автоматический радиокомпас АРК-15М

Автоматический радиокомпас предназначен для самолётовождения по приводным радиостанциям, а также для построения предпосадочных манёвров при заходе самолёта на посадку. С помощью АРК определяются курсовые углы радиостанций (КУР).

Указателем КУР является прибор ИКУ-1А установленный на приборной панели пилота являющийся, так же, индикатором азимута и курсовых углов радиомаяков системы навигации VOR (РСБН). Кроме того, имеется 2 переключателя – NDB/VOR1 и VOR2/VOR1 для выбора источников сигналов, управляющих стрелками-указателями.



Прибор ИКУ-1А АРК-15

Переключатель NDB/VOR1 управляет источником сигнала для жёлтой стрелки (на рисунке переключатель в положении NDB), а переключатель VOR2/VOR1 – источником сигнала для белой стрелки (на рисунке переключатель в положении VOR2).

Эксплуатационные ограничения

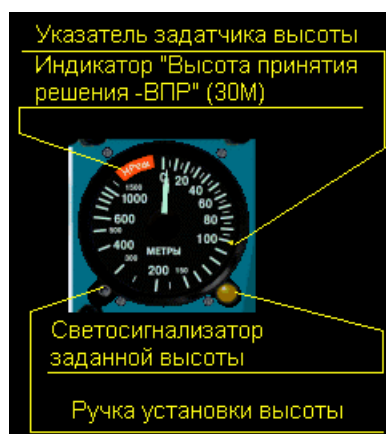
Работоспособность обеспечивается не ранее чем через 4 минуты после включения электропитания.

#### 4.7.3 Радиовысотомер малых высот РВ-5

Радиовысотомер малых высот предназначен для определения истинной высоты полёта при заходе на посадку и при посадке и для предупреждения экипажа о достижении заданной высоты при снижении.

Представленная в данной модели версия радиовысотомера имеет параметры, несколько отличающиеся от оригинала.

Диапазон измеряемых высот (0-1500М). Питание радиовысотомера осуществляется от сети постоянного тока 27В и сети переменного тока 115В.



Радиовысотомер

#### Эксплуатационные ограничения

Работоспособность обеспечивается не ранее чем через 2 минуты после включения электропитания.

На предельно малых высотах (при посадке) следует учитывать, что радиовысотомер показывает высоту без учёта высоты стоек шасси (около 3 метров).

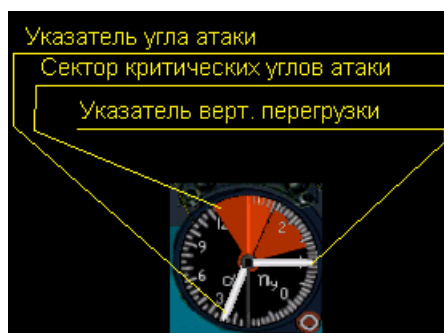
Не рекомендуется пользоваться радиовысотомером при полёте в горных условиях.

#### 4.7.4 Автомат углов атаки и перегрузок с сигнализацией АУАСП

Автомат углов атаки и перегрузок предназначен для определения в полёте текущего значения вертикальной перегрузки, текущего и критического углов атаки и для предупреждения пилотов о подходе к критическому режиму.

Левая часть шкалы указателя используется для отсчёта текущих углов атаки по стрелке и критических углов атаки по красному сектору. Правая часть шкалы отградуирована в единицах перегрузки. Стрелка указывает на значение действующей на самолёт вертикальной перегрузки. Участок шкалы, окрашенный в красный цвет, определяет зону недопустимых перегрузок.

При подходе самолёта к критическим углам атаки загорается светосигнальное табло  $\alpha_{\text{крит}}$ . При взлёте и посадке при выпущенных закрылках автоматически включается взлётно-посадочный режим, и сектор указателя критических углов атаки устанавливается в положение, соответствующее конфигурации самолёта (зависит от положения закрылков)



АУАСП

## Эксплуатационные ограничения

Работоспособность обеспечивается не ранее чем через 4 минуты после включения электропитания.

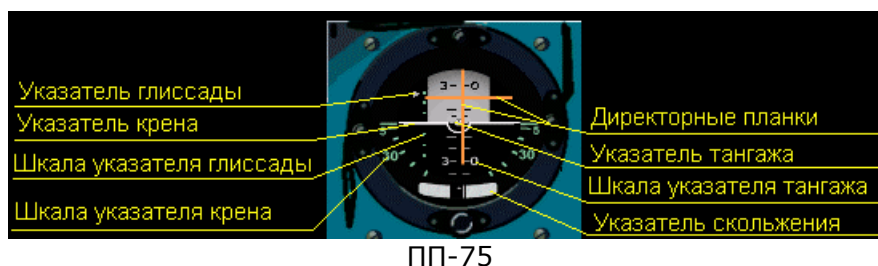
### 4.7.5 Авиагоризонты АГД-1С, ПП-75, блок контроля кренов БКК-18

На самолёте в качестве основных авиагоризонтов используются пилотажные приборы ПП-75. В качестве резервного установлен авиагоризонт АГД-1С. Оба авиагоризонта связаны с блоком контроля кренов.

В качестве дополнительного средства определения крена и скольжения самолёта применён указатель поворота ЭУП-53.

Блок контроля кренов БКК-18 выдаёт сигнал на светосигнализаторы «КРЕН ВЕЛИК» при скорости полёта более 280 км/ч и крене более  $\pm 33^\circ$  и, при скорости полёта менее 280 км/ч, если крен превышает  $\pm 15^\circ$  с выдачей звуковой сигнализации (звенит звонок).

Пилотажные приборы ПП-75, кроме того имеют указатели скольжения и директорные планки, используемые при заходе на посадку на полосу, снабжённую системой ILS.



ПП-75

## Эксплуатационные ограничения.

Разрешается пользоваться показаниями приборов не ранее чем через 3 минуты после включения электропитания.

Вывод самолёта из крена только по сигналу «КРЕН ВЕЛИК» запрещается.

## Элементы радиотехнической системы ближней навигации (РСБН)

В связи с ограничениями, накладываемыми программой, в настоящей модели РСБН представлена в виде отдельных элементов и функциональных узлов. К ним относятся:

- прибор НКП-4;
- органы управления автопилотом (описаны в главе «Автопилот»);

Прибор НКП-4 состоит из круглой неподвижной шкалы, служащей для отсчета курсовых углов, вращающейся шкалы – указателя курса, двух стрелок индикаторов (жёлтой, указывающей азимут приводной радиостанции VOR1 и белой, указывающей, установленный на задатчике курс) и курсовой и глиссадной планок в центре шкалы, указывающих положение самолёта относительно приводной радиостанции VOR1 и заданного курса (вертикальная – курсовая планка), и относительно глиссады снижения (горизонтальная – глиссадная планка), если приводная радиостанция VOR1 имеет соответствующая составляющая.

При отсутствии одного из сигналов (курсовой или глиссадной составляющей) соответствующая планка находится в центре шкалы.

Имеется, так же, указатель задатчика курса (Heading) и кремальеры настройки задатчиков курса (Course) и направления.



Эксплуатационные ограничения.

Работоспособность НКП-4 обеспечивается не ранее чем через 3 минуты после включения электропитания.

#### 4.7.6 Самолётный радиодальномер СД-67

Самолётный радиодальномер СД-67 предназначен для измерения наклонной дальности от самолёта до наземного радиомаяка DME. При наличии в районе полётов совмещённых радиомаяков VOR-DME дальномер используется совместно с аппаратурой РСБН, АРК и аппаратурой посадки для определения местоположения самолёта в полярных координатах. Имеется возможность переключения как источника сигнала (VOR2/VOR1), так и единиц системы измерения (KM/NM).



Переключение VOR2/VOR1 и KM/NM производится щелчком мыши по соответствующей зоне.

#### 4.7.7 Система сигнализации опасной скорости сближения с землёй (ССОС)

Система ССОС предназначена для предупреждения экипажа об опасной скорости сближения самолёта с землёй. Датчиками системы являются радиовысотомер РВ-5, вычислитель вертикальной скорости и концевой выключатель, расположенный на шасси самолёта.

Сигналы опасной скорости, вырабатываемые ССОС, поступают в самолётную сирену и на светосигнальное табло «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» на приборной панели пилота.

Срабатывание системы ССОС происходит в следующих случаях:

- при снижении самолёта с убранными шасси на высотах ниже 250 метров;

- при снижении самолёта в диапазоне истинных высот от 600 до 50 метров, если вертикальная скорость сближения с поверхностью превышает опасные значения (15 м/с на высоте 600 метров и 6 м/с на высоте 50 метров – зависимость линейная);
- при полёте над холмистой или горной местностью в диапазоне истинных высот от 400 до 50 метров, если вертикальная скорость сближения с землёй превышает опасные значения (25 м/с на высоте 400 метров и 5 м/с на высоте 50 метров)
- При взлёте, после уборки шасси, на высотах от 50 до 250 метров, если самолёт начинает снижаться с вертикальной скоростью более 1,6 м/с.

#### Эксплуатационные ограничения

Работоспособность системы обеспечивается не ранее чем через 2 минуты после включения электропитания.

В процессе эксплуатации следует учитывать, что вертикальная скорость сближения с землёй рассчитывается по данным радиовысотомера и, в общем случае, не идентична вертикальной скорости, отображаемой на вариометре ВАР-30М

#### Действия экипажа при срабатывании сигнализации ССОС

Этап работы	Необходимые действия
При взлёте и в наборе высоты до высоты 250 м.	Немедленно прекратить снижение самолёта и перевести его в набор высоты
При снижении над равнинной местностью.	Немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения
В полёте (горизонтальном или при снижении).	Энергично перевести самолёт в режим набора высоты и выдерживать его в течение 30 с при работе двигателей на взлётном режиме. <b>ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. Если экипажу неизвестен характер местности над которой производится полёт, необходимо действовать в соответствии с рекомендациями для полёта над холмистой или горной местностью.</b>
При выполнении предпосадочного манёвра после выпуска шасси.	Немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения и проконтролировать правильность выдерживания заданного профиля снижения.
При заходе на посадку с убраным шасси после четвёртого разворота.	Уйти на второй круг. <b>ВНИМАНИЕ. ПРИ ПОЛЁТЕ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ В БОЛТАНКУ, А ТАКЖЕ ПРИ ПОДХОДЕ К АЭРОДРОМУ СО СЛОЖНЫМ РЕЛЬЕФОМ МЕСТНОСТИ В ЗОНЕ ПОСАДОЧНОЙ ПРЯМОЙ (ПРОЛЁТ НАД ПРЕПЯТСТВИЕМ) ВОЗМОЖНО КРАТКОВРЕМЕННОЕ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ССОС.</b>

#### 4.7.8 Автопилот

Средствами управления автопилотом Microsoft Flight Simulator реализованы (в той или иной мере) следующие системы реального самолёта:

- аппаратура навигации и посадки "КУРС-МП";
- бортовая система управления заходом на посадку «БСУ-ЗП»;
- автопилот «АП-6ЕМ-ЗП»

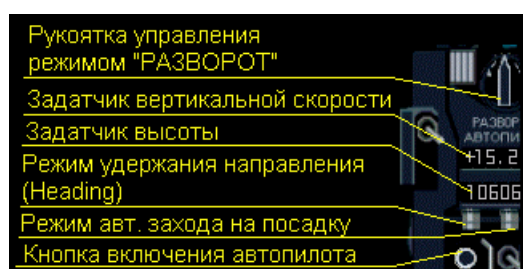
Автопилот имеет следующие режимы работы (в скобках указаны, принятые в Microsoft Flight Simulator, обозначения при наличии аналога):

- режим удержания заданного курса (Heading Hold);
- режим «РАЗВОРОТ»;
- режим полёта по заданному радиалу приводной радиостанции системы VOR (Nav);
- режим удержания заданной высоты с возможностью управления вертикальной скоростью набора/снижения (Altitude Hold)
- режим автоматического захода на посадку на полосу, оборудованную системой ILS (Approach Hold);
- режим стабилизации по тангажу (Attitude Hold);
- режим стабилизации по крену (Wing Leveler);
- режим NAV, управляемый встроенной в программу системой GPS (NAV/GPS Switch);
- режим автоматического ухода на второй круг при заходе на посадку.

Органы управления автопилотом расположены на центральной панели управления и частично продублированы на пульте управления автопилотом.



Органы управления автопилотом на центральной панели



Пульт управления автопилотом

Режимы работы автопилота соответствуют стандартным режимам Microsoft Flight Simulator. Исключение составляют режим «РАЗВОРОТ» и автоматика ухода на второй круг.

#### Режим «Разворот»

Данный режим позволяет ввести самолёт в разворот с кренами 8-10, 15-17 и 25 градусов в любую сторону и поддерживать этот режим до его отключения. Для управления этим служит рукоятка на пульте управления автопилотом имеющая 7 фиксированных положений – нейтральное и по 3 для разворотов в каждом направлении. Для активизации режи-

ма необходимо включить автопилот и щелчком мыши повернуть рукоятку в нужную сторону на необходимое количество позиций. Для вывода из этого режима поверните (щелчком мыши) рукоятку в нейтральное положение.

**ВНИМАНИЕ. Перед включением автопилота убедиться в том, что рукоятка управления режимом «РАЗВОРОТ» находится в нейтральном положении во избежание ввода самолёта в разворот.**

Автоматика ухода на второй круг.

В самолёте предусмотрена автоматика ухода на второй круг, при заходе на посадку на полосу, оборудованную системой ILS. Автоматический уход на второй круг возможен в диапазоне истинных высот от 450 до 30 метров. О работе автоматики свидетельствует горящий индикатор (зелёная вертикальная стрелка с цифрой 2) на панели пилота. Активизация режима возможна двумя способами:

- щелчком мыши по индикатору;
- переводом РУД на взлётный режим (работает только в случае отключённого режима удержания горизонтальной скорости - IAS Hold);

Для правильного использования этого режима необходимо, после входа в глиссаду, установить на задатчике высоты автопилота значение высоты круга, а на задатчике направления значение курса ухода на второй круг. После активизации режима происходит следующее:

- индикатор начинает мигать;
- отключается (если был включен) режим удержания глиссады;
- самолёт переводится в набор высоты со скоростью 6 м/с до высоты, заданной на задатчике высоты;
- после перехода в режим набора убираются шасси и самолёт переводится в режим ускорения до скорости 330-340 км/ч;
- По достижении скорости 290 км/ч производится уборка закрылков до положения 10 градусов;
- после уборки закрылков до положения 10 градусов активизируется режим Heading Hold и самолёт ложится на курс, заданный на задатчике направления;
- автоматика отключается и индикатор гаснет.

Для отключения режима, после его активизации, необходимо щёлкнуть мышью по мигающему индикатору.

**ВНИМАНИЕ! В автопилоте реализован, отдельный по каналам крена и тангажа, режим отключения «пересиливанием». При отклонении штурвала на величину больше половины хода, происходит отключение всех включённых режимов управления по тангажу (Altitude Hold, Attitude Hold, Approach Hold), а при повороте штурвала (отклонении джойстика в поперечном направлении) на величину более половины хода, происходит отключение всех режимов, связанных с управлением по крену (Heading Hold, Nav/GPS Hold, Wing Leveler, Approach Hold).**

Эксплуатация автопилота

Условия (этап работы)	Необходимые действия
Использование в полёте по маршруту	<p>Автопилот можно включить в установившемся режиме набора высоты, горизонтального полёта или снижения во всём диапазоне эксплуатационных скоростей и чисел М</p> <p>Перед включением автопилота рукоятка «РАЗВОРОТ» должна находиться в нейтральном положении и самолёт должен быть в режиме установившегося прямолинейного полёта (без крена) и сбалансирован в продольном и поперечном направлении триммерами.</p>
Управление и стабилизация	<p>Управление самолётом производится:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– с помощью рукоятки «РАЗВОРОТ» или задатчика курса в режиме удержания направления (Heading Hold) по направлению</li> <li>– с помощью задатчиков высоты, вертикальной скорости и использования режима продольной стабилизации (Attitude Hold) по высоте полёта</li> </ul> <p><b>ВНИМАНИЕ.</b> ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ В МАРШРУТНОМ ПОЛЁТЕ АВТОПИЛОТ ОТКЛЮЧИТЬ. В НОВОМ УСТАНОВИВШЕМСЯ РЕЖИМЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЁТА ИЛИ СНИЖЕНИЯ СБАЛАНСИРОВАТЬ САМОЛЁТ ТРИММЕРАМИ И ВКЛЮЧИТЬ АВТОПИЛОТ</p>
Автоматический заход на посадку (на полосу, оборудованную системой ILS)	<p>На высоте построения предпосадочного манёвра перевести самолёт в режим горизонтального полёта. Предпосадочный манёвр осуществляется по показаниям радионавигационных приборов с помощью рукоятки «РАЗВОРОТ» и задатчика высоты автопилота.</p> <p>После выпуска шасси проверить правильность установки частоты системы ILS и убедиться в нормальной работе аппаратуры «КУРС МП-1» по погасанию сигнализаторов <math>K_1</math> и <math>\Gamma_1</math> на пульте управления автопилотом на центральной панели, а также по соответствующему отклонению планок на приборе НКП-4.</p> <p>Определив момент начала 4-го разворота включить режим автоматического захода на посадку нажав кнопку-табло «ГЛИСС» на пульте управления автопилотом на центральной панели.</p> <p>В процессе четвёртого разворота вести контроль за правильностью вписывания самолёта в равносигнальную линию курса по показаниям радионавигационных приборов.</p> <p><b>ВНИМАНИЕ.</b></p> <p>1. ЧЕТВЁРТЫЙ РАЗВОРОТ ВЫПОЛНЯТЬ НА ТАКОМ УДАЛЕНИИ ОТ ВПП, ЧТОБЫ ВЫХОД САМОЛЁТА ИЗ РАЗВОРОТА ПРОИС-</p>



	<p>ХОДИЛ ЗА 3-4 КМ ДО ВХОДА В ГЛИССАДУ.</p> <p>2. РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫВОД САМОЛЁТА НА ПОСАДОЧНУЮ ПРЯМУЮ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РУКОЯТКИ РАЗВОРОТ ПО ПОКАЗАНИЯМ АРК И КОМАНДАМ ДИСПЕТЧЕРА. ПОСЛЕ ВЫХОДА НА ПОСАДОЧНЫЙ КУРС УСТАНОВИТЬ РУКОЯТКУ «РАЗВОРОТ» В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ И НАЖАТЬ КНОПКУ-ТАБЛО «ГЛИСС»</p> <p>3. ДОВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ ПОД АВТОПИЛОТОМ СОПРОВОЖДАЕТСЯ КРАТКОВРЕМЕННЫМ УВЕЛИЧЕНИЕМ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ДО 30М И УМЕНЬШЕНИЕМ СКОРОСТИ (ПРИ ПОСТОЯННОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ). <b>НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ СОВМЕЩАТЬ</b> ДОВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ С НАЖАТИЕМ КНОПКИ-ТАБЛО «ГЛИСС».</p> <p>Для обеспечения лучшего качества стабилизации самолёта на глиссаде рекомендуется выдерживать заданную скорость с точностью <math>\pm 10</math> км/ч.</p> <p>Заданную скорость выдерживать до высоты начала выравнивания. При пролёте ДПРМ убедиться:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– отклонения самолёта от заданной траектории по курсу и по глиссаде не превышают <math>\pm 1</math> точки (по отклонению планок на НКП-4);</li> <li>– высота пролёта ДПРМ соответствует установленной для данного аэродрома.</li> </ul> <p>Если отклонения самолёта не превышают указанные, то автоматический заход на посадку продолжать до высоты 60 м; в ином случае выключить автопилот.</p> <p>Решение о посадке КВС принимает на высоте 60 м при надёжной видимости огней высокой эффективности (ОВИ) и боковом отклонении самолёта от оси ВПП не более 40 м.</p> <p>Исправление боковых отклонений самолёта должно выполняться S-образным манёвром, который должен быть закончен до достижения торца ВПП. Максимальный крен первого разворота <math>15^\circ</math>, второго <math>10^\circ</math>. Манёвр выполняется с подобранным для полёта по глиссаде положением РУД. При манёвре допускается уменьшение скорости до 10км/ч, но не менее 240км/ч. Устанавливать РУД в положение «МАЛЫЙ ГАЗ» до высоты начала выравнивания запрещается.</p> <p>Боковое движение самолёта, если оно имеется после окончания манёвра, необходимо устранить до приземления путём создания крена не более <math>5^\circ</math> в противоположную сторону. При этом допускается более высокое выравнивание и более поздняя установка</p>
--	--

	<p>РУД в положение «МАЛЫЙ ГАЗ».</p> <p><b>ВНИМАНИЕ.</b> При посадке с креном 9° произойдёт одновременное касание земли консолью крыла и одним из основных колёс.</p>
Заход на посадку в директорном режиме.	<p>После выпуска шасси проверить правильность установки частоты системы ILS и убедиться в нормальной работе аппаратуры «КУРС МП-1» по погасанию сигнализаторов <math>K_1</math> и <math>\Gamma_1</math> на пульте управления автопилотом на центральной панели, а также по соответствующему отклонению планок на приборе НКП-4.</p> <p>После выполнения третьего разворота выпустить закрылки на 20°.</p> <p>Определив момент начала четвёртого разворота, создать в сторону отклонения командной планки курса на приборе ПП-75 крен такой величины, чтобы командная планка курса заняла нулевое положение. Крен при этом не должен превышать 20°. В дальнейшем небольшими отклонениями штурвала удерживать командную планку в пределах центрального кружка.</p> <p>После выполнения четвёртого разворота, за 2-3 км до входа в глиссаду, довыпустить закрылки на 30°.</p> <p>В момент прохождения планки глиссады (на приборе НКП-4) через 0 перевести самолёт в режим снижения, затем плавным движением колонки штурвала привести командную планку глиссады на ПП-75 на «0».</p> <p>Для удержания самолёта на данной траектории следует сбалансировать его в продольном направлении при помощи триммера руля высоты и своевременно отклонять органы управления на небольшие углы в соответствии с отклонением командных планок от центрального положения. При больших отклонениях командных планок не следует допускать резких отклонений органов управления, чтобы не «разболтать» самолёт.</p> <p>Для обеспечения лучшего качества стабилизации самолёта на глиссаде рекомендуется выдерживать заданную скорость с точностью <math>\pm 10</math> км/ч.</p> <p>Заданную скорость выдерживать до высоты начала выравнивания. При пролёте ДПРМ убедиться:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– отклонения самолёта от заданной траектории по курсу и по глиссаде не превышают <math>\pm 1</math> точки (по отклонению планок на НКП-4);</li> <li>– высота пролёта ДПРМ соответствует установленной для данного аэродрома.</li> <li>– Крены самолёта, необходимые для удержания командной планки в нулевом</li> </ul>

	<p>положении, не превышают 10° (после вписывания в равносигнальную линию курса).</p> <p>Если отклонения самолёта не превышают указанных, то заход на посадку по командным планкам продолжать до высоты 60 м. После пролёта ДПРМ необходимо, учитывая уменьшение линейной ширины зон курса и глиссады, особенно внимательно пилотировать самолёт, удерживая командные планки в пределах центрального кружка небольшими плавными отклонениями рулей. По достижении самолётом высоты 60 м КВС должен перейти на визуальный полёт для выполнения посадки или выполнить уход на второй круг.</p>
--	---

#### 4.7.9 Сигнализаторы приборной панели

Общий вид панели управления и сигнализаторов приведён на рисунке пв конце этого раздела.

Наименование сигнализатора (на рисунке)	Описание работы
Сигнализатор автоматики ухода на второй круг	Горит – автоматика готова к работе, щелчок мыши активизирует режим ухода Мигает – режим автоматического ухода на второй круг активен, щелчок мыши отключает режим ухода.
Управляй креном или тангажом	НЕ горит на земле. В полёте НЕ ГОРИТ в случае если включены любые режимы автопилота, обеспечивающие одновременно управление (стабилизацию) по каналам крена и тангажа
Интегральный сигнальный огонь (ИСО)	Мигает в полёте в случае отклонений от курса или глиссады более предельных и истинная высота менее 60 метров
Высота меньше заданной на РВ (ВПР)	Горит в полёте при снижении в случае если истинная высота меньше заданной на задатчике радиовысотомера или менее 30 метров.
Автомат тяги ВЫКЛ	Горит, если автомат тяги выключен
Критический угол атаки	Горит в полёте если угол атаки по АУАСП приближается к критическим значениям
Автопилот ВЫКЛ	Горит если автопилот выключен.
Сигнализация предельных кренов	Мигает в полёте в случае превышения предельного значения крена (в соответствующую сторону). Сопровождается звуковой сигнализацией – звонок.
Скорость велика	Мигает в полёте при превышении предельной скорости (зависит от положения шасси и закрылков). Сопровождается звуковой сигнализацией
Отклонение курса/глиссады велико	Горят на истинных высотах менее 120 метров если велики отклонения от курса/глиссады (при наличии соответствующей составляющей радиомаяка на который настроен приёмник NAV1)
ССОС (Опасно земля)	См. описание ССОС
Скорость мала	Мигает в полёте при уменьшении скорости ниже минимально допустимых безопасных значений.

Общий вид панели управления и сигнализаторов приведён на рисунке на следующей странице.



## **5 Особенности реализации и эксплуатации модели, специфичные для Microsoft Flight Simulator**

### **5.1 Общие замечания**

Применённый алгоритм звуковой сигнализации из XML приборов может приводить к нештатному срабатыванию звуковой сигнализации после загрузки сохранённого полёта, а также в случае замены «на ходу – в процессе полёта» самолета на данную модель. Для устранения этого эффекта в случае загрузки сохранённого полёта рекомендуется перезагрузить полёт (Ctrl-;).

Кроме того, при эксплуатации модели в районах с большим насыщением статическими и динамическими объектами, приводящей к сильному снижению числа выводимых в секунду кадров (FPS < 8) возможно проявление эффекта двойного, и даже многократного, щелчка при переключении тумблеров на панели управления.

Подсистема голосового сопровождения в некоторых случаях может выдавать не адекватные сообщения (команды и доклады членов экипажа) или не выдавать, в случаях, когда это необходимо, что вызвано как сложностью определения моментов выдачи подобных сообщений так и недоработками системы «блокировок» неадекватной выдачи сообщений. Например, сообщение «Экипаж, взлетаем . . .» выдаётся при условии, что самолёт находится на земле, РУД в положение взлётного режима, закрылки выпущены на взлётный угол и предыдущее такое сообщение выдавалось не менее чем 2 минуты назад («блокировка»). Таким образом, если Вы после выдачи подобного сообщения уменьшите режим работы двигателей и сразу снова выведете их на взлётный режим – Вы не услышите этого сообщения (должно пройти 2 минуты).

Звук ВСУ не отключается при переключении между окнами приложений и не изменяется при изменении видов (Cockpit View, Spot View и т.п.).

Реакции системы Force Feedback не проверялись в виду отсутствия у разработчика соответствующего оборудования и, соответственно не гарантируется их адекватность, как при рулении, так и при различных режимах полёта. Кроме того, не гарантируется адекватность оригиналу в части отключения каналов пилота «пересиливанием».

### **5.2 Силовая установка**

При непрерывной работе двигателей на взлётном режиме более 5 минут происходит поочерёдный (с интервалом 30 секунд) отказ двигателей со всеми, вытекающими последствиями. Очередность отказа двигателей выбирается случайным образом. В случае возникновения подобного отказа единственным способом избежать катастрофы в результате отказа обоих двигателей служит НЕМЕДЛЕННОЕ уменьшение режима работы исправного двигателя для продолжения полёта на одном двигателе.

В процессе полёта необходимо периодически контролировать сигнализаторы опасной вибрации двигателей на дополнительной панели для избежания отказа двигателей по причине высокого уровня вибрации.

При снижении с эшелона (режим одного двигателя «МАЛЫЙ ГАЗ», второго «81-85%»), для тех, кто не имеет оборудования, позволяющего регулировать положение РУД отдельно для каждого двигателя, рекомендуется пользоваться мышью и РУД, расположенными на дополнительной панели управления.

### 5.3 Приборы контроля за режимом полёта (вариометр, указатели скорости и пр.)

Несмотря на то, что прибор КУС-730/1100 расположен не на основной панели управления рекомендуется пользоваться именно им на всех этапах выполнения полёта кроме руления, взлёта и посадки.

Поскольку шкала вариометра ВАР-30М ограничена величинами от «минус» 30 до 30 м/с в случае аварийного снижения для контроля скорости рекомендуется использовать "Tooltip" подсказку соответствующего прибора для определения вертикальной скорости.

### 5.4 Система сигнализации опасной скорости сближения с землёй

Поскольку в процессе полёта происходит непрерывное вычисление (в рабочем диапазоне высот) скорости сближения с землёй с осреднением мгновенных значений за некий интервал времени наблюдается некоторая инерционность как начала работы звуковой и световой сигнализации, так и прекращения их работы. Это выражается, например, в продолжении работы сигнализации в течение примерно 1-2 секунд после уменьшения скорости сближения с землёй до безопасных значений. Так же следует учитывать, что ССОС работает на основе вычисления истинной скорости сближения с землёй, которая, в общем случае, совершенно не совпадает с вертикальной скоростью, показываемой вариометром ВАР-30.

### 5.5 Speed book

Самолёт снабжен системой расчёта взлетных и посадочных скоростей (Shift-9). Исходя из текущей массы самолёта, показываются значения скоростей  $V_R$  и  $V_1$ , а также скорости в глиссаде. При её эксплуатации следует учитывать:

- Скорости  $V_R$  и  $V_1$  рассчитываются для взлета с закрылками, выпущенными на  $20^\circ$  и стабилизатором, установленным на угол  $1.5^\circ$ . В случае взлёта с закрылками, выпущенными на  $10^\circ$  к показываемым значениям следует прибавить 15-20 км/ч
- Скорость в глиссаде правильно указывается для всех значений массы самолёта меньших или равных максимальной посадочной массе.
- Показываются минимальные допустимые, безопасные значения скорости в глиссаде при закрылках, выпущенных на  $30^\circ$ . В случае посадки с закрылками, выпущенными на  $20^\circ$ , к показаниям следует прибавить 20-30 км/ч.

## 6 Приложения.

### 6.1 Карты контрольных проверок

#### 6.1.1 Перед запуском двигателей

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Питание от аккумуляторов	Включено
Щиток запуска (панель запуска)	Открыт
Выключатели генераторов	Выключены
Краны подачи топлива	Открыты (светосигнализаторы «ПОДАЧА ТОПЛИВА» на дополнительной панели зелёные)
РУД	Малый газ
БАНО (Strobe Lights)	Включены
Светосигнализаторы «ГОТОВНОСТЬ К ЗАПУСКУ» на панели запуска	Горят

#### 6.1.2 Перед выруливанием

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Щиток запуска (панель запуска)	Закрыт
Гидросистема	Давление в норме
Топливная система	Количество топлива на борту
Электросистема	Включена, питание потребителей ~115В (радионавигационное оборудование) включено
Авиагоризонты	Включены, проверены, сигнализация срабатывает
Стабилизатор (триммер РВ)	Установлен – 1.5°
Триммеры РН и элеронов	Нейтрально (горят соответствующие светосигнализаторы)

#### 6.1.3 На рулении

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Тормоза	Проверены, исправны
Противообледенители	Включены/выключены (состояние соответствует метеоусловиям)
Радионавигационное оборудование	Включено, настроено АРК (ADF) ДПРМ Задатчик курса Курс взлёта Задатчик направления Курс выхода на первую точку маршрута
АБСУ	Включена
ЭУП	Исправен (стрелка отклоняется в сторону поворота)

#### 6.1.4 На предварительном старте

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Высотомеры	Давление выставлено - высота нуль Радиовысотомер включен
Закрылки	Выпущены 20° (10°)
Интерцепторы	Убраны
Рули, элероны	Проверены, свободны

#### 6.1.5 На исполнительном старте

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Готовность к взлёту	Красные светосигнализаторы не горят Подогрев приемников давления включен

#### 6.1.6 В установившемся наборе

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Шасси	Убрано, красные горят
Закрылки	Убраны
Высотомеры	Давление 760мм рт. ст. (29.92) установлено

#### 6.1.7 Перед снижением

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Посадочные данные	Топливо ... т, посадочная масса ... т, скорости рассчитаны
Задатчик радиовысотомера	Установлен на высоту круга
Радионавигационные приборы	NAV1 частота ILS установлена Задатчик курса курс посадки установлен

#### 6.1.8 После перехода на давление аэродрома

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Высотомеры	Давление установлено ... мм рт. ст. (убедиться в правильности) Проконтролировать соответствие показаний высотомера и радиовысотомера
АРК (ADF)	Настроен на частоту ДПРМ

#### 6.1.9 Перед третьим разворотом или на удалении 18-20 км

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Шасси	Выпущено, зелёные горят
Задатчик радиовысотомера	Установлен на ВПР (высоту принятия решения)
АБСУ	Исправна, курс полосы на задатчике курса задан



#### 6.1.10 Перед входом в глиссаду

Наименование контролируемых органов (операций)	Состояние
Закрылки	Выпущены 30°
Фары	Включены
Скорость	Соответствует расчётным значениям (с учетом массы самолёта и метеоусловий)

## 7 Благодарности.

Автор хочет выразить благодарность Владимиру Симченко, штурману самолёта Ту-134 авиакомпании «АЭРОФЛОТ» за предоставленную документацию (оригинальное РЛЭ Ту-134), консультации, оказываемые в процессе создания модели и тестирование оной с привлечением реальных пилотов Ту-134.

Также хочу поблагодарить Степана Грицевского, за помощь в создании системы работы со звуком для чего потребовалась разработка алгоритмов совместной работы XML приборов и классических приборов, написанных на С/С++, Дмитрия Просько, за предоставленный алгоритм работы директорных планок на приборе ПП-75.

Кроме того выражаю благодарность Дмитрию Колеснику, Александру Белову и Денису Белану за помощь в создании приборов и консультации.

Особая благодарность Олегу Девяткину за его библиотеку работы со звуками и некоторые беседы по ICQ, одним из результатов которых явилась реализация ВСУ.

И, естественно, всему Российскому СИМ сообществу за поддержку и конструктивную критику.



Автор (слева) и Владимир Симченко в аэропорту Пулково.  
На заднем плане самолёт Ту-134А-3 RA-65770 – самолёт Владимира Симченко

Соколов В. В.

22 февраля 2002 г.