

А. И. ПЯТИН

**ДИНАМИКА  
ПОЛЕТА И ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА Ту-154**

Допущено Департаментом воздушного транспорта  
в качестве учебного пособия  
для курсантов летных учебных заведений  
гражданской авиации

**Рецензент** канд. тех. наук В. П. Усков  
**Заведующий редакцией** Н. А. Сайтона  
**Редактор** Н. И. Котенко  
**Пятин А. И.**

Динамика полета и пилотирование самолета Ту-154: Учеб. пособие.— М.: Воздушный транспорт, 1994.— 192 с.  
Даны общие сведения о заходе на посадку в условиях минимумов I и II категорий ИКАО, основные требования, рассматривается комплекс средств обеспечения посадки.

Обращается внимание на психологические особенности выполнения захода на посадку в различных режимах управления самолетами при низком минимуме погоды, основные принципы распределения обязанностей между членами экипажа на этом этапе при сложных метеоусловиях.

Описываются особенности аэродинамики и пилотирования самолета Ту-154 при заходе на посадку и посадке.  
Предназначено для авиационных специалистов и курсантов летных учебных заведений гражданской авиации.

## ВВЕДЕНИЕ

Научно-техническая революция в гражданской авиации повысила эффективность и качество всей работы, позволила снизить минимум для взлета и посадки воздушных судов, что значительно повысило регулярность полетов. Вместе с тем снижение посадочных минимумов при одновременном сохранении или повышении безопасности полетов возможно лишь при условии автоматизации процессов управления при заходе на посадку, а в дальнейшем — и посадки (минимум III категории).

Необходимость автоматизации процессов управления взлетом и посадкой самолетов в сложных метеорологических условиях объясняется тем, что другие возможности для повышения безопасности и регулярности полетов в настоящее время в основном исчерпаны. Автоматизация процессов управления позволяет разгрузить внимание пилотов, поскольку прирост количества информации в единицу времени при заходе на посадку возрастает, а возможности человека-оператора (пилота) по восприятию, осмыслению и переработке информации ограничены, затраты внимания и реакций пилота на отклонения самолета приближаются к его физиологическому порогу, превышение которого может привести к авиационному происшествию. Поэтому при рассмотрении вопросов экономической эффективности и регулярности полетов за счет снижения взлетно-посадочных минимумов необходимо, в первую очередь, учитывать основной качественный показатель деятельности всей гражданской авиации — безопасность полетов.

Анализ авиационных происшествий и инцидентов на мировом авиационном транспорте свидетельствует о том, что при заходе на посадку и посадке происходит более 40—50 % происшествий. Учитывая, что продолжительность захода на посадку для магистральных самолетов составляет не более 2—3 % всего времени полета, то вероятность возникновения авиационных происшествий на этом этапе полета в 15—20 раз больше, чем в среднем в течение всего полета.

В последние годы специалисты по вопросам авиационной безопасности и эксперты по расследованию авиационных происшествий все чаще учитывают человеческий фактор, играющий важнейшую роль в имеющих место происшествиях. Согласно анализу, проведенному ИАТА и ИКАО, в 80 % всех авиационных происшествий исследуемого периода человеческий фактор являлся основной причиной всех авиационных происшествий при заходе на посадку и посадке самолета.

В содержание термина «человеческий фактор» применительно к летному экипажу в узком смысле обычно вкладывается совокупность психологических характеристик пилотов и других членов летного экипажа, их возможности и ограничения.

Для того чтобы снизить количество происшествий до минимума, необходимо в полной мере учитывать пределы возможностей пилотов. Порядок работы членов экипажа в кабине, распределение задач между ними, форма представления информации в инструкциях по взаимодействию и других документах подразумевают правильное понимание роли человеческого фактора.

В главе 1 даны общие сведения о заходе на посадку в условиях минимумов I и II категорий ИКАО, основные требования, рассматривается комплекс средств обеспечения посадки.

Главы 2, 3, 4 посвящены человеческому фактору. В них рассматриваются психологические особенности выполнения захода на посадку в различных режимах управления самолетами при низком минимуме погоды, основные принципы распределения обязанностей между членами экипажа при заходе на посадку в сложных метеорологических условиях. Обращается особое внимание на возрастающую роль и ответственность второго пилота.

В главе 5 описываются особенности аэродинамики и пилотирования самолета Ту-154 при заходе на посадку и посадке. Значительное место отводится вопросам балансировки, продолжительной устойчивости и управляемости, влияния центровки на безопасность полетов, а также пилотированию самолета на конечном этапе захода на посадку.

В главе 6 обобщается опыт полетов в условиях сниженных минимумов, анализируются причины грубых приземлений самолета Ту-154.

Обеспечению полетов в сложных метеоусловиях посвящена глава 7.

# ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ МИНИМУМОВ I и II КАТЕГОРИЙ

## 1.1. ОСНОВНЫЕ ТЕРМИНЫ

Группа экспертов по производству полетов ИКАО, созданная аэронавигационной комиссией в 1976 г. в целях проведения специальных исследований, касающихся производства полетов самолетов, бортовых приборов и оборудования, разработала материал в помощь государствам и эксплуатантам при установлении эксплуатационных минимумов, их контроле за выполнением взлетно-посадочных операций в любых метеорологических условиях. На пятом совещании, проходившем в июне 1989 г., был подготовлен окончательный проект нового издания Руководства по всепогодным полетам (док. 9365). В этом документе рассмотрены наиболее существенные эксплуатационные и технические факторы, связанные с выполнением взлетов и посадок при всепогодных полетах ВС. Термин «всепогодные полеты» обозначает любой взлет и посадку, осуществляемые в условиях, при которых визуальная ориентировка ограничена метеорологическими условиями.

Вследствие сложности всепогодных полетов ВС и международного характера таких полетов, целесообразно придерживаться рекомендаций и терминологии, изложенных в указанном документе. Далее приводятся термины, наиболее необходимые для экипажей ВС (по док. 9365 и НПП ГА—85).

**Абсолютная/относительная высота принятия решения** — установленная абсолютная/относительная высота при точном заходе на посадку, на которой должен быть начат уход на 2-й круг в случае, если не был установлен необходимый визуальный контакт с ориентирами, позволяющий продолжать заход на посадку (док. 9365).

**Высота принятия решения** — установленная относительная высота, на которой должен быть начат маневр ухода на 2-й круг в случаях, если до достижения этой высоты командиром ВС не был установлен необходимый визуальный контакт с ориентирами для продолжения захода на посадку или положение ВС в пространстве или параметры его движения не обеспечивают безопасности посадки. ВПР отсчитывается от уровня порога ВПП (НПП ГА—85).

**Примечание.** Абсолютная высота принятия решений отсчитывается от среднего уровня моря. Относительная высота принятия решения отсчитывается от превышения порога ВПП.

**Видимость** — определяемая атмосферными условиями и выражаемая в единицах расстояния возможность видеть и опознавать заметные неосвещенные объекты днем и заметные освещенные объекты ночью (док. 9365).

**Видимость (дальность видимости)** — максимальное расстояние, с которого видны и опознаются неосвещенные объекты (ориентиры) днем и освещенные объекты (световые ориентиры) ночью (НПП ГА—85).

**Видимость в полете** — видимость из кабины экипажа в направлении полета (док. 9365).

**Дальность видимости на ВПП (RVR)** — расстояние, в пределах которого пилот ВС, находящегося на осевой линии ВПП, может видеть маркировку покрытия ВПП или огни, которые обозначают контуры ВПП и ее осевую линию (док. 9365).

**Видимость на ВПП (дальность видимости на ВПП)** — максимальное расстояние, в пределах которого пилот ВС, находящегося на осевой линии ВПП, может видеть маркировку ее покрытия или огни, ограничивающие ВПП или обозначающие ее осевую линию.

На аэродромах, оборудованных светосигнальными системами ОВИ или ОМИ типа М-2, за видимость на ВПП принимается, видимость ОВИ или ОМИ соответственно. При отсутствии ОВИ или ОМИ типа М-2 за видимость на ВПП ночью принимается видимость световых ориентиров (НПП ГА—85).

**Высота нижней границы облаков** — относительная высота над земной или водной поверхностью основания нижнего слоя облаков, находящегося ниже 6000 м (20 000 фут.) и закрывающего более половины неба (док. 9365).

**Видимость вертикальная** — максимальное расстояние от поверхности земли до уровня, с которого вертикально вниз видны объекты на земной поверхности (НПП ГА—85).

### **Категории точных заходов на посадку:**

**I категория** — точный заход на посадку по приборам и посадка с высотой принятия решения не менее 60 м (200 фут.) и либо видимостью не менее 800 м, либо дальностью видимости на ВПП в зоне приземления не менее 550 м.

**II категория** — точный заход на посадку по приборам и посадка с высотой принятия решения менее 60 м (200 фут.), но не менее 30 м (100 фут.) и дальностью видимости на ВПП не менее 350 м.

**IIIA категория** — точный заход на посадку по приборам и посадка либо с высотой принятия решения менее 30 м (100 фут.), либо без ограничений по высоте принятия решения и при дальности видимости на ВПП не менее 200 м.

**IIIV категория** — точный заход на посадку по приборам и посадка либо с высотой принятия решения менее 15 м (50 фут.) либо без ограничений по высоте принятия решения и при значении дальности видимости на ВПП менее 200 м, но не менее 50 м.

**IIIS категория** — точный заход на посадку по приборам и посадка без ограничений по высоте принятия решения и без ограничений дальности видимости на ВПП.

**Примечание.** Если высота принятия решения и дальность видимости на ВПП (RVR) попадают под разные категории, то категория, к которой следует относить данный полет, может определяться либо высотой принятия решения, либо RVR. Полет будет выполняться по категории с более низким минимумом.

**Пример.** Полет с высотой принятия решения в пределах минимума II категории, но с RVR в пределах минимума III категории будет рассматриваться как полет по минимуму III категории.

Уровень безопасности полетов всей воздушно-транспортной системы находится в прямой зависимости от уровня надежности основной ее ячейки — эргатической системы «экипаж — ВС — среда», и в первую очередь — от надежности звена «экипаж». Повышение надежности экипажа при заходе на посадку в условиях сниженного минимума I и особенно II категории происходит за счет автоматизации управления ВС по траектории снижения, а также за счет повышения уровня профессиональной подготовки членов экипажа к полетам в этих условиях.

Поскольку минимум II категории (30X400 м) является более сложным на данном этапе по сравнению с минимумом I категории (60X800 м), его внедрение в практику полетов требуют всесторонних испытаний самолетов, автоматизированного оборудования, подготовки экипажей, проведения ряда организационно-технических мероприятий.

Руководством по всепогодным полетам (док. 9365 ИКАО) определены основные требования к самолету, летному экипажу, наземному оборудованию для выполнения полетов по минимумам I, II и III категорий ИКАО.

Каждое государство разрабатывает свои национальные требования по выполнению всепогодных полетов, которые периодически, по мере накопления опыта, совершенствуются.

## **1.2. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЛЕТНОМУ ЭКИПАЖУ**

Члены летного экипажа должны иметь свидетельства в соответствии с Приложением 1 ИКАО, необходимую квалификацию для эксплуатации самолета в условиях полета по приборам и подготовку к применению особых процедур в кабине экипажа.

Необходимо, чтобы летные экипажи проходили подготовку и затем получали квалификацию по всем аспектам полетов с низкими минимумами. Этот процесс разделен на две части:

наземный инструктаж (наземная подготовка) по основам и теории полетов с низкими минимумами, включая описание характеристик, ограничений и использование схем захода на посадку и вылета по приборам;

летная подготовка по схемам и приемам, характерным для данного самолета, которую можно проводить на тренажере, имитирующем реальные условия полета, и (или) в полете под наблюдением.

Прежде чем летным экипажам будет разрешено выполнять взлет в условиях пониженной видимости или заход на посадку по приборам, необходимо принять во внимание следующие факторы:

- состав летного экипажа;
- необходимая квалификация и требуемый опыт;
- начальная подготовка и переподготовка;

потребность в специальных схемах и инструкциях;  
любые эксплуатационные ограничения.

Если предвидится утверждение более низких эксплуатационных минимумов аэродрома, этим факторам необходимо уделять повышенное внимание, особенно составу и подготовке летного экипажа.

При определении состава летного экипажа и распределении обязанностей между членами экипажа следует предусматривать, чтобы у каждого члена экипажа имелось время для выполнения возложенных на него задач, а именно:

управление самолетом и контроль за ходом полета;  
эксплуатация и контроль работы бортовых систем;  
принятие решений.

Прежде чем начать полеты в условиях минимума II категории летный экипаж должен продемонстрировать свою квалификацию соответствующим полномочным органам. Он должен уметь в полной мере использовать наземное и бортовое оборудование, его возможности, знать характеристики, возможности и ограничения курсоглиссадных систем и другого оборудования аэродрома, работу и ограничения бортовых систем (например, автоматической системы управления полетами АБСУ), контролирующие и сигнальные устройства, пилотажные приборы, включая системы измерения высоты и средства у пилота для оценки положения самолета во время захода на посадку, приземления и пробега.

В процессе подготовки к полетам по сниженным минимумам необходимо изучить:

характеристики, возможности и ограничения ИЛС (или других курсоглиссадных систем), включая изменения работы бортовых систем за счет искажения сигнала ИЛС (СП), обусловленные влиянием других самолетов, выполняющих посадку, взлет или пролетающих над этой системой, и последствия попадания самолетов или транспортных средств на площади маневрирования на земле в критические и чувствительные зоны ИЛС;

характеристики визуальных средств (например, огней приближения, огней зоны приземления, огней осевой линии), ограничения по их использованию в качестве визуальных ориентиров при пониженной дальности видимости на ВПП (RVR) и различных углах наклона глиссады и обзора из кабины экипажа, а также относительные высоты, на которых должны становиться видимыми различные ориентиры в условиях реальных полетов;

работу, возможности и ограничения бортовых систем (например, АБСУ-154-2, контролирующих и сигнальных устройств, пилотажных приборов, включая системы измерения высоты и средства у пилота для оценки положения самолета во время захода на посадку, приземления и пробега);

схемы и способы захода на посадку, включая схемы ухода на 2-й круг, с описанием факторов, обуславливающих потерю высоты во время ухода на 2-й круг при стандартной и нестандартной конфигурации самолета;

правила пользования системами, пределы дальности видимости на ВПП (RVR), включая значения RVR, измеренные с различных точек на ВПП, различные методы измерения и оценки RVR и ограничения, характерные для каждого метода;

основные сведения о высоте пролета препятствий и зоне, свободной от препятствий;

влияние приземного сдвига ветра, турбулентности и осадков;

задачи пилотов на относительной высоте принятия решения (ВПР), правила и методы перехода от полета по приборам к визуальному полету в условиях ограниченной дальности видимости на ВПП, включая геометрическое положение глаз пилота, колес и антенны относительно стандартной высоты ИЛС;

действия, которые необходимо предпринять при недостаточной видимости ориентиров при нахождении самолета ниже ВПР, и методы перехода от визуального полета к полету по приборам, если на такой высоте требуется уйти на 2-й круг;

действия, которые необходимо предпринять при отказе оборудования захода на посадку и посадки выше и ниже ВПР;

действия, которые необходимо предпринять при отказе наземного оборудования;

основные факторы, которые необходимо учитывать при определении ВПР;

влияние особых неисправностей самолетов (например, двигателя) на работу автомата регулирования тяги двигателя, автопилота и др.;

правила и меры предосторожности, которые необходимо соблюдать при рулении в условиях ограниченной видимости.

В реальных условиях при заходе на посадку самолет может отклониться от осевой линии или глиссады на, до или после ВПП и, следовательно, экипаж должен знать, как ему действовать в таких случаях. Экипаж также должен знать, что возможны случаи преждевременного перехода на внешние ориентиры для управления самолетом до того, как визуальная ориентировка фактически становится достаточной для управления по тангажу и (или) высоте траектории и в таких случаях нет необходимости в преждевременном отключении автопилота и автомата тяги. Необходимо также продолжать следить за показаниями приборов даже тогда, когда будет установлен необходимый визуальный контакт с ВПП и ее ориентирами, что очень важно для безопасного завершения захода на посадку и посадки.

### **1.3. ПРОГРАММА ЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКИ И КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ПРОВЕРКИ**

Каждого члена летного экипажа необходимо обучить действиям при работе с конкретной бортовой системой. Затем он должен показать, что может выполнять свои обязанности в качестве члена летного экипажа на должном уровне, после чего этому члену летного экипажа разрешается выполнять полеты по той категории, по которой он прошел подготовку. Кроме того, прежде чем пилот получит разрешение на полеты по минимуму II категории, он должен накопить необходимый опыт использования соответствующих схем в метеорологических условиях, превышающий соответствующий минимум. Летные экипажи должны пройти практическую подготовку и сдать экзамены по использованию системы и соответствующих схем в условиях самых низких минимумов, которые должны указываться.

В программе летной подготовки следует предусматривать отработку практических действий при отказах системы, особенно при тех, которые влияют на эксплуатационные минимумы и (или) последующее выполнение полета. Однако чтобы не подрывать уверенность членов летных экипажей в общей целесообразности и надежности систем, используемых при полетах с низкими минимумами, не следует слишком часто имитировать неисправности.

### **1.4. ТРЕНАЖЕРЫ**

Тренажеры являются эффективным средством подготовки к полетам в условиях ограниченной видимости. Их следует использовать при изучении бортовой системы и эксплуатационных процедур, которые необходимо применять. Однако истинная ценность тренажеров с точки зрения обучения состоит в том, что они позволяют задавать любые значения RVR с тем, чтобы пилоты, которые на практике редко попадают в условия ограниченной видимости, получили ясное представление о том, что следует ожидать в этих условиях, и могли путем регулярной тренировки поддерживать свою профессиональную подготовку. Чтобы обучить уходу на 2-й круг, необходимо иметь возможность задавать значения видимости ниже видимости, при которой данному эксплуатанту разрешены полеты. При первоначальном обучении и во время регулярных тренировок можно использовать тренажеры с визуальной приставкой (если такие тренажеры имеются), имитирующей различные значения RVR во время захода на посадку, ухода на 2-й круг, посадки, соответствующих тренировок и при выполнении процедур после обнаружения неисправности. Крайне важно, чтобы имитирующие условия видимости правильно отображали предполагаемую RVR.

Внедрение минимумов I и II категорий потребовало оптимизировать работу экипажа, существенно изменить взаимодействие между его членами.

В процессе подготовки к полетам по минимуму II категории летный состав проходит наземную подготовку, тренировку на тренажере, контрольно-проверочные полеты, самостоятельную тренировку в рейсовых условиях, аэродромную тренировку, контрольно-проверочные полеты на допуск к самостоятельным полетам, первоначально по минимуму 45X600 м, а в дальнейшем 30X400 м.

Программа подготовки летного состава к полетам по минимуму II категории периодически с учетом накопленного опыта выполнения тренировок в производственных полетах в реальных условиях изменяется и дополняется.

К прохождению программ допускаются:

- командно-инструкторский состав и командиры ВС, имеющие:
- оценку «отлично» по технике пилотирования;
- минимум I категории;

самостоятельный налет 200 ч после допуска по минимуму I категории;  
вторые пилоты, имеющие налет не менее 200 ч и допуск к полетам с правом взлета и посадки;

штурманы и бортинженеры (бортмеханики), имеющие налет не менее 200 ч.

Тренировочные и контрольно-проверочные полеты, предусматривающие использование системы имитации видимости (СИВ), проводятся при высоте нижней границы облаков не менее 100 м, видимости на ВПП не менее 1500 м, коэффициенте сцепления на ВПП не менее 0,4 и боковой составляющей ветра, равной половине максимально допустимого значения.

Если полеты выполняются в реальных метеоусловиях ниже минимума I категории, то используются аэродромы, сертифицированные по II категории, без использования СИВ. В этих метеоусловиях не выполняются полеты с вводом боковых отклонений.

При тренировке командиров ВС особое внимание уделяется выработке навыков своевременного принятия решения о посадке или уходе на 2-й круг, пилотирования при посадке в условиях имитации дальности видимости на ВПП 400 м (в том числе с устранением боковых отклонений от посадочной траектории), точного выдерживания заданных параметров полета.

При тренировке вторых пилотов в аэродромных и рейсовых полетах вырабатываются навыки работы с бортовой системой автоматического управления (АБСУ-154-2) при заходе на посадку и уходе на 2-й круг, включая и отказы системы. Тренировка второго пилота в этих полетах заключается в отработке навыков переключения внимания на предпосадочной прямой в целях контроля за траекторией полета самолета. Особое внимание уделяется участку полета от высоты начала визуальной оценки до начала выравнивания.

В момент отключения автоматической системы задача второго пилота — помочь командиру ВС сохранить подобранный режим полета самолета по курсу и глиссаде с обязательным контролем режима работы двигателей, установленного автоматом тяги в момент отключения. Второй пилот продолжает приборный контроль до начала выравнивания самолета.

Для подтверждения минимума II категории командиру ВС необходимо выполнить не менее трех заходов при минимуме ниже I категории по одному из параметров (горизонтальной или вертикальной видимости).

В целях поддержания навыков автоматического полета командир ВС обязан в течение года выполнить не менее десяти заходов на посадку с использованием АБСУ-154-2 до высоты 30 м, второму пилоту предоставляется ежемесячно не менее одного захода до высоты 30 м в директорном режиме.

Согласно действующим нормативным документам, при заходе на посадку в условиях посадочного минимума II категории, частота ухода на 2-й круг должна быть не более одного на 20 заходов на посадку. При этом частота уходов на 2-й круг из-за отказов посадочной аппаратуры и из-за неточности захода не должна превышать одного ухода на 2-й круг из 60 заходов на посадку по каждой из указанных причин.

Маневренные характеристики самолета и точностные параметры бортового оборудования системы захода на посадку с учетом возможной нестабильности положения зон курсоглиссадных радиомаяков должны быть таковы, чтобы частота уходов на 2-й круг была не более одного на 60 заходов на посадку.

Заходы на посадку в условиях минимума II категории имеют ряд важных особенностей по сравнению с заходами в условиях минимума I категории, которые должны учитываться при подготовке летного состава. С точки зрения необходимости обеспечения надежной посадки важнейшими особенностями захода на посадку в условиях минимума II категории являются:

уменьшение времени (запаса высоты), которым располагает экипаж для устранения возможных отклонений от посадочной траектории на ВПП (30 м);

уменьшение минимального запаса высоты при уходе на 2-й круг ( $H_{\text{мбэ}}=15$  м);

уменьшение времени (запаса высоты и скорости) для парирования возможных активных отказов системы автоматического управления заходом на посадку.

Для всех режимов захода на посадку и используемых систем устанавливается постоянная нормируемая скорость захода на посадку  $V_{\text{REF}}=1,3 V_s$ .

С учетом указанных особенностей осуществляется оценка характеристик точности захода на посадку, характеристик устойчивости, управляемости и маневренности самолета на режимах предпосадочного маневрирования и ухода на 2-й круг, степени обеспечения безопасности полета при возможных активных отказах системы автоматического захода на посадку, квалификации (подготовки) летного состава для принятия правильного решения на ВПП, успешного выполнения



предпосадочного маневра и приземления или ухода на 2-й круг, обнаружения и устранения последствий отказов системы автоматического захода на посадку.

Для обеспечения посадки в условиях сниженных минимумов I и II категорий аэродром должен быть оснащен курсоглиссадными радиомаяками, ОВИ, метеорологическим оборудованием.

Характеристики этого оборудования должны отвечать требованиям, соответствующим условиям обеспечения необходимой безопасности и регулярности полетов при посадочных минимумах I и II категорий.

Комплекс средств обеспечения посадки в условиях посадочных минимумов I и II категорий состоит из наземного и бортового оборудования.

В состав наземного оборудования входят:

курсоглиссадные радиомаяки, которые являются датчиками информации о траектории захода на посадку и отклонениях от нее;

светосигнальные системы огней высокой интенсивности для визуального определения положения ВС при заходе на посадку, приземлении и пробеге;

средства определения метеорологических параметров (дальность видимости, высота нижней границы облаков, скорость и направление ветра и др.), характеризующих условия захода на посадку и посадки;

радиолокационные станции посадки для контроля за точностью захода на посадку.

В состав бортового оборудования входят:

бортовая система автоматического управления (АБСУ-154-2) для управления и стабилизации самолета на заданной траектории;

радиовысотомеры, определяющие истинную высоту полета над пролетаемой местностью;

курсоглиссадные радиоприемники для определения положения самолета относительно курса и глиссады.

Степень автоматизации процессов управления при заходе на посадку в условиях минимума II категории должна быть более высокой, поскольку по сравнению с условиями минимума I категории имеют место перечисленные ранее особенности.

Бортовая система автоматического управления для обеспечения полетов в условиях минимума II категории модернизирована (АБСУ-154-1 заменена на АБСУ-154-2) в целях повышения:

надежности и безопасности автоматического захода на посадку;

степени автоматизации процессов управления самолетом (автоматизированы управление скоростью, уход на 2-й круг в автоматическом, так и в директорном заходе на посадку и др.);

точности стабилизации самолета на посадочной траектории и т.д.

В АБСУ-154-2 введен автомат тяги и вычислитель ухода на 2-й круг, заменена часть блоков и т. д. Уточнены соответствующие разделы РЛЭ Ту-154 и инструкции по взаимодействию и технологии работы членов экипажей.

Полеты в реальных условиях подтвердили, что АБСУ-154-2 на самолете Ту-154 соответствует всем необходимым требованиям захода на посадку до ВПП, равной 30 м. Эти полеты также позволили оценить шторку-имитатор ограниченной видимости (СИВ). Эта шторка позволяет имитировать ограниченную видимость до 200 м и более при заходе на посадку на аэродромах, оборудованных ОВИ.

Применяемая для посадки в условиях минимумов I и II категорий система посадки СП-75, работающая по принципу ИЛС, обеспечивает необходимую точность и надежность.

Поскольку в условиях минимума как I, так и II категории посадка производится визуально, требуется необходимый источник информации для принятия решения на посадку и выполнения посадки. Таким источником информации является светотехническое оборудование ВПП и подхода к ней. Для обеспечения посадки в условиях посадочного минимума II категории ОВИ, используемые для посадки при минимуме I категории, дополняются красными огнями протяженностью 300 м перед началом ВПП, «световым ковром» протяженностью 900 м на ВПП и огнями осевой линии ВПП. Увеличивается количество огней приближения на последнем 300-метровом участке. Аэродромы ГА оснащаются светосигнальной системой «Свеча-3», комплексными автоматическими станциями «КРАМС-М», обеспечивающими непрерывное измерение дальности видимости, высоты нижней границы облаков, параметров ветра, и атмосферного давления, ежеминутную регистрацию и необходимую индикацию на рабочих местах диспетчеров службы управления воздушным движением.

Заход на посадку в условиях минимумов I и II категорий имеет свои особенности как по технологии, так и по взаимодействию в экипаже, связанные с психологией летной деятельности. Рассмотрим эти особенности.

## Глава 2 ПСИХОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Долгое время в авиационной психологии и методике летного обучения основное внимание уделялось двигательной активности пилота, его сенсомоторным действиям, основанным на двигательных автоматизмах, т. е. на стереотипизированном поведении.

В связи с автоматизацией управления самолетом в настоящее время особое внимание уделяется умственной активности, т.е. процессам приема, переработки информации, принятия решения, в основе которых заложены высшие психические функции. Почему акцент сделан именно на умственной активности? Дело в том, что пилот в приборном полете работает не непосредственно с самолетом, а с его моделью—приборами. Это означает, что пилоту, прежде чем выработать решение на управление самолетом, необходимо не просто воспринять показания стрелок (код), но и перевести их в пространственно-временной образ (где находишься и как летишь). Благодаря этому пилот осознает не только то, что вслед за движением штурвала и педалей начнут перемещаться стрелки и силуэты приборов, но и то, что начнет изменяться траектория движения самолета.

Благодаря предвидению пилот, обращаясь к прибору, практически не считывает его показания, а сличает их с существующими в его сознании возможными показаниями. Поэтому он может за время 0,1—0,3 с точно воспринять показания прибора. Здесь нет поиска неизвестного события, а подтверждается уже предвиденное. Поэтому не случайно время восприятия и оценка показаний приборов опытными пилотами осуществляется в 1,5—2 раза быстрее, нежели малоопытными.

Перечисленные особенности, в основном, относятся к пилотированию самолета в режиме ручного управления по комплексу пилотажно-навигационных приборов при заходе на посадку по ОСП, СП (ИЛС), РСР. Иное положение складывается при пилотировании по директорному или командно-пилотажному прибору (ПКП), когда пилотирование носит характер полуавтоматического. Пилоту нет необходимости формировать в своем сознании сложную систему образов, сличая показания приборов, ему достаточно выполнять команды директорных индексов, стрелок. Например, пилот должен создать такой крен или тангаж, при котором стрелки займут заданное положение в центре ПКП. В связи с этим претерпели изменения навык пилотирования, умственные действия, направленные на восприятие показаний пилотажно-навигационных приборов, распределение и переключение внимания, частота контроля приборов.

Если при заходе на посадку по системам ОСП, СП (ИЛС), РСР (ручное управление) необходимая информация поступает от нескольких приборов и прежде всего от авиагоризонта и вариометра, то в директорном режиме захода на посадку информация на выполнение действий идет непосредственно от командных стрелок.

Время фиксации взгляда пилота при полете с высоты 200 м до высоты 60 м в различных режимах управления приведено в табл. 1.

Т а б л и ц а 1

**Время фиксации взгляда пилота при полете с высоты 200 м до высоты 60 м в различных режимах управления самолетом, %**

Режим управления	ПКП	ПНП	Указатель скорости	Вариометр	Высотометр
Ручной	36	45	1	11	2
Директорный	73	14	2	6	2

**Примечание.** Аналогичными данными по минимуму II категории автор не располагает.

Сравнение двух режимов показывает, что в директорном режиме особенно высока концентрация внимания на командно-пилотажном приборе (73%) и незначительное внимание уделяется другим приборам. Увеличение времени фиксации внимания на директорном приборе происходит как за счет высокой информационной емкости прибора, так и за счет необходимости выполнять команды чувствительных директорных стрелок.

Основное внимание пилота приковано к командным стрелкам, и по мере приближения к земле оно не ослабевает. В директорном режиме наиболее сложной компонент пилотирования — построение динамического образа полета, непрерывное сопоставление текущего и заданного режимов и положения самолета в пространстве — превращен в функцию директорной системы управления. Процесс пилотирования перестал быть умственной деятельностью. При пилотировании пилот выполняет элементарное перекодирование движений директорных стрелок в движение органов управления. Снижается значимость показаний обычных пилотажных приборов, активная роль теперь принадлежит вычислителю, пилот выполняет лишь команды. Такое нежелательное для человека перераспределение функций следует расценивать как вызванную потребностями практики меру повышения точности, а не как преимущество директорных систем. В новых условиях управления формируется новый умственный навык, пригодный для ограниченных условий директорного пилотирования. В свете концепции о снижении умственной активности становится понятным недопустимо низкое качество деятельности пилотов высшей квалификации при отказах директорной системы. Достаточно сказать, что диапазон времени опознавания отказа находится в интервале 15—80 с. За это время возникают значительные отклонения, особенно при несигнализируемом отказе, что может привести к усложнению полета. Поэтому современные ВС имеют необходимую световую и звуковую сигнализацию отказов приборов, систем и агрегатов.

### Глава 3

## **ПСИХОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПРИ НИЗКОМ МИНИМУМЕ ПОГОДЫ. ВЫСОТА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ**

Статистика неумолимо свидетельствует, что значительная часть авиационных происшествий и инцидентов является следствием неправильного принятия решения на посадку вместо ухода на 2-й круг для повторного захода или ухода на запасной аэродром, в том числе и в результате невыполнения нормативных документов. Однако ни одна из комиссий, проводивших расследование причин авиационных происшествий и инцидентов, не могла дать четкого объяснения, почему такое решение было принято экипажем казалось бы вопреки здравому смыслу. В процессе расследования многих авиационных происшествий вина командира ВС или экипажа оставалась под вопросом и вызывала противоречивые суждения об истинных причинах происшествия. Характерно и то, что лица, расследующие авиационное происшествие, знают, что оно произошло и ищут критические возможности, которыми, по их мнению, мог бы воспользоваться экипаж для предотвращения происшествия. И если бы командир ВС (экипаж) при нормальных условиях знал, что авиационное происшествие произойдет, то он определенно изменил бы ход события. Это истина.

Необходимость принимать правильные решения в критических ситуациях полета налагает на командира ВС исключительную ответственность, но не каждый способен на это. Большинство командиров ВС в усложненных условиях полета принимали решения либо на основе требований директивных документов, либо на основе накопленного ими опыта и опыта товарищей по профессии. Но есть и другая сторона в принятии решения, особенно при наличии острого дефицита времени. Это — доминантное состояние психики, когда она полностью поглощена основной задачей (в рассматриваемом случае — заход на посадку) — задачей сесть. В подобной ситуации никакие другие сигналы не могут пробиться к мозгу. Более того, они усиливают доминантное состояние. Ликвидировать это состояние практически невозможно. Знать об этом должен весь летный и командно-летный состав. Дело в том, что входная информация поступает к мозгу не через удобные для нас интервалы времени, а нерегулярно, часто в неподходящее для пилота время. Все это имеет особое значение, так как у человека есть только один канал принятия решения и вся поступающая информация должна постепенно проходить через этот канал. Поэтому

если к мозгу поступает информация от двух источников, один из них остается без внимания, пока не будет обработан другой. Утверждения многих людей о том, что они могут делать одновременно несколько операций опровергнуты лабораторными исследованиями. Тщательная проверка любых таких утверждений показывает, что данное лицо просто очень быстро переключается с одного источника информации на другой. Когда, например, одному и тому же человеку говорят в одно ухо, он практически ничего не может сказать о том, что ему говорят в другое. Это справедливо и для других органов чувств, воспринимающих информацию. Нельзя одновременно говорить, слушать и писать, так же как нельзя одновременно вести связь и пилотировать, не переключаясь с одного источника информации на другой. Практически человек может делать в определенный момент времени только одно дело, поскольку его центральный канал принятия решений ограничивает скорость, с которой он может обрабатывать информацию. Известны случаи, когда аварийные сигналы игнорировались, поскольку пилот либо обрабатывал более важную информацию, либо он не мог переключить свое внимание с одного входного сигнала на другой. Дело в том, что пока одна информация проходит по каналу принятия решений, другая, поступившая одновременно с первой, вынуждена ждать своей очереди в блоке кратковременной памяти. Но здесь характерной особенностью является то, что об ожидающей в этом блоке информации могут забыть, особенно пилоты, у которых начали развиваться атеросклеротические явления, т. е. немолодые пилоты. Пропускная способность канала принятия решения ограничена. Могут возникнуть такие ситуации, когда, несмотря на нормальное функционирование всех составных частей системы, информации поступит слишком много и канал принятия решения станет перегруженным. Особенно это характерно в аварийных ситуациях, когда приходится решать задачи со многими неизвестными при острейшем дефиците времени. В зависимости от типа высшей нервной деятельности и основных свойств нервных процессов — возбуждения и торможения, темперамента и способностей — люди могут либо обрабатывать каждую информацию быстро и некачественно, либо сосредоточиться на одном источнике информации и не обращать внимания на другие. Люди могут путать информацию, полученную из двух и более источников, они могут даже пытаться избавиться от такой ситуации путем игнорирования всех входных сигналов. Например, пилот может заниматься только пилотированием, особенно тогда, когда слишком много входных сигналов. Когда второй пилот получает много входных сигналов при заходе на посадку (непрерывные сигналы по радиосвязи, которые он слушает, пилотирование по приборам и т. д.), требующих его внимания, то он решает сосредоточиться на команде командира ВС: «Не отвлекаться, держать по приборам!». Если второй пилот слышит и понимает, что от него требует командир, решение о выполнении приказа — дело несложное. Однако когда второй пилот слышит противоречащие здравому смыслу команды, принятие им решения становится более сложным и более длительным по времени и т. д.

В целях отработки навыков по принятию решения на посадку в усложненных условиях в Аэрофлоте введено тренажерное обучение по действиям экипажа в особых случаях в полете, позволяющее инструктору наблюдать за процессами принятия решения и действиями экипажа. Тренажеры, используемые при обучении, могут быть применены (в отдельных случаях применяются) при расследовании авиационных происшествий, чтобы по возможности исключить случаи необъективности в расследовании и найти истинные причины случившегося.

Анализ причин авиационных происшествий и инцидентов показывает, что решения, приведшие к катастрофическим последствиям, как правило, принимались в условиях острого дефицита времени при далеко неполной и неточной исходной информации в условиях предельной загруженности командира ВС (экипажа).

Для того, чтобы пилотам привить необходимую интуицию в принятии решений, исходная информация должна быть достоверной и своевременной, ибо полет и особенно заход на посадку современных самолетов настолько динамичны и критичны по времени, что любая информация давности нескольких минут в основном уже мало используется при принятии решения на посадку. Процессу принятия решения командиром ВС предшествует постоянный поиск и анализ текущей информации о параметрах полета и внешней среды (метеоусловия), а также поиск в памяти ситуации, которая была бы близкой к сложившейся. Когда ситуация относится к стандартной процедуре, то в целях минимизации ошибки в процессе принятия решений обращаются к директивным документам. Командир ВС редко принимает решение без планирования альтернативного варианта действий. После того как решение принято, оно постоянно оценивается с точки зрения его правильности. Если в процессе развития ситуации становится очевидным, что было принято ошибочное решение, командир ВС, как правило,

переходит на альтернативный вариант действий — уходит на 2-й круг для повторного захода на посадку или следования на запасной аэродром.

При заходе на посадку в сложных метеоусловиях у пилотов может возникнуть альтернатива: принять решение на посадку или уйти на 2-й круг. Данная альтернатива выступает в виде преобладающего психического раздражителя.

У командира ВС (пилота) дважды формируется высочайшая мобилизационная готовность: в момент подхода к ВПР и в момент осуществления посадки. В этих условиях командир ВС не просто «лучше» пилотирует, он активно и постоянно соотносит показания курсовых приборов и положение самолета на глиссаде снижения с действительным положением ВПП относительно траектории полета. По мере приближения к ВПР (выхода из облаков) на всех режимах отмечается увеличение времени контроля и фиксаций взгляда на ПКП, на лицевой части которого сосредоточена практически вся пилотажная и навигационная информация. Перед выходом из облаков по мере приближения к ВПР, происходит усиление умственной деятельности по определению положения самолета по отношению к ВПП.

Таким образом, имеются специфические особенности, отличающие заход на посадку в сложных метеорологических условиях при низкой облачности и ограниченной видимости от захода в простых метеорологических условиях. К таким особенностям относятся:

наличие дополнительного психологического напряжения в виде состояния ожидания (выхода из облаков);

постоянное и активное сравнение информации от приборов с реальным отклонением самолета от оси ВПП;

повышение скорости реакции на отклонение самолета от заданной траектории движения.

Командир ВС до визуального контакта с землей постоянно уделяет внимание внекабинному пространству.

Время, затрачиваемое на зрительный контроль внекабинного пространства до визуального контакта с землей приведена в табл. 2.

Таблица 2

Время на зрительный контроль внекабинного пространства до визуального контакта с землей, %

Минимум погоды	Режим управления		
	ручной	директорный	автоматический
100X1200 м	15,1	10,1	51,5
60X800 м	15,0	10,0	60,0

Приведенные данные четко иллюстрируют, что состояние ожидания является реальностью. Время, уделяемое на контроль внекабинного пространства определяется степенью загруженности непосредственно пилотированием. В этом отношении надежный автоматический режим в наибольшей степени соответствует требованиям безопасности, так как позволяет командиру ВС (пилоту) заранее подготовиться к визуальному контакту, обеспечивая при этом точность следования по заданной траектории. Вот почему заход на посадку в условиях минимума II категории предусматривает автоматический режим управления до высоты 30 м.

Специфической особенностью захода на посадку в сложных метеорологических условиях при низком минимуме погоды является процесс принятия решения на посадку или уход на 2-й круг.

Поскольку ВПР и само принятие решения являются основополагающими моментами для благополучного завершения посадки, остановимся на них подробно.

**Первый этап** процесса принятия решения на продолжение захода на посадку и посадку начинается с информационной подготовки, т.е. с определения пространственного положения самолета, что выражается в следующем:

сличаются, считываются 3—4 прибора (ПКП, ПНП, указатель скорости, высотомер и т.д.); формируется представление (отражение в сознании) о положении самолета относительно ВПП.

Далее начинается сам процесс принятия решения, который обозначается как психический акт сличения образа полета с видимым положением самолета относительно наземных ориентиров. Это — **второй этап** принятия решения.

Все это означает, что принятие решения на посадку может начаться только при обязательном наличии визуального контакта с землей или ориентирами, заменяющими ее. Таким образом, в сам процесс принятия решения включается смена способа ориентирования (приборного

на визуальный).

**Третий этап** — собственно принятие решения на посадку, которое включает оценку величины рассогласования между ожидаемым и фактическим положением самолета, а далее цикл новых осознанных действий: расчет на посадку, управление скоростью и траекторией в вертикальной плоскости и ряд других операций.

Среднее время переноса взгляда во внекабинное пространство после выхода из облаков составляет 0,25 с, а время на принятие решения в этих условиях — 3—5 с.

**В реальных сложных метеоусловиях просматривается только начало ВПП. Поэтому пилот в таких условиях не всегда может достаточно точно определить свое пространственное положение относительно ВПП. В результате окончательное решение на посадку принимается в условиях устойчивой видимости ВПП. Таким образом, психическим регулятором процесса принятия решения на посадку является видимость.** Хотя командир ВС (пилот) после выхода из облаков и видит ВПП, эмоциональное напряжение не только не спадает, а даже имеет тенденцию к увеличению. На основании экспериментальных данных установлено, что нервно-эмоциональное напряжение всего экипажа повышается после 4-го разворота и достигает своего максимума, как правило, на ВПП, а иногда и ниже, независимо от режима захода на посадку. Прирост частоты сердечных сокращений (ЧСС) у пилотов при заходе на посадку в автоматическом режиме составляет примерно 17%, а в директорном — 25% по сравнению с приростом ЧСС на высоте круга. Максимальное значение ЧСС в этих условиях составляет 100—120 уд/мин и 140/150 уд/мин соответственно. Независимо от режима захода на посадку ЧСС у командира ВС выше, чем у второго пилота на 20—30 %.

После перехода на визуальный полет привязанность внимания пилота к приборам остается. Например, в условиях минимума погоды 100X1200 м в ручном режиме пилот уделяет контролю приборов 44% времени полета, в директорном — 76%, в автоматическом — 18 %, обращаясь к приборной доске на последнем участке полета каждые 3 с. Привязанность внимания пилота к приборам объясняется следующим:

1. Полет в сложных метеорологических условиях при низком минимуме погоды требует инструментальной точности, что заставляет учитывать количественные показатели полета. В первый момент после перехода на визуальный полет видимые ориентиры отвечают на один вопрос: «Куда лечу?». Но пилот нуждается и в ответе на вопрос: «Как лечу?». Этот вопрос и в визуальном полете решается с помощью количественных характеристик. Поскольку точность пилотирования при использовании системы автоматического управления высокая, постольку пилот, желая в ручном режиме сохранить эту точность, продолжает контролировать режим полета инструментальным способом.

2. Низкий минимум погоды как условие деятельности является мощным раздражителем, который обуславливает сильное возбуждение нервных центров.

По причине сложности наблюдения ВПП в дождь, снегопад, туман и возникновения различных зрительных искажений многие авиационные происшествия произошли в тот момент, когда пилот (экипаж) пытался установить контакт с землей, ослабив контроль по приборам за параметрами полета, снижался ниже ВПП, принимая неправильное решение произвести посадку в условиях, к которым он не был подготовлен.

Детальный анализ более 1000 авиационных происшествий, проведенный специалистами ИКАО, свидетельствует о том, что около 60 % из них произошли из-за ошибок летного состава (личностный, фактор) на самых загруженных участках полета — заходе на посадку и посадке. Распределение по времени загруженности командира ВС и второго пилота при пилотировании самолета Ту-154 на предпосадочной прямой и посадке показано на рис. 1. Кривая распределения авиационных происшествий по этапам полета и кривая распределения загруженности пилота на тех же этапах повторяют друг друга. Распределение количества авиационных происшествий и загруженности пилота по этапам полета показано на рис. 2.

В результате проведенных расчетов установлено, что коэффициент загруженности пилота по пилотированию не превышает значения 0,75. Однако у командира ВС, который до ВПП осуществляет одновременно и приборное пилотирование, и визуальную оценку внекабинного пространства (оценка ситуации), коэффициент загруженности превышает оптимальное значение, что может стать причиной пропуска ряда операций.

Возникает необходимость пересмотра деятельности пилотов в целях ее оптимизации на предпосадочной прямой и автоматизации управления самолетом на критических участках полета, особенно в условиях минимумов I и II категорий.

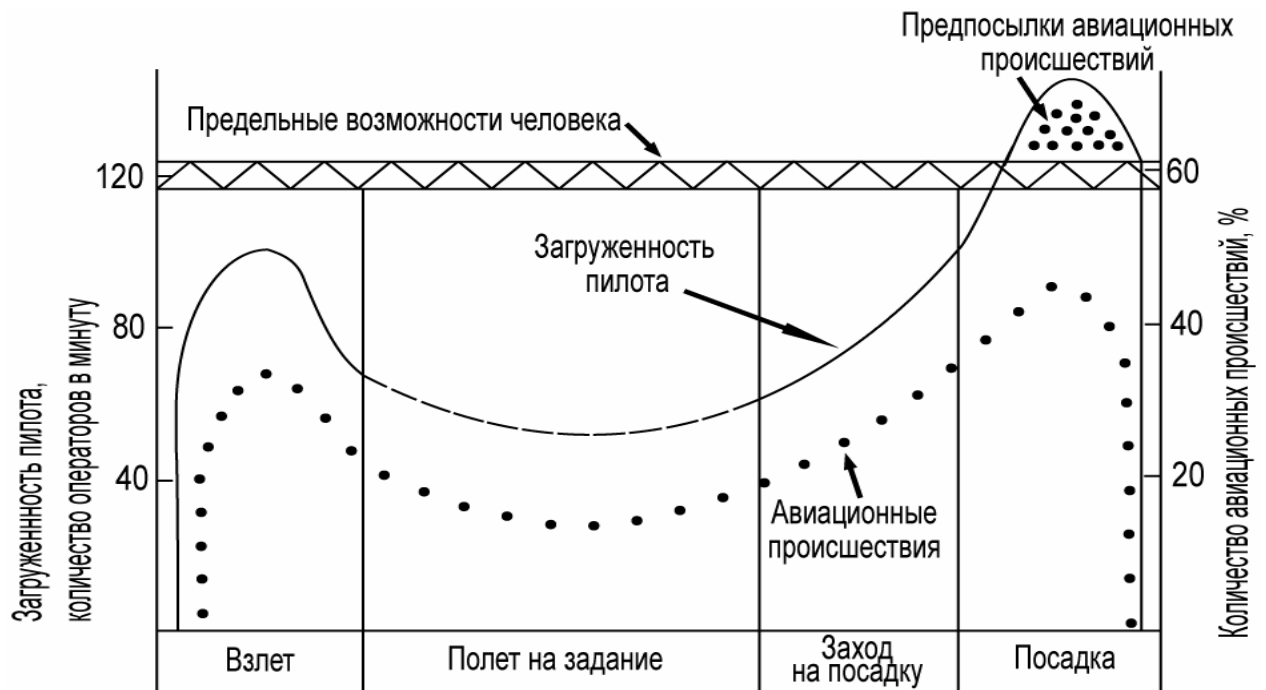


Рис. 1 Распределение по времени загрузки командира ВС и второго пилота при пилотировании самолета Ту-154 на предпосадочной прямой и посадке.

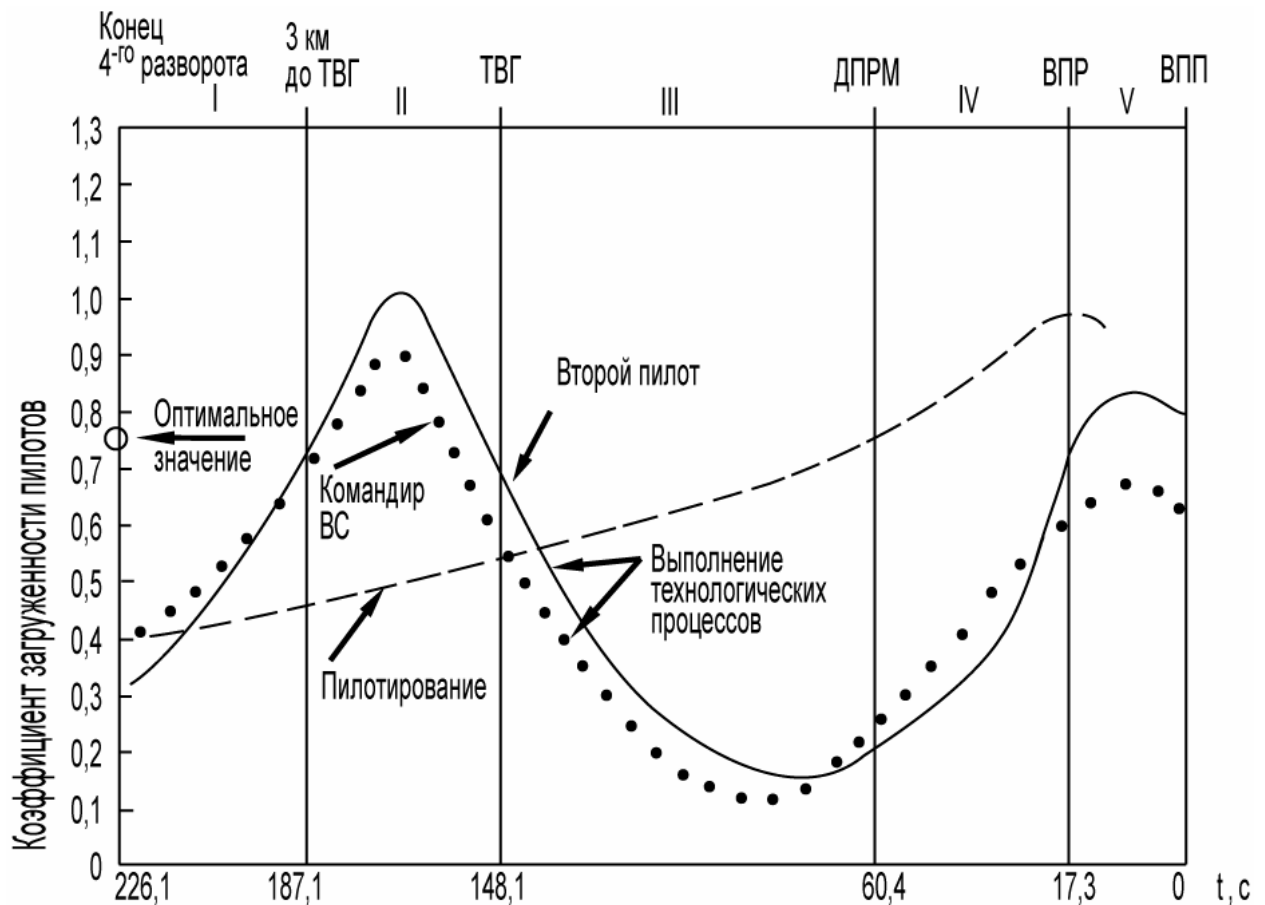


Рис. 2. Распределение количества авиационных происшествий и загрузки пилота по этапам полета

Переход от приборного пилотирования к визуальному и от автоматического к ручному требует времени для адаптации пилота. Механизм принятия решения на малой высоте (30 м) является наиболее сложным в условиях жесткого лимита времени и требует большой активности и напряжения нервной системы. Для оценки ситуации и принятия решения в условиях плохой видимости командиру ВС требуется от 2 до 6 с. **Одноканальность нервной системы человека не позволяет пилоту при приближении к ВПР одновременно надежно пилотировать ВС,**

**качественно оценивать ситуацию и принимать решения о посадке или уходе на 2-й круг.** Следовательно, функции пилотирования и принятия решения требуется разделить между пилотами. Основной задачей является правильная оценка ситуации до ВПР и на ВПР, принятие грамотного решения о посадке или уходе на 2-й круг. Для снижения нервно-психического напряжения на этапе приближения к ВПР, не ослабляя контроля, следует передать функции пилотирования второму пилоту. До ВПР самолетом управляет второй пилот под контролем командира ВС, но посадку выполняет командир ВС. В этом случае активное управление ВС до ВПР должен осуществлять второй пилот, что обеспечивает командиру ВС необходимый резерв времени для оценки обстановки и принятия правильного решения. Данный вариант распределения обязанностей применяется при заходе на посадку в сложных метеоусловиях ниже минимума системы посадки (СП). Это достаточно обоснованные рекомендации.

Для определения положения и параметров движения самолета относительно посадочной траектории командиру ВС (пилоту) необходимо видеть некоторое количество ориентиров по курсу посадки. Следовательно, для него первостепенный интерес представляет дальность видимости наземных ориентиров из кабины снижающегося по глиссаде самолета — наклонная дальность видимости. Однако в настоящее время отсутствуют надежные методы измерения наклонной дальности видимости. Поэтому вместо нее используют дальность видимости на ВПП. Разумеется, дальность видимости на ВПП не совпадает с наклонной дальностью видимости, однако дает, как правило, представление о ней.

Вместе с тем, в некоторых случаях даже при достаточной дальности видимости на ВПП пилот на ВПР может и не увидеть необходимое количество наземных ориентиров. Так будет, если наклонная дальность видимости меньше дальности видимости на ВПП. В этих случаях на ВПР должен быть начат уход на 2-й круг.

Таким образом, при заходе на посадку дальность видимости на ВПП не является полноценным параметром посадочного минимума. Следует указать, что дальность видимости на ВПП, сообщенная экипажу диспетчером, определяет условия, в которых разрешается начать заход на посадку. Командир ВС на ВПР не должен определять, какова дальность видимости, соответствует ли она сообщенной диспетчером и, самое главное, — думать о том, не нарушен ли минимум по дальности видимости. Его задача заключается в том, чтобы до достижения ВПР правильно определить, достаточна ли видимость для выполнения маневра по устранению бокового отклонения и безопасной посадки.

Для принятия решения о посадке обязательными условиями являются: надежный визуальный контакт с наземными ориентирами (огнями светоборудования), позволяющий определить положение самолета относительно посадочной траектории и продолжить заход на посадку визуально без бокового маневра (снижение в пределах красных огней КРБ) и видимости порога ВПП или с выполнением бокового маневра при обязательной видимости порога ВПП. Малейшие сомнения в правильном и безопасном продолжении захода на посадку должны быть сигналом для немедленных действий по уходу на 2-й круг.

Из сказанного следует, что для успешного захода на посадку в сложных метеоусловиях требуется четкое распределение обязанностей между членами экипажа и их взаимодействие во времени и пространстве.

#### Глава 4

### **ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ОБЯЗАННОСТЕЙ МЕЖДУ ЧЛЕНАМИ ЭКИПАЖА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ ПОСАДОЧНЫХ МИНИМУМОВ I И II КАТЕГОРИЙ**

В комплексной системе обеспечения безопасности полетов особое значение приобретает рациональное распределение обязанностей между членами экипажа и особенно между командиром ВС и вторым пилотом, предусматривающее повышение роли и ответственности второго пилота на самом важном этапе полета — заходе на посадку и посадке. В зависимости от метеоусловий, цели полета и опыта работы пилотов существуют два варианта взаимодействия командира ВС и второго пилота при заходе на посадку и выполнении посадки.

**Вариант 1.** Заход на посадку до ВПР выполняет второй пилот под контролем командира ВС, посадку — командир ВС. В этом случае активное управление ВС до ВПР осуществляет второй пилот, что обеспечивает командиру ВС необходимый резерв времени для оценки



обстановки и принятия правильного решения.

Пилот, активно управляющий ВС, выполняет пилотирование, непосредственно воздействуя на органы управления ВС или с помощью автопилота, обеспечивая выдерживание расчетного (заданного) режима полета; прослушивает радиосвязь. Данный вариант распределения обязанностей применяется при заходе на посадку в сложных метеоусловиях ниже минимума I категории (60X800 м).

**Вариант 2.** Заход на посадку и посадку выполняет командир ВС или второй пилот, если он допущен к тренировке с правом взлета и посадки по программе, указанной в задании на полет. Данный вариант применяется по усмотрению командира ВС при метеоусловиях, соответствующих минимуму I категории и выше него.

Если в состав экипажа включен проверяющий, занимающий пилотское кресло, то в период предпосадочной подготовки он, в зависимости от цели и задачи проверки экипажа, определяет один из вариантов захода на посадку и сообщает об этом экипажу.

Проверяющий из числа лиц командно-инструкторского состава, выполняющий полет в составе экипажа и занимающий место второго пилота, обязан при заходе на посадку помогать командиру ВС в пилотировании ВС, т. е. выполнять функции второго пилота, одновременно оценивать у командира ВС технику пилотирования и умение руководить экипажем. При этом он несет ответственность за исход полета. Необходимо учитывать основные особенности захода на посадку в условиях минимума I и особенно II категории, которыми являются: переход на визуальный полет ниже ВПП; уменьшение времени (запаса высоты), которым располагает экипаж для устранения возможных отклонений от посадочной траектории на ВПП; уменьшение минимального запаса высоты при уходе на 2-й круг ( $H_{\text{мбз}}=15$  м); уменьшение времени (запаса высоты и скорости) для парирования возможных отказов системы автоматического управления захода на посадку и т. д. Время полета от ВПП до высоты начала выравнивания составляет 5—7 с (II категория). Если не изменить режим полета (не выполнить выравнивание перед посадкой), касание ВПП произойдет через 7—9 с после пролета ВПП. Поэтому в связи с острым дефицитом времени и непосредственной близостью земли действия экипажа должны быть предельно четкими, слаженными, со строгой регламентацией по времени при оптимальном распределении функций между каждым членом экипажа, исключая случаи, когда самолетом никто не управляет и никто не контролирует параметры полета.

Цель оптимального распределения обязанностей в экипаже — обеспечение безопасного завершения полета — достигается следующими средствами:

освобождением командира ВС от активной операторской деятельности по пилотированию в режиме директорного захода и передачей основных функций контроля за работой АБСУ (САУ) второму пилоту в режиме автоматического захода. Это позволяет командиру ВС полностью сосредоточить внимание на контроле за режимом полета, руководстве деятельностью экипажа, своевременном установлении визуального контакта с наземными ориентирами и принятии решения о производстве посадки или уходе на 2-й круг;

исключением снижения самолета ниже ВПП, если по каким-либо причинам к моменту достижения ВПП у командира ВС еще не сформировалось четкое решение о производстве посадки или уходе на 2-й круг.

Учитывая влияние человеческого фактора при взаимодействии членов летных экипажей на этапе захода на посадку, распределение функциональных обязанностей между членами экипажа осуществляется в соответствии со следующими принципами.

#### **Командир ВС:**

осуществляет контроль за выполнением членами экипажа своих обязанностей, установленных процедур и правил полета, за выдерживанием основных параметров предпосадочного снижения;

осуществляется контролирующее управление ВС до ВПП; удерживая ноги на педалях, руки на штурвале, пилот (в данном случае — командир ВС), контролирующий управление ВС (ПКУ), помогает выдерживать параметры полета и в случае отклонения от установленных параметров на величины не более предельно допустимых, своевременно докладывает о них и, воздействуя на органы управления, помогает устранить эти отклонения; находится в постоянной готовности взять управление на себя как по команде, так и при внезапной потере работоспособности пилотом, активно управляющим ВС; ведет командную радиосвязь;

оценивает ситуацию с высоты начала визуальной оценки (ВНВО), равной ВПП + 30 м до ВПП, и к моменту достижения ВПП принимает решение о посадке или прекращении захода на

посадку (уходе на 2-й круг);

осуществляет активное управление ВС с ВПР и выполняет посадку (по варианту 1), обеспечивая выдерживание расчетных параметров захода и посадки, своевременно устраняя допущенные отклонения по скорости, высоте и траектории;

оказывает помощь второму пилоту в процессе снижения по расчетным параметрам и выполнения посадки (по варианту 2).

**Второй пилот:**

осуществляет активное управление ВС (под контролем командира ВС) до ВПР (по варианту 1), т.е. выполняет пилотирование, непосредственно воздействуя на органы управления ВС или с помощью автопилота, обеспечивая выдерживание расчетного режима полета; прослушивает радиосвязь;

осуществляет контролирующее управление после ВПР, т. е. помогает командиру ВС выдерживать параметры полета и в случае отклонения от установленных параметров, приближающихся к предельно допустимым, докладывает о них и помогает устранить эти отклонения;

не отрываясь от приборов, контролирует траекторию снижения с ВПР до высоты выравнивания;

принимает решение об уходе на 2-й круг и выполняет его, если на ВПР командир ВС не сообщил экипажу: «Садимся» или «Уходим»;

выполняет посадку под контролем командира ВС (по варианту 2).

Другие члены экипажа осуществляют свои обязанности согласно РЛЭ, инструкции по взаимодействию и технологии работы членов экипажа; осуществляют взаимный контроль за выполнением установленных процедур и параметров полета, своевременно предупреждая об отклонениях. Если на установленных рубежах полета от командира ВС не поступила команда на выполнение очередной технологической операции, то каждый член экипажа обязан напомнить об этом командиру ВС и контролировать выполнение этой операции.

Командир ВС должен обладать навыками перехода с автоматического пилотирования вне видимости земли на ручное управление ВС при установлении к ВПР надежного визуального контакта с огнями светотехнического оборудования (ОВИ) и быть готовым исправить накопившиеся ошибки, допущенные при заходе в автоматическом режиме, чтобы обеспечить безопасное приземление. К этой высоте командир ВС должен принять решение о продолжении снижения в условиях визуального полета для производства посадки или об уходе на 2-й круг. Дальнейшее снижение самолета без уверенности в успешной посадке (не установлен необходимый контакт с наземными ориентирами для продолжения захода на посадку; положение самолета в пространстве или параметры его движения не обеспечивают безопасной посадки) недопустимо.

Основным методом исправления непосадочного положения является прекращение экипажем захода на посадку и уход на 2-й круг.

Второй пилот должен владеть техникой пилотирования (в ручном режиме) так, чтобы вывести самолет к ВПР, не допуская отклонений от установленных параметров полета, и продолжить приборный контроль снижения по глиссаде до высоты начала выравнивания, оказывая помощь командиру ВС в выдерживании параметров полета или предупреждая его об отклонениях. Он должен осознать возросшие к нему требования по обеспечению безопасности полетов на самом ответственном этапе — на ВПР. Если к моменту достижения ВПР не последовала команда командира ВС: «Садимся» или «Уходим», то второй пилот обязан немедленно выполнить уход на 2-й круг, выдерживая по приборам расчетные параметры. Такие действия второго пилота являются одним из основных признаков его подготовленности для полетов в условиях минимумов I и II категорий.

При выполнении захода в автоматическом режиме второй пилот является непосредственным оператором по контролю и выдерживанию заданных параметров до высоты начала выравнивания. С высоты начала визуальной оценки он полностью берет на себя ответственность за приборный контроль.

После высоты начала визуальной оценки командир ВС устанавливает визуальный контакт с огнями светотехнического оборудования аэродрома. Попытка в этом случае второго пилота перейти с полета по приборам на визуальный полет может закончиться усложнением полета с угрозой его безопасности и категорически запрещена. Туман или ливневый дождь неожиданно закрывает границы зоны посадки. «Фиксация земли» обоими пилотами, надежда, что потерянные

признаки появятся в том же месте, может на решающие секунды отвлечь внимание второго пилота от приборов, которые дают единственно верную информацию о том, на каком расстоянии и где находится земля. Обнаружение огней и наблюдение за ними еще не означает конца захода на посадку. Нельзя летать по приборам и в то же время стараться ориентироваться по земным ориентирам. Такое требование связано прежде всего с тем, что переход от визуальной ориентировки к инструментальной занимает некоторое время, исчисляемое секундами, которых так мало при заходе по минимуму II категории. Значение этого факта нельзя переоценить, так как известно, что реактивный самолет, заходя на посадку и находясь в сложных условиях в течение нескольких секунд, может оказаться в аварийной ситуации. Серьезность таких ситуаций состоит в том, что в полете значительно искажается восприятие малых интервалов времени. Кроме того, попытка пилотировать и по приборам, и по внекабинным ориентирам может сопровождаться нечеткостью восприятия, появлением дополнительной напряженности, приливом жара к голове, который пилоты ощущают при заходе в сложных, экстремальных метеоусловиях. Такое состояние возникает в результате попытки одновременного, но вместе с тем отдельного выполнения двух очень близких умственных действий, связанных единой целью. И, наконец, в отвлечении от приборов таится еще одна опасность, которая связана с феноменом неосознанных, излишних движений, возможность возникновения которых в сложных метеорологических условиях особенно велика. Обращаясь к приборам после некоторого отвлечения от них, пилот может встретиться с неожиданным для него положением индикаторов. Это происходит потому, что за период отвлечения от приборов самолет незаметно для пилота изменил свое положение в силу влияния различных факторов: болтанки, несбалансированности самолета по всем каналам, неосознанных движений руками. А коль скоро он видит на приборах не то, что ожидал увидеть, у него возникает некоторая растерянность, отрицательная эмоциональная реакция и нарушение двигательной координации. Это подтверждается фактами при расследовании авиационных происшествий и инцидентов. Движения руками становятся резкими, порывистыми, лишними и неосознанными, в результате чего самолет может оказаться в неожиданном положении. Привычные движения руками для осуществления нормального захода на посадку становятся иными по траектории, скорости и усилиям, что приводит к необоснованно большим отклонениям по курсу и глиссаде, грубым посадкам с креном, скольжением и повышенной вертикальной скоростью. Из сказанного следует, что полностью визуальное выдерживание курса, глиссады и скорости снижения необходимо и возможно только тогда, когда видна зона посадки. Существующий минимум II категории не позволяет это сделать до тех пор, пока самолет не будет находиться значительно ниже ВПР, поэтому командир ВС устанавливает надежный визуальный контакт с земными ориентирами. Ввиду сложности визуального определения продолженной глиссады второй пилот должен активно контролировать полет по приборам, чтобы своевременно обнаружить отклонения от точной глиссады, вызванные сдвигом ветра или другими причинами. Смещение более чем на одну точку ниже глиссады может привести к преждевременному снижению, а при определенных условиях — к приземлению до ВПП.

Время, необходимое для сосредоточения глаз на внешних ориентирах, адаптация после наблюдения за приборами и, наоборот, во время захода в метеоусловиях с ограниченной видимостью, составляют 2—6 с. Поэтому практически один пилот не в состоянии безопасно сочетать полет по приборам с визуальным, а другие варианты распределения функциональных обязанностей нерациональны и не допускаются.

Доклад экипажа о готовности к посадке означает не только выполнение им всех установленных процедур, но и готовность исправить не посадочное положение самолета методом ухода на 2-й круг.

Таким образом, в изложенных принципах распределения обязанностей и взаимодействия членов экипажа на предпосадочной прямой в сложных метеоусловиях минимумов I и II категорий (высвобождение командира ВС от второстепенных функций по пилотированию самолета и дача возможности сосредоточить внимание для оценки ситуации и принятия грамотного решения) заложена основная цель — надежно обеспечить безопасный заход и посадку в сложных метеоусловиях. Эти принципы учитывают роль человеческого фактора в обеспечении безопасности полетов на самых критических этапах.

Опытом полетов и экспериментальными исследованиями доказано, что только высвобождение командира ВС от второстепенных функций снижает нервно-психическое напряжение в 2 раза, а вероятность ошибочных действий в 4 раза. Все это позволит повысить уровень надежности эргатической системы «экипаж — ВС — среда».

Рассмотрение данной темы было бы неполным, если еще раз не остановиться на самом сложном и противоречивом моменте принятия решения на посадку. Не вызывает сомнения тот факт, что к ВПР и в момент принятия решения на посадку повышается не только нервно-эмоциональная нагрузка, но и активность всего экипажа по определению положения самолета по отношению к ВПП. Повышается скорость реакции на отклонение самолета от заданной траектории движения. Установление визуального контакта со светотехническим оборудованием аэродрома начинается, как правило, на больших высотах, чем это предусмотрено технологией работы, превышающих ВПР на 40 м и более. Тем самым ослабляется контроль за приборным пилотированием. Именно в этот период активизации второго пилота по контролю за выдерживанием заданного режима полета крайне необходима, особенно после информации члена экипажа (штурмана): «Оценка» на высоте начала визуальной оценки, так как при раздвоении внимания (приборы — земля — приборы и т.д.) командир ВС уже не имеет точной информации о скорости, высоте и вертикальной скорости снижения в момент внекабинной оценки обстановки.

Сам процесс перехода от оценки внекабинного пространства к приборам и обратно довольно сложен и требует определенного времени и тренировки в переключении внимания. Такая тренировка должна быть тщательно продумана и проведена на тренажере и в реальных полетах.

Итак, получив информацию «Оценка», означающую начало визуальной оценки командиром ВС внекабинного пространства для принятия решения, второй пилот ведет самолет только по приборам и несет юридическую ответственность за выдерживание расчетных параметров полета по установленной траектории. Тем временем командир ВС, устанавливая визуальный контакт с земными ориентирами, оценивает боковое отклонение, положение самолета относительно глиссады и принимает окончательное решение до ВПР о посадке или об уходе на 2-й круг. Именно на этом этапе и может наступить критическая ситуация. В момент передачи управления вторым пилотом командиру ВС в случае запаздывания последнего в принятии решения на посадку возникает конфликтная ситуация между командиром ВС, желающим произвести посадку, и вторым пилотом, намеренным уходить на 2-й круг. Это, несомненно, может угрожать безопасности полета, особенно в экипаже с диктаторски-авторитарным стилем руководства командиром ВС. Командиры ВС такого типа еще при информации перед снижением с эшелона часто напоминают экипажу: «Все команды на заходе только мои!». В экипажах с подобным стилем руководства уход на 2-й круг по инициативе второго пилота, не говоря уже о других членах экипажа, как правило, исключены.

В целях избежания конфликтных ситуаций в экипажах при выполнении полетного задания нужен психологический отбор каждого члена экипажа с учетом межличностных отношений между членами. Необходимо также проводить повседневную воспитательную работу, направленную на безусловное обеспечение безопасности полетов, повышать профессиональную подготовку каждого члена экипажа, отрабатывать навыки взаимодействия в процессе наземной подготовки, тренировок на тренажерах, а также в процессе выполнения полетов, чтобы весь экипаж работал как единое целое. Особое внимание необходимо уделять взаимодействию членов экипажа при предпосадочной подготовке. На основе анализа расположения радиотехнического и светотехнического оборудования аэродрома члены экипажа, и прежде всего командир ВС должны уметь детально представлять себе обстановку, устанавливать визуальный контакт с огнями приближения, входными огнями, огнями зоны приземления, осевыми огнями ВПП и глиссадными огнями, четко знать порог ВПП. Анализируя метеобстановку, членам экипажа необходимо осмыслить ветровой режим на предпосадочной прямой по высотам, особенно на ВПР и ниже ее, пространственное положение самолета после перехода на визуальную оценку, предусмотреть вероятность появления сдвига ветра и его влияние на траекторию снижения, возможность появления нисходящих потоков и внезапного ухудшения видимости. Все это дает возможность избежать ошибки, подавить иллюзорное восприятие отклонения самолета от оси ВПП из-за несовпадения векторов путевой скорости и воздушной скорости при подобранном угле сноса.

В связи с тем, что случаи отказов автоматических систем захода на посадку на современных самолетах крайне редки, нам не удалось детально проанализировать действия экипажей в этой обстановке. Однако их систематическая тренировка на тренажерах дала возможность выявить некоторые негативные моменты в действиях экипажа на ВПР. На ВПР, когда коэффициент загрузки членов экипажа, в том числе командира ВС, предельный, появление различных отказов и срабатывание сигнализации порой воспринимается с запаздыванием, а загорание табло «Н решения» не воспринимается вовсе. Все это, несмотря на

активизацию деятельности всего экипажа, отрицательно влияет на принятие решения производить посадку или уходить на 2-й круг.

По всей вероятности имеется элемент притупления бдительности, связанный с редким проявлением отказов автоматических систем в реальном полете, сравнительно, малой подвижностью стрелок приборов при заходе в автоматическом режиме из-за высокого качества автоматического пилотирования, малой операторской и мыслительной активностью отдельных пилотов по восприятию непрерывно текущей информации.

Определенную опасность может представлять и появление несигнализируемого отказа.

Таким образом, в изложенных принципах распределения обязанностей и взаимодействия членов экипажа на предпосадочной прямой в условиях минимумов I и II категорий — высвобождение командира ВС от второстепенных функций по пилотированию ВС и дача возможности сосредоточить внимание для оценки ситуации и принятия грамотного решения — заложена основная цель — надежно обеспечить безопасный заход и посадку в сложных условиях минимумов I и II категорий.

## Глава 5 НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА Ту-154Б ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ И ПОСАДКЕ

### 5.1. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЛЕТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ, УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

Единые нормы летной годности гражданских самолетов СССР ЕНЛГС-3 (ЕНЛГС-С) содержат минимальные государственные требования к летной годности, направленные на обеспечение безопасности полетов, и полностью отвечают соответствующим требованиям Международной организации гражданской авиации (ИКАО), изложенным в приложениях 8 («Летная годность воздушных судов»), 6 («Эксплуатация воздушных судов») и 10 («Авиационная электросвязь») к Чикагской конвенции 1944 г. В связи с этим самолеты, соответствующие требованиям ЕНЛГС-С, одновременно будут соответствовать и стандартам ИКАО.

**Примечание.** Основные определения и требования к летным характеристикам, устойчивости и управляемости самолета даны по тексту ЕНЛГС-С и стандартам ИКАО.

**Заход на посадку** — этап полета с высоты начала перехода конфигурации из полетной в конфигурацию захода на посадку, но не ниже 400 м, и до высоты 15 м над уровнем торца ВПП.

**Входная кромка ВПП** — линия торца ВПП, над которой пролетает самолет при посадке.

**Посадка** — этап полета с высоты 15 м над уровнем торца ВПП, включающий воздушный участок до касания и пробег до полной остановки.

**Уход на второй круг** — маневр перевода самолета с режима захода на посадку (посадки) в набор высоты.

**Минимальная высота ухода на 2-ой круг** — наименьшая высота над уровнем ВПП, с которой возможен уход на 2-й круг в условиях, установленных настоящими нормами (ЕНЛГС-С).

**Посадочная дистанция** — расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с высоты 15 м над уровнем торца ВПП до полной его остановки.

**Располагаемая посадочная дистанция (РПД)** — расстояние по горизонтали, равное длине ВПП.

Посадочная дистанция должна определяться для посадки со всеми работающими двигателями, а также при одном отказавшем двигателе, если его отказ приводит к снижению эффективности средств торможения и (или) необходимости изменения (ограничения) посадочной конфигурации в следующих условиях:

установившееся снижение на участке захода на посадку до высоты 15 м должно производиться с градиентом снижения  $\eta_{сн}$ , не превышающим 5 %, и со скоростью  $V_{зп}=1,3$  с;

начиная с момента пролета высоты 15 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания

самолета) и до момента спустя не менее 2 с после касания должна сохраняться неизменной посадочная конфигурация самолета (за исключением случаев автоматического изменения конфигурации);

для операций, выполняемых членами экипажа по команде пилота, вводится интервал времени в секундах с момента подачи команды до момента начала ее выполнения;

для операций, выполняемых одним и тем же членом экипажа и не связанных с перемещением штурвала и (или) педалей, вводится интервал времени в 1 с с момента завершения предыдущей операции до начала последующей;

посадка должна производиться без чрезмерных вертикальных ускорений и должна быть мягкой, с вертикальной скоростью снижения самолета непосредственно перед касанием ВПП не более 1,5 м/с, без появления тенденции к повторному взмыванию, капотированию, рысканию и другим нежелательным явлениям;

торможение колес шасси самолета должно производиться только после касания самолета ВПП, при этом не должны использоваться средства аварийного торможения самолета;

дополнительные средства торможения самолета, например, реверсирование тяги двигателей, могут применяться только в том случае, если доказано, что они действуют безопасно, надежно и применение их в массовой эксплуатации позволит получить устойчивые результаты без заметного ухудшения характеристик управляемости самолета и необходимости применения особого мастерства или без напряжения экипажа. Если эти дополнительные средства торможения приводятся в действие не автоматически и летными испытаниями не доказано, что их применение до касания не может приводить к нежелательным последствиям, то начало их применения допускается не ранее чем через 3 с после касания самолетом ВПП.

**Фактическая посадочная дистанция** — длина горизонтальной проекции траектории движения самолета при посадке на горизонтальную ВПП с высоты 15 м (над уровнем ВПП) до полной его остановки. При этом снижение самолета при подходе к высоте 15 м должно быть установившимся, производиться с градиентом снижения  $\eta_{\text{сн}}$ , не превышающим 5 % (для самолета Ту-154 при  $V = 270$  км/ч вертикальная скорость  $V_{\sqrt{}} \approx 3,75$  м/с), и со скоростью, которая должна быть не менее  $1,30 V_{\text{с0}}$ .

Фактическая посадочная дистанция определяется при установленном в РЛЭ методе пилотирования и нормальной работе всех двигателей. При снижении самолета на участке захода на посадку должен выдерживаться постоянный режим работы двигателей, обеспечивающий требуемые характеристики снижения самолета и характеристики приемистости двигателей в ожидаемых условиях эксплуатации. В частности, должна обеспечиваться возможность получения взлетной тяги двигателей не более чем за 8 с (для выполнения ухода на 2-й круг).

На высоте менее 15 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета) не допускается увеличение режима работы двигателей (кроме тех небольших изменений, которые необходимы для обеспечения требуемой точности выполнения посадки), а также такое уменьшение режима работы двигателей (вплоть до момента касания самолета), при котором не обеспечиваются требуемые характеристики приемистости двигателей. Рекомендованные в РЛЭ методы пилотирования самолета должны обеспечивать возможность безопасного выполнения посадки во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

При инструментальном заходе на посадку минимальная высота принятия решения отсчитывается от уровня самой высокой точки ВПП в пределах первых ее 900 м, начиная от входной кромки ВПП.

Должен обеспечиваться безопасный уход на 2-й круг при заходе на посадку с одним неработающим критическим двигателем (при максимально допустимой посадочной массе) с ВПП таким образом, чтобы при этом гарантировались требуемые запасы высоты над линией ограничения препятствий и величины градиента (угла) набора высоты.

Линия ограничения отклонений от глиссады должна проходить выше линии ограничения препятствий при всех возможных отказах в различных системах. Минимальное расстояние между самой низкой точкой самолета и поверхностью ВПП в процессе ухода на 2-й круг должен составлять не менее 5 м.

При уходе на 2-й круг должна обеспечиваться возможность создания градиента установившегося набора высоты не менее 3,2 % в случае работы всех двигателей на взлетном режиме при скорости набора высоты, не превышающей  $1,30 V_{\text{с}}$ .

При уходе на 2-й круг с одним отказавшим критическим двигателем и работе остальных двигателей на взлетном режиме при максимальной посадочной массе самолета и скорости набора

высоты, не превышающей  $1,50 V_{S1}$ , должна обеспечиваться возможность создания градиента набора высоты не менее 2,4 %.

Во всех случаях при уходе на 2-й круг траектория полета до достижения высоты, позволяющей в данных условиях безопасно выполнять требуемый разворот самолета, должна проходить не ниже заданной для начального набора высоты на взлете с отказавшим критическим двигателем.

Начиная с момента прохождения высоты 15 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета) и до момента, принимаемого не ранее чем через 2 с после касания самолета, должна сохраняться неизменной посадочная конфигурация самолета.

Установившееся снижение на участке захода на посадку со скоростью не менее  $1,3 V_S$  должно производиться с высоты не менее 120 м и до высоты 15 м (над уровнем ВПП).

Посадка должна производиться без чрезмерных вертикальных ускорений и должна быть мягкой, с вертикальной скоростью снижения самолета непосредственно перед касанием земли не более 1,5 м/с, без появления тенденции к повторному взмыванию, рысканию и другим нежелательным явлениям.

**Нормальная посадка** — это посадка при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемая с использованием предусмотренной РЛЭ техники пилотирования.

**Нормальный заход на посадку** — это заход на посадку при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемый с использованием предусмотренной РЛЭ техники пилотирования и завершающийся нормальной посадкой.

**Нормальный уход на 2-й круг** — это уход на 2-й круг при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемый с использованием предусмотренной РЛЭ техники пилотирования. Уход на 2-й круг длится с момента принятия решения об уходе и до момента выхода на высоту 400 м над уровнем входной кромки ВПП.

**Примечание.** Моментом принятия решения об уходе на 2-й круг называется момент, в который пилот принимает решение об уходе и после которого сразу же (с реально возможным наименьшим запаздыванием) экипаж начинает действия в целях ухода 2-й. круг.

**Прерванная посадка** – это уход на 2-й круг с отказавшим в процессе выполнения посадки или ранее одним двигателем, выполняемый с минимальной высоты принятия решения  $H_1 \geq 15$  м над уровнем ВПП в предполагаемой точке касания самолета.

**Продолженная посадка** — это посадка с отказавшим в процессе посадки, или ранее одним или двумя двигателями либо одной из систем, отказ которой существенно влияет на посадочную дистанцию.

**Прерванный заход на посадку** — это уход на 2-й круг с исходного режима захода на посадку (с минимальной высоты принятия решения  $H_1 \geq 15$  м), в процессе которого или перед которым произошел отказ одного или двух двигателей.

**Продолженный заход на посадку** — это заход на посадку с отказавшими в процессе захода или ранее одним или двумя двигателями или одной из систем, отказ которой существенно влияет на посадочную дистанцию, завершающийся продолженной посадкой.

**Примечание.** Характеристики прерванной посадки, продолженной посадки, прерванного захода на посадку и продолженного захода на посадку рассматриваются при одном или двух отказавших критических двигателях.

**Минимальная высота принятия решения  $H_1$**  — это наименьшая высота, на которой еще допустимо принятие решения об уходе, т. е. возможен еще уход на 2-й круг. На высотах  $H \geq H_1$  возможно как продолжение, так и прекращение посадки (заход на посадку). Ниже  $H_1$  возможно только продолжение посадки (заход на посадку).

**Полная посадочная дистанция  $L_{пн}$**  (рис. 3) — расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента входа в глиссаду на высоте 400 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета) при заходе на посадку до момента полной его остановки после пробега по ВПП.

**Посадочная (фактическая посадочная) дистанция  $L_{пос}$**  — расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента пролета высоты 15 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета) при посадке до момента полной его остановки после пробега по ВПП.

**Длина пробега  $L_{пр}$**  — расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента касания до момента полной его остановки на ВПП.

**Критический двигатель** — это двигатель, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в поведении и условиях пилотирования самолета.

**Градиент снижения  $\eta_{\text{сн}}$**  определяется как абсолютная величина тангенса угла наклона траектории снижения  $\theta_{\text{сн}}$  и выражается в процентах:

$$\eta_{\text{сн}} = |\text{tg}\theta_{\text{сн}}| * 100\%$$

**Линия ограничения отклонений глиссады** — это самая низкая из допустимых в летной эксплуатации глиссад, определяющая предельно допустимое отклонение от установленной глиссады.

**Рекомендуемая глиссада** — это глиссада, имеющая угол наклона в диапазоне от  $-2^{\circ}40'$  до  $-3^{\circ}$ .

**Линия ограничения препятствий** — это линия, выше которой не могут располагаться препятствия в полосе воздушных подходов.

**Входная кромка ВПП** — это линия торца ВПП, над которой пролетает самолет при посадке.

**Полоса воздушных подходов (ПВП)** — область, ограниченная в плане линиями, идущими под углом  $15^{\circ}$  от точек, расположенных над входной (выходной) кромкой летной полосы (ЛП), находящихся на расстоянии 300 м от оси ЛП (см. рис. 3), и линиями, параллельными оси ВПП, проходящими на расстоянии 1000 м от этой оси. ПВП состоит из свободной зоны (СЗ), если она имеется на рассматриваемом аэродроме, и зоны препятствий (ЗП).

**Угол атаки (коэффициент подъемной силы) сваливания  $\alpha_{\text{с}}$  ( $C_{Y_{\text{с}}}$ )** — угол атаки самолета (коэффициент подъемной силы), соответствующий началу сваливания.

**Примечания:** 1. Под началом сваливания понимается момент возникновения на больших углах атаки недопустимого, по оценке пилота и данным регистрации, не прекращающегося без уменьшения угла атаки самопроизвольного аperiodического или колебательного движения самолета (исключая движение, которое легко парируется малыми обычными отклонениями рулей).

2. Под сваливанием понимается явление, возникающее на больших углах атаки, характеризующееся самопроизвольным аperiodическим или колебательным движением самолета с большой амплитудой, не прекращающееся без уменьшения угла атаки.

**Предельный угол атаки (коэффициент подъемной силы)  $\alpha_{\text{пред}}$  ( $C_{Y_{\text{пред}}}$ )** — значение угла атаки (коэффициента подъемной силы), устанавливаемое в качестве предельного ограничения для предписанных РЛЭ конфигураций самолета и режимов полета.

**Допустимый угол атаки (коэффициент подъемной силы)  $\alpha_{\text{доп}}$  ( $C_{Y_{\text{доп}}}$ )** — значение угла атаки (коэффициента подъемной силы), устанавливаемое в качестве эксплуатационного ограничения для предписанных РЛЭ конфигураций самолета и режимов полета.

На допустимом угле атаки  $\alpha_{\text{доп}}$  ( $C_{Y_{\text{доп}}}$ ) должны обеспечиваться:

приемлемая, по оценке пилота, управляемость по тангажу, крену и рысканию;

отрицательные значения производных  $dP_v/d\eta_v$  и  $dx_v/d\eta_v$

запас по углу атаки не менее  $3^{\circ}$  до  $\alpha_{\text{пред}}$  если в диапазоне углов атаки от  $\alpha_{\text{доп}}$  до  $\alpha_{\text{пред}}$  сохраняется продольная устойчивость или наблюдается только местная неустойчивость, при которой тянущие усилия на штурвале (отклонение штурвала) при угле атаки  $\alpha_{\text{пред}}$  не менее по абсолютной величине усилия (отклонение штурвала) при  $\alpha_{\text{доп}}$ ;

запас по углу атаки не менее  $5^{\circ}$  до  $\alpha_{\text{пред}}$ , если в диапазоне углов атаки от  $\alpha_{\text{доп}}$  до  $\alpha_{\text{пред}}$  имеют место продольная неустойчивость и тянущее усилие на штурвале (отклонение штурвала) при угле атаки  $\alpha_{\text{пред}}$  меньше по абсолютной величине усилия (отклонения штурвала) при угле атаки  $\alpha_{\text{доп}}$  и на самолете отсутствует сигнализация о достижении угла атаки  $\alpha_{\text{доп}}$  в виде искусственной тряски штурвала, тактильной сигнализации или ступенчатого увеличения усилий на штурвале;

запас не менее 10 % максимального значения коэффициента подъемной силы, полученного на углах атаки вплоть до  $\alpha_{\text{пред}}$ ;

отсутствие самопроизвольных недопустимых, по оценке пилота, колебаний самолета относительно лобовой оси;

отсутствие тряски, затрудняющей пилотирование, или опасной в отношении прочности конструкции;

отсутствие необходимости дополнительных действий экипажа для поддержания функционирования силовой установки и других систем.



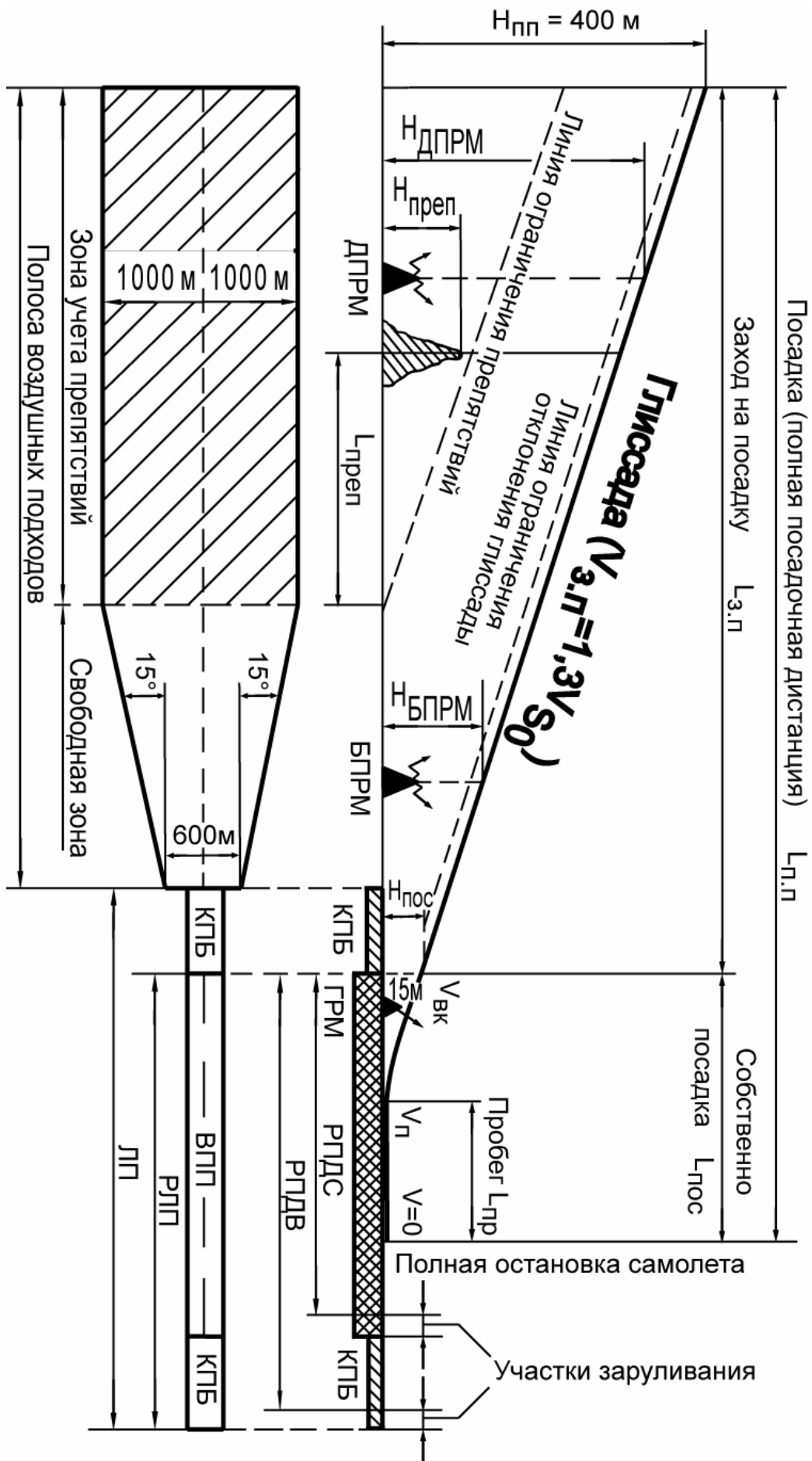


Рис. 3. Схема полной посадочной дистанции:  
 РЛДС — располагаемая посадочная дистанция для сухой ВПП; РЛДВ — располагаемая посадочная дистанция для влажной ВПП

На углах атаки, соответствующих  $\alpha_{\text{доп}}$  должны своевременно, по оценке пилота, возникать достаточно интенсивные и характерные только для этих углов атаки естественные либо искусственные предупредительные признаки, безошибочно и легко распознаваемые пилотом и не пропадающие при дальнейшем увеличении угла атаки вплоть до  $\alpha_{\text{пред}}$ . Приемлемыми предупредительными признаками являются:

тряска конструкции и (или) рычагов управления, отличающаяся от тряски при выпущенной механизации или при полете с отказавшим двигателем;

звуковая сигнализация, отличающаяся от других звуковых сигналов, имеющих на самолете, с дублирующей световой сигнализацией; при этом должна обеспечиваться индикация текущего угла атаки вплоть до  $\alpha_{\text{пред}}$ . Предупредительные признаки не должны препятствовать переводу самолета на нормальные углы атаки.

На угле атаки  $\alpha_{\text{пред}}$  не должно возникать сваливания, характеристики которого не соответствуют требованиям к характеристикам сваливания.

Если угол атаки  $\alpha_{\text{пред}}$  определяется сваливанием, то в процессе сваливания и вывода самолета в горизонтальный полет не допускаются:

явления, препятствующие выводу самолета обычными методами пилотирования на эксплуатационные углы атаки;

приращения угла крена более  $40^\circ$  при симметричной тяге двигателей и  $70^\circ$  при несимметричной тяге;

превышения эксплуатационных ограничений по скорости и перегрузке;

изменения конфигурации самолета.

На углах атаки вплоть до  $\alpha_{\text{пред}}$  не допускается нарушение работоспособности силовых установок, которое требует выключения хотя бы одного из двигателей (помпаж и т. п.).

На самолете Ту-154Б допустимый угол атаки  $\alpha_{\text{доп}} = 11,6^\circ$  отвечает перечисленным требованиям ЕНЛГС-С.

**Устойчивость** — это способность самолета самостоятельно, без участия пилота сохранять заданный режим полета (движения по земле) и возвращаться к исходному режиму после непроизвольного отклонения от него под действием внешних возмущений.

**Управляемость** — это способность самолета выполнять по желанию пилота (в ответ на его действия рычагами управления) любой маневр, предусмотренный условиями летной эксплуатации самолетов данного типа, притом наиболее просто, с малой затратой энергии пилота.

По устойчивости, управляемости и технике пилотирования самолет должен получить положительную оценку пилотов и требованиям ЕНЛГС-3 при выполнении маневров, предусмотренных РЛЭ.

Характеристики устойчивости должны обеспечивать быстрое восстановление параметров исходного режима полета. Наиболее желательными видами собственного возмущенного движения самолета являются колебательное движение с быстрым затуханием и малым забросом или аperiodическое движение с малым временем переходного процесса.

Эффективность поперечного управления должна обеспечивать вывод самолета из установившегося разворота с креном  $30^\circ$  и ввод в разворот противоположного направления с креном  $30^\circ$  с помощью только органов поперечного управления при отклонении штурвала по крену не более  $90^\circ$  за время не более 7 с при взлетной и посадочной конфигурациях самолета соответственно на скоростях  $V_2$  и  $V_{3п}$  ( $V_{\text{REF}}$ ).

Уменьшение угловой скорости крена в процессе накренения самолета при неизменных положениях рычагов управления не должно быть более 50 %, и, по оценке пилота, не должно быть чрезмерного заброса по углу рыскания.

При выпуске или уборке взлетно-посадочной механизации, выпуске или уборке аэродинамических средств торможения, изменении режима работы двигателей от малого газа до взлетного или наоборот управляемость самолета должна получить положительную оценку пилота. При этом рекомендуется, чтобы при пилотировании самолета в соответствии с указанием РЛЭ изменения продольных усилий на штурвале не превышали 10 кгс.

Эффективность продольного управления должна быть достаточной для того, чтобы в области рекомендуемых режимов полета реализовать:

вывод самолета на  $\alpha_{\text{доп}}$  либо  $\eta_y = 1,5$  в зависимости от того, что достигается раньше;

достижение  $\eta_y = 0,5$ .

Запас эффективности продольного управления при подъеме переднего колеса и отрыве самолета, а также при посадке, в том числе в момент касания с  $\eta_y = 1$ , должен быть не менее 10%.

Эффективность путевого и поперечного управления должна обеспечивать взлет, заход на посадку и посадку с парированием бокового ветра под углом  $90^\circ$  к оси ВПП с максимальной скоростью, установленной эксплуатационными ограничениями, при использовании рекомендуемых РЛЭ методов пилотирования самолета.

На скоростях  $V \geq 1,30 V_s$  в полете с симметричной тягой и в полете с одним отказавшим критическим двигателем при кратковременном отклонении самолета пилотом по курсу на угол  $15^\circ$  и парировании при этом крена самолет не должен попадать в опасные ситуации.

**Балансировка самолета** — это состояние равновесия всех действующих на самолет моментов в установившемся режиме полета, обеспечиваемое для каждой конфигурации самолета соответствующими отклонениями рулей. Положения рулей и рычагов управления, обеспечивающие балансировку самолета, называются балансировочными. Балансировкой самолета с освобожденным управлением называется такая балансировка, при которой усилия на рычагах управления уменьшаются с помощью триммирующих устройств практически до нуля. На сбалансированном по усилиям самолете освобождение рычагов управления не приводит к их перемещению под воздействием остаточной несбалансированности. Допускается только остаточная несбалансированность в пределах трения в управлении.

**Маневренность** — это способность самолета быстро изменять в установившемся движении положение своего центра тяжести в пространстве, т.е. изменять скорость, высоту и направление полета или проходить заданной длины путь в установившемся прямолинейном горизонтальном полете. Общими показателями (характеристиками) маневренности самолета являются располагаемые диапазоны скоростей, чисел  $M$ , высот полета, перегрузок в центре тяжести самолета и расхода топлива.

Частными показателями (характеристиками) маневренности самолета являются характеристики отдельных маневров или их составных элементов.

**Перегрузка  $\eta$**  — это вектор, совпадающий по направлению с направлением результирующей всех действующих на самолет внешних сил (кроме сил инерции и веса самолета), а по величине равный отношению этой результирующей к весу самолета. Точкой приложения результирующей всех действующих на самолет внешних сил является центр тяжести самолета. Проекции перегрузки  $\eta$  на оси координат обозначаются:

$\eta_x, \eta_y, \eta_z$  — соответственно продольная, нормальная и боковая составляющие перегрузки в скоростной системе осей координат;

$V_{вк}, (V_{ат})$  скорость пересечения входной кромки ВПП; используется при посадке в относительно благоприятных условиях;

$V_{вкп}, (V_{ато})$  — скорость пересечения входной кромки ВПП при нормальной работе всех двигателей; она должна быть не меньше  $1,30 V_c (1,30 V_s)$

$V_{зп}, (V_{REF})$  — скорость захода на посадку.  $V_{зп} = 1,30 V_c (V_{REF} = 1,30 V_s)$ .

$V_{REF}$  — характерная скорость. Это нормируемая эксплуатационная скорость, для которой скорость сваливания  $V_s$ , может быть ограничивающим параметром, например скорость пересечения входной кромки ВПП  $V_{ат}$ . Поэтому скорость  $V_{REF}$  - используется как скорость захода на посадку и пересечения входной кромки ВПП.

$V_{п}$  — посадочная скорость. Это скорость самолета в момент касания основными его опорными устройствами (шасси) поверхности ВПП.

Величины всех рассматриваемых скоростей, необходимых для подтверждения соответствия требованиям ЕНЛГС-С, должны быть выражены в виде индикаторных скоростей  $V_{ин}$  (EAS), а в РЛЭ они включены в виде приборных скоростей (с приложением аэродинамических поправок)  $V_{пр}$  (IAS).

Требования к посадочным характеристикам и характеристикам ухода на 2-й круг должны удовлетворяться как в условиях нормальной работы всех двигателей, так и при отказе одного двигателя в процессе выполнения посадки либо ранее в ожидаемых условиях эксплуатации при установленных в РЛЭ методах пилотирования и летных ограничениях.

При отказах двух двигателей, происшедших до начала захода на посадку на самолетах, имеющих три и более двигателей, должны соблюдаться требования к характеристикам продолжения захода на посадку и посадки в ожидаемых условиях эксплуатации.

Потребная посадочная дистанция при сухой ВПП (ППДС) должна определяться умножением фактической посадочной дистанции при сухой ВПП на коэффициент:

1,67 — для посадки на основной аэродром;

1,43 — для посадки на запасной аэродром.

В качестве потребной посадочной дистанции при влажной ВПП (ППДВ) должна приниматься потребная посадочная дистанция при сухой ВПП, умноженная на коэффициент 1,15.

## 5.2. ПРЕДПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

РЛЭ самолета Ту-154 позволяет определить в зависимости от конкретных условий аэродрома максимальную посадочную массу самолета, его конфигурацию в случае отказа двигателя (двигателей), скорости при заходе на посадку и посадке, длины посадочных дистанций с учетом различных отказов и состояния ВПП, градиенты набора высоты при прерванных (уход на 2-й круг) и продолженных заходах на посадку как при всех работающих двигателях, так и при отказе одного или двух двигателей.

Максимальная посадочная масса ограничивается:

градиентом набора высоты при уходе на 2-й круг со всеми работающими двигателями и с одним отказавшим двигателем;

располагаемой длиной ВПП для посадки;

состоянием поверхности ВПП.

Меньшая из полученных по этим ограничениям масса принимается за максимальную.

Характеристиками снижения при заходе на посадку являются:

скорость  $V_{REF}$ , время снижения, угол наклона глиссады и пролетаемый путь.

Для расчета характеристик снижения пользуются уравнениями движения самолета, представленными в скоростной системе координат.

В общем случае уравнения движения самолета на предпосадочной прямой будут иметь вид

$$P \cos(\alpha + \alpha_{дв}) \cos \beta - mg \sin \theta - X_a = m(dV/dt); \quad (1)$$

$$P \sin(\alpha + \alpha_{дв}) \cos \gamma_a - mg \cos \theta + Y_a - Z_a \sin \gamma_a = mV(d\theta/dt); \quad (2)$$

$$P \cos(\alpha + \alpha_{дв}) \sin \beta \cos \gamma_a - Y_a \sin \gamma_a - Z_a \cos \gamma_a = 0; \quad (3)$$

Эти уравнения можно использовать при расчете параметров движения при снижении по глиссаде. Они отражают реальную картину полета и учитывают: угол атаки  $\alpha$ , который составляет  $\sim 6^\circ$  при полностью выпущенной механизации крыла ( $\delta_3 = 45^\circ$ ,  $\delta_{пр} = 18,5^\circ$ ) и выдерживании расчетной скорости  $V_{REF}$ , угол установки двигателей  $\alpha_{дв} = 2^\circ$ , угол скольжения  $\beta$ , наклон глиссады  $\theta$ , угол крена  $\gamma_a$ , а также ускорение при движении по глиссаде ( $dV/dt$ ), угловую скорость ( $d\theta/dt$ ) и действующие силы  $P$ ,  $X_a$ ,  $Y_a$ ,  $Z_a$ .

Для расчета характеристик снижения пользуются различными допущениями. Предположим, что снижение по глиссаде происходит без крена, скольжения, с постоянной вертикальной и поступательной скоростью. Тогда уравнения движения будут иметь вид:

$$P \cos(\alpha + \alpha_{дв}) \cos \beta - mg \sin \theta - X_a = 0; \quad (4)$$

$$P \sin(\alpha + \alpha_{дв}) \cos \gamma_a - mg \cos \theta + Y_a = 0; \quad (5)$$

При малых углах атаки  $\alpha$  и установке двигателя  $\alpha_{дв}$

$$\cos(\alpha + \alpha_{дв}) \approx 1; \sin(\alpha + \alpha_{дв}) \approx 0$$

Тогда при установившемся снижении по прямолинейной траектории с постоянным углом снижения, на постоянной скорости

$$Y_a \approx mg \cos \theta \quad (6)$$

$$X_a \approx P_{п} + mg \sin \theta \quad (7)$$

Так как  $Y_a = C_{ya} = S(\rho V^2/2) = mg \cos \theta$ , то скорость снижения по глиссаде

$$\sqrt{[(2mg \cos \theta)/(C_{ya} S \rho)]} \quad (8)$$

Вертикальная скорость снижения определяется из треугольника скоростей (рис. 4)

$$V_y = V_{ch} \sin \theta \quad (9)$$

Потребная тяга определяется из уравнения (7)

Для снижения по глиссаде с полностью выпущенной механизацией ( $\delta_3 = 45^\circ$ ,  $\delta_{пр} = 18,5^\circ$ ,  $\varphi_{ст} = -5,5$ ) при  $V_{ch} = 270$  км/ч (75 м/с) и  $T_{пос} = 80$  т потребная тяга составляет около 12220 кгс при угле наклона глиссады  $2^\circ 40'$ .

Вертикальная скорость снижения в штиль

$$V_y = V_{ch} \sin \theta = 270/3,6 \approx 3,5 \text{ м/с.}$$

Перед входом в глиссаду в режиме горизонтального полета потребная тяга составляет около 16000 кгс [расчет произведен по формуле (10), когда  $mg \sin \theta = 0$ ].

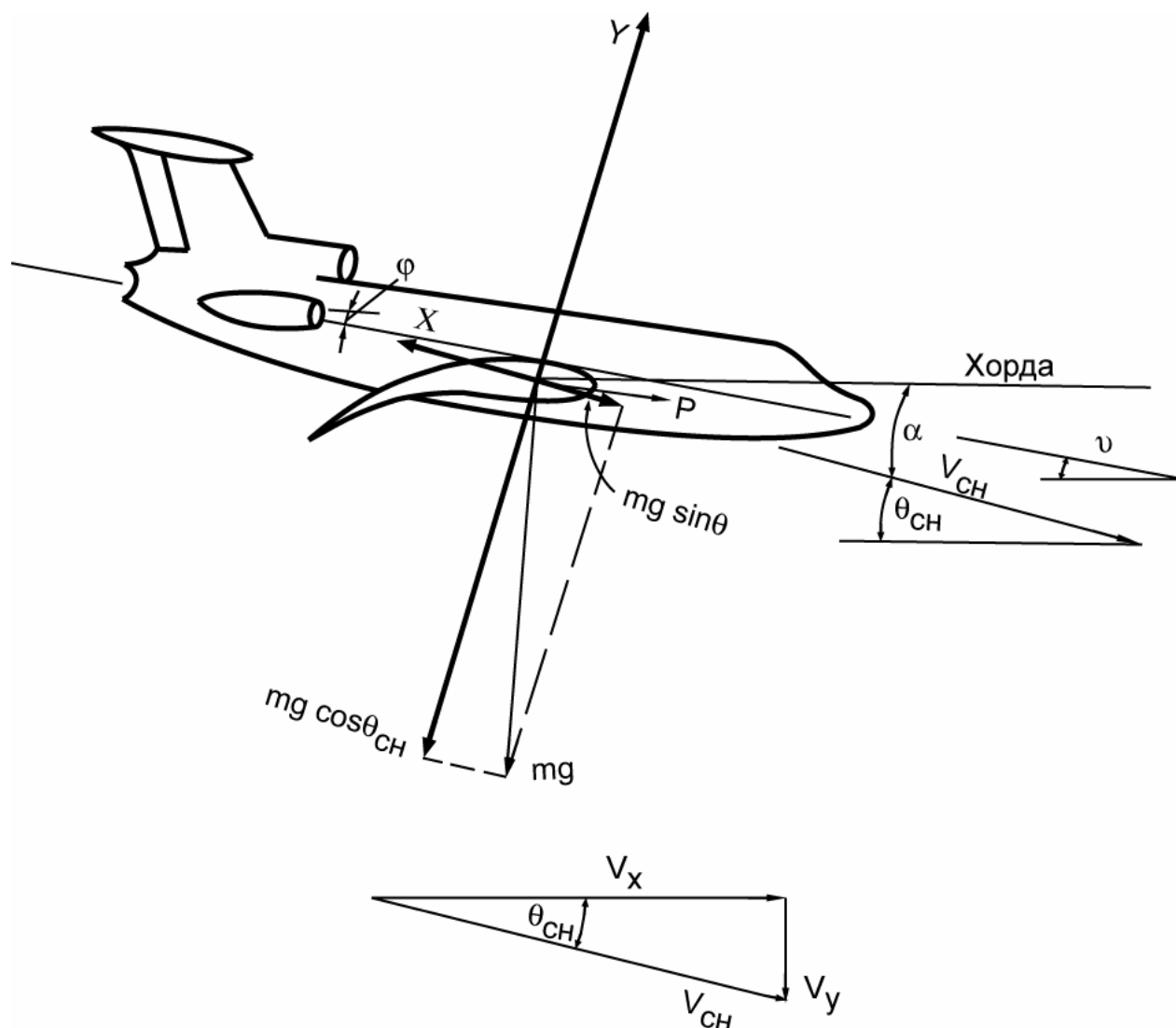


Рис. 4. Схема сил, действующих на самолет при снижении. Треугольник скоростей

Предпосадочное снижение современных пассажирских самолетов осуществляется с постоянной приборной скоростью до высоты начала выравнивания и имеет не менее чем 30 %-ный запас от скорости сваливания в соответствующей конфигурации самолета.

Указанная скорость обеспечивает удовлетворительную поперечную управляемость самолета и в то же время является минимальной для увеличения времени, необходимого пилоту (командиру ВС) для установления визуального контакта с наземными ориентирами (огнями подхода и ВПП), и выполнения в случае необходимости предпосадочного маневра, устранения бокового отклонения и сокращения посадочной дистанции.

Сваливание самолета с выпущенными шасси, предкрылками и полностью отклоненными закрылками, независимо от полетной массы, происходит при достижении критического угла атаки  $\alpha_{кр} = 17^\circ$ , которому соответствует максимальный коэффициент подъемной силы  $C_{y_{max}} \simeq 2,15$  [рис. 5 (При  $\delta_3 = 28^\circ$ ,  $\delta_{пр} = 18,5^\circ$ ,  $\alpha_{кр} \simeq 18^\circ$  и  $C_{y_{max}} \simeq 1,92$ )].

Скорость сваливания определяется по формуле

$$V_s = 2mg \cos \theta / (C_{y_{max}} \rho) \quad (11)$$

Для посадочной массы самолета  $m = 80000$  кг,  $g = 9,800665$  м/с<sup>2</sup> (соответствующий географической широте  $\varphi = 45^\circ 32' 40''$ ), плотности воздуха у земли

$$\rho_0 = 1,2250 \text{ кг/м}^3 = 1,2492 \cdot 10^{-1} \text{ кгс} \cdot \text{с}^2 / \text{м}^4$$

с полностью выпущенными закрылками ( $\delta = 45^\circ$ ) и предкрылками ( $\delta_{пр} = 18,5^\circ$ ) скорость сваливания  $V_s = 207$  км/ч; при  $\delta_3 = 28^\circ$   $V_s = 220$  км/ч.

Скорости снижения по глиссаде при  $\delta_3 / 45^\circ$   $V_{REF} = 270$  км/ч, при  $\delta_3 = 28^\circ$   $V_{REF} = 286$  км/ч.

Для фактической массы самолета и выбранной посадочной конфигурации в табл. 3 и 4 показаны скорости срыва, скорости захода на посадку и пересечения входной кромки ВПП.

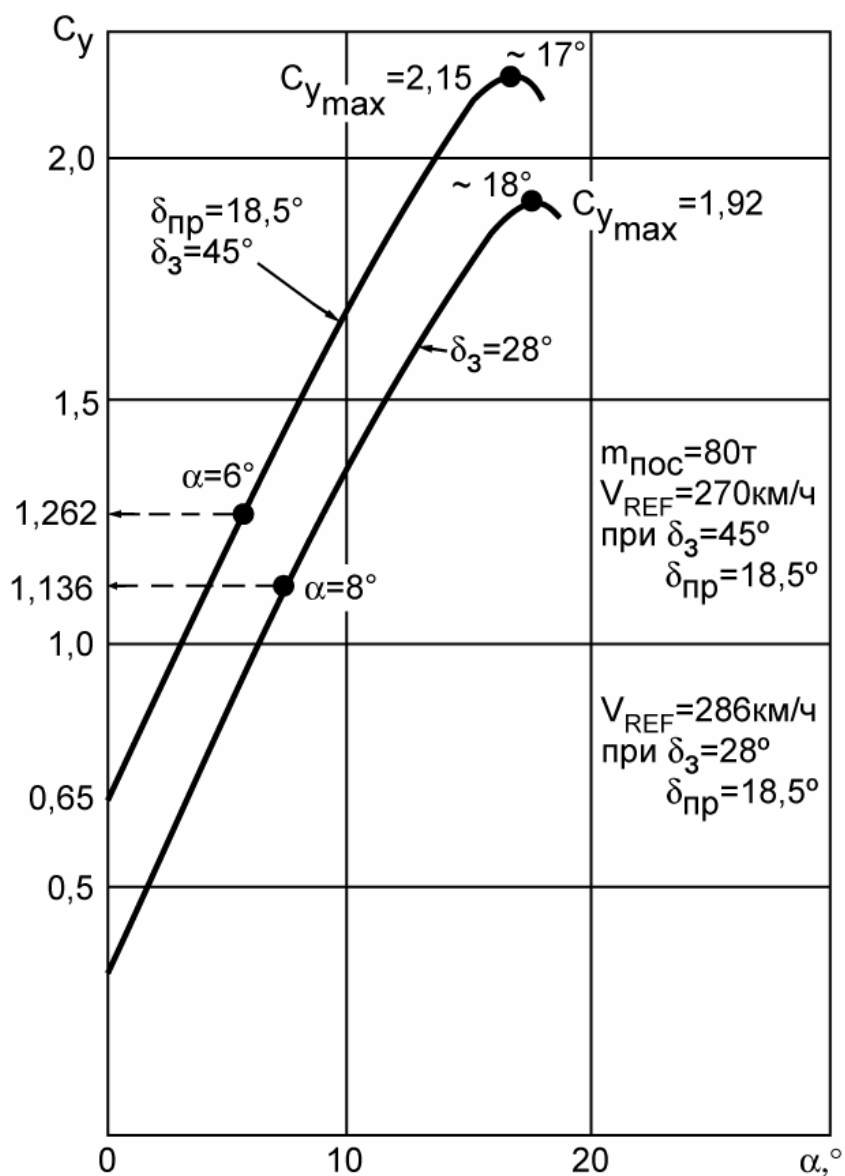


Рис. 5. Аэродинамические характеристики самолета Ту-154 при посадке

Таблица 3

Скорости срыва в зависимости от посадочных масс и положения механизации крыла

$m_{\text{пос}}, \text{Т}$	60	70	80	90	96	98	Положение закрылков и предкрылков	
$V_s, \text{ км/ч}$	230	250	265	280	290	294	$\delta_3=0^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=0^\circ$
	225	245	270	275	285	290	$\delta_3=0^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=18,5^\circ$
	204	220	237	250	258	260	$\delta_3=15^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=18,5^\circ$
	290	205	220	232	240	243	$\delta_3=28^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=18,5^\circ$
	280	194	207	220	227	230	$\delta_3=45^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=18,5^\circ$

Таблица 4

Скорости захода на посадку в зависимости от посадочных масс и положения механизации крыла

$m_{\text{пос}}, \text{Т}$	60	70	80	90	96	98	Положение закрылков и предкрылков	
$V_{\text{REF}}, \text{ км/ч}$	300	325	345	365	375	380	$\delta_3=0^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=0^\circ$
	290	319	338	358	370	375	$\delta_3=0^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=18,5^\circ$
	263	284	305	325	337	340	$\delta_3=15^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=18,5^\circ$
	247	267	286	305	315	317	$\delta_3=28^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=18,5^\circ$
	234	252	270	—	—	—	$\delta_3=45^\circ$	$\delta_{\text{пр}}=18,5^\circ$

При заходе на посадку с посадочной массой более 80 т выпуск закрылков производится на  $28^\circ$ .

Таким образом, скорости, рекомендуемые РЛЭ Ту-154Б для захода на посадку,

соответствуют требуемым нормам запаса по скорости сваливания не менее 30%, что обеспечивает безопасность захода на посадку на случай возможных отклонений по скорости и углу атаки, при которых расходуется часть этого запаса (табл. 5).

Таблица 5

Уменьшение запаса до скорости сваливания при возможных отклонениях самолета по скорости и углу атаки, %

Возможное отклонение	Величина уменьшения запаса до сваливания, %
1. Наличие инструментальной поправки к указателю скорости до $\Delta V=5$ км/ч	2
2. Отклонение от установленной скорости захода на $\Delta V = -10$ км/ч	4
3. Вывод самолета на перегрузку $\eta_v=1,2-1,3$ (или полет в болтанку с такой перегрузкой)	10—14

Даже при одновременном воздействии данных факторов 30 %-ный запас не исчерпывается полностью, чем обеспечивается безопасный заход на посадку.

Необходимо помнить и другое — сваливание наступает при  $\alpha = \alpha_{кр}$ , что можно получить при создании перегрузки  $\eta_v > 1$  и достаточно быстром увеличении угла атаки до критического. При этом исходная скорость полета практически может и не успеть измениться. Такое значение перегрузки, выводящей самолет на сваливание при заходе на посадку можно определить по формуле

$$\eta_{Ys} = C_{y_{max}}/C_{зах} = (V_{REF}/V_s)^2 = \bar{V}^2 \quad (12)$$

Таким образом, любой самолет, заходящий на посадку с 30 %-ным запасом по скорости сваливания, может быть выведен на сваливание при перегрузке  $\eta_v = (1,3)^2 = 1,69$ .

На самолете Ту-154Б при выпущенных закрылках на  $45^\circ$  и выдерживании скорости захода на посадку  $V_{REF}=270$  км/ч для  $t_{пос} = 80$  т заход происходит на угле атаки  $\alpha=6^\circ$ , что соответствует  $C_y = 1,262$ ;  $C_x = 0,252$  и  $K \approx 5$  ед.

При  $\delta_3 = 28^\circ$  и  $V_{REF} = 286$  км/ч  $\alpha = 8^\circ$ ,  $C_y = 1,136$ . Угол тангажа при заходе на посадку  $\vartheta = \alpha - \theta - \gamma_{уст}$

При  $\delta_3 = 45^\circ$   $\vartheta = 6^\circ - 2^\circ 40' - 3^\circ = +0^\circ 20'$ . при  $\delta_3 = 28^\circ$   $\vartheta = 8^\circ - 2^\circ 40' - 3^\circ = +2^\circ 20'$ .

При заходе на посадку прибор АУАСП-12КР срабатывает на угле атаки  $\alpha=12^\circ$  или на скорости, имеющей 13 %-ный запас по скорости сваливания. Для  $m_{пос} = 80$  т и при потере скорости до  $V_{пр} = 235$  км/ч или при увеличении  $\alpha$  до  $12^\circ$  АУАСП-12КР срабатывает.

В табл. 6 приведены основные параметры самолета при снижении по глиссаде с посадочной массой 80 т.

Таблица 6

Основные параметры самолета при снижении по глиссаде с посадочной массой 80 т и выпущенными закрылками на  $45^\circ$  и  $28^\circ$

Параметр	$\delta_3=45^\circ$	$\delta_3=28^\circ$
1. Критический угол атаки $\alpha_{кр}, ^\circ$	17	8
2. Максимальный коэффициент подъемной силы, $C_{y_{max}}$	2,15	1,92
3. Скорость сваливания индикаторная $V_{EAS},$ км/ч	207	220
4. Угол атаки при снижении, $^\circ$	$\sim 6$	$\sim 8$
5. Скорость захода на посадку $V_{REF},$ км/ч	270	286
6. Запас по скорости до сваливания, %	$\sim 30$	30
7. Запас по скорости до сваливания, $\Delta V,$ км/ч	63	66
8. Запас по перегрузке до сваливания	0,69	0,69
9. Угол тангажа $\vartheta$ :		
при $\theta = 3^\circ$	0	+2
при $\theta = 2^\circ 40'$	+0°20'	+2°20'
10. Вертикальная скорость снижения в штиль:		
при $\theta = 3^\circ$ ;	3,9	4,1
при $\theta = 2^\circ 40'$ .	3,5	3,7
11. Угол атаки срабатывания АУАСП-12КР, $^\circ$	12	12
12. Скорость полета по прибору до начала срабатывания АУАСП-12КР, км/ч	35	50
13. Запас по перегрузке до начала срабатывания АУАСП-12КР	0,33	0,31
14. Запас по перегрузке от начала срабатывания АУАСП-12КР до сваливания	0,36	0,38

В соответствии с ЕНЛГС-С, эффективность поперечного управления на скорости захода на посадку должна обеспечивать перекадку самолета одними элеронами при расходе штурвала по крену не более  $90^\circ$  (педали нейтрально) из крена  $30^\circ$  одного знака в крен  $30^\circ$  другого знака (т. е. всего на  $60^\circ$ ) за время не более 7 с.

Для самолета Ту-154Б при отклонении штурвала на угол  $90^\circ$  время перекадки  $\tau$  составляет 4,5 с (рис. 6).

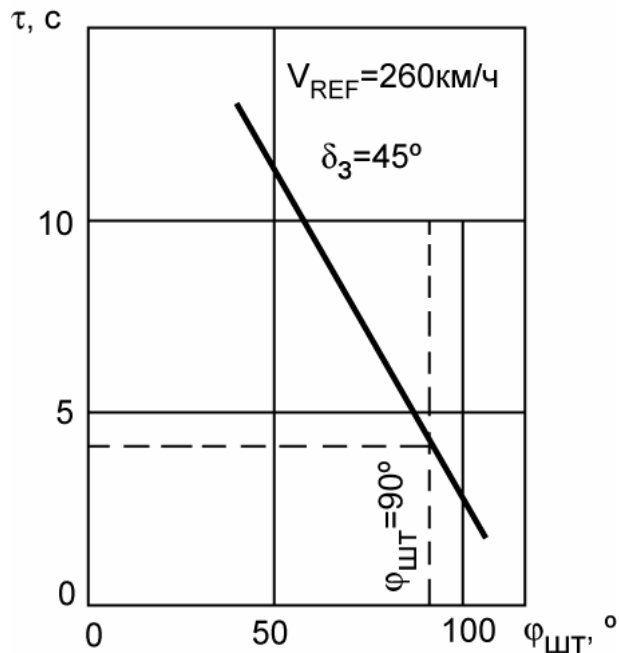


Рис. 6. Время перекадки самолета элеронами (эффективность поперечного управления)

### 5.3. ОСОБЕННОСТИ БАЛАНСИРОВКИ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА В РЕЖИМЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ. ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОВКИ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

В процессе эксплуатации самолета Ту-154 имели место случаи потери скорости при заходе на посадку, грубые посадки, приземления до ВПП, выкатывания на концевые и, особенно, на боковые полосы безопасности и другие отклонения от нормальных захода на посадку и посадки, причиной которых было сочетание ряда неблагоприятных факторов и индивидуальных особенностей самолета в части его весовой компоновки и характеристик продольной устойчивости и управляемости при заходе на посадку и посадке.

Особенностью весовой компоновки самолета является то, что полная коммерческая загрузка, располагаемая, в основном, впереди центра тяжести пустого самолета, настолько сдвигает центровку вперед, что при посадке центровка в критической точке (остаток топлива 3,3 т) практически равна установленному ранее ее предельно переднему значению без какого-либо резерва на случай возможных в эксплуатации отклонений от расчетной центровки. Отсюда следует, что любое нарушение, смещающее центровку вперед, автоматически приводит к выходу центровки за допустимые пределы.

От центровки, как известно, зависит отклонение РВ, требуемое для балансировки самолета в установившемся снижении по глиссаде.

Потребный для балансировки самолета угол отклонения РВ зависит от скорости полета, положения механизации и центровки. При уменьшении скорости полета увеличивается угол атаки, что вызывает соответствующее увеличение коэффициента продольного момента  $m_z$ , действующего на пикирование и, как следствие — увеличение требуемого отклонения РВ вверх для создания уравновешивающего кабрирующего момента на горизонтальном оперении.

При выпуске механизации увеличивается коэффициент подъемной силы  $C_y$ , что создает дополнительный момент на пикирование. Выпущенное шасси также создает пикирующий момент как в полете, так и в процессе разбега и пробега за счет сил реакции основных колес, расположенных позади центра тяжести самолета.

При перемещении центровки самолета вперед также возрастает пикирующий момент за



счет увеличения плеча равнодействующей аэродинамических сил на крыле.

При отрыве, выравнивании и уходе на 2-й круг также нужны дополнительные отклонения РВ вверх для изменения угла атаки.

Именно поэтому конструктивно максимальный угол отклонения РВ вверх ( $29^\circ$ ) больше его отклонения вниз ( $16^\circ$ ). Дальнейшее конструктивное увеличение максимального отклонения РВ (более  $29^\circ$ ) нецелесообразно из-за снижения эффективности руля на больших углах за счет срыва потока на его нижней поверхности.

Наибольшие отклонения РВ вверх необходимы для уравнивания пикирующих моментов на режимах взлета и посадки. ЕНЛГС-С предусмотрено, чтобы при выполнении взлета и посадки оставался запас хода РВ не менее 10 % его полного отклонения. Для эффективности продольной балансировки на режимах взлета и посадки применяется управляемый стабилизатор. Эффективность стабилизатора выражается в том, на сколько градусов отклоняется РВ, в результате чего создается такой же кабрирующий момент, какой создает стабилизатор при отклонении его на  $1^\circ$ . Эффективность стабилизатора самолета Ту-154Б составляет  $3\text{—}3,5^\circ$ , диапазон углов отклонения  $0\text{—}5,5^\circ$  по УПС.

На рис. 7 представлены балансировочные отклонения РВ в зависимости от угла отклонения стабилизатора для передней и задней центровок на скорости 260 км/ч. Как видно из рисунка, при неотклоненном стабилизаторе и ранее существующей передней центровке 18 % САХ даже полного отклонения РВ вверх на  $29^\circ$  недостаточно для балансировки самолета. При этом отклонение стабилизатора на угол  $-5,5^\circ$  уменьшает балансировочное отклонение РВ до  $-15^\circ$ . При предельно допустимой задней центровке 40 % САХ отклонение РВ даже при нулевом угле стабилизатора не превышает  $-9^\circ$ . Диапазон отклонений РВ от  $-3$  до  $-10^\circ$  составляет зону допустимых отклонений при снижении по глиссаде.

Отклонение РВ в установившемся полете на скорости  $V_{REF}$  по глиссаде менее  $-3^\circ$  означает, что фактическая центровка оказалась более задней, чем расчетная, и угол установки стабилизатора должен быть уменьшен. Если руль отклонен вверх на угол более  $-10^\circ$ , то фактическая центровка будет более передней и угол установки стабилизатора должен быть увеличен. Контроль и коррекция угла установки стабилизатора должны производиться после выпуска закрылков в посадочное положение и снижения скорости до скорости захода на посадку, т.е.  $V_{REF}$ .

На рис. 8 приведены согласованные положения стабилизатора для различных углов выпуска закрылков и соответствующие балансировочные углы отклонения РВ для закрылков  $45^\circ$ .

При центровке 18% САХ ( $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ) балансировочное отклонение РВ вверх составляет  $-15^\circ$  и уменьшается до  $-4^\circ$  при переходе к центровке 28 % САХ.

При центровке 21 % САХ ( $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ) балансировочное отклонение РВ вверх составляет  $-9,5^\circ$ .

При уменьшении угла отклонения стабилизатора от  $-5,5^\circ$  до  $-3^\circ$  отклонение РВ при центровке 28 % САХ возрастает с  $-4$  до  $-12^\circ$ , уменьшаясь затем до  $-4^\circ$  при увеличении центровки до 35% САХ. Затем при уменьшении угла отклонения стабилизатора от  $-3$  до  $0^\circ$  отклонение РВ при центровке 35 % САХ вновь возрастает до  $-13^\circ$ , уменьшаясь до  $-9^\circ$  при переходе к центровке 40 %.

Для обеспечения нормального захода на посадку и ухода на 2-й круг при сохранении расчетной скорости снижения по глиссаде балансировочное отклонение РВ вверх должно быть в диапазоне от  $-9$  до  $-10^\circ$ . При этом остается достаточный запас отклонения РВ для выполнения выравнивания, исправления возможных отклонений, парирования атмосферных возмущений и ухода на 2-й круг.

В первые годы летной эксплуатации самолета предельно передняя центровка составляла 16,5% САХ.

В 1975 г. в связи с недостатками в продольной балансировке самолета значения предельно передней центровки были увеличены до 18% САХ. Указанная центровка при максимальном отклонении РВ вверх на рекомендованном режиме и скорости захода на посадку обеспечивает реализуемую перегрузку  $\eta_y = 1,22$ , а на  $V_{REF} = 10$  км/ч  $\eta_y = 1,15$ .

Принятое ограничение предельно передней центровки 18% САХ не компенсирует уменьшение запаса продольной управляемости, так как при отклонении РВ вверх на величину более  $20^\circ$  существенно снижается его эффективность.

При полете с центровки менее 20 % САХ и пониженных режимах работы двигателей, особенно, если скорость по траектории снижения ниже установленной РЛЭ, балансировочное положение РВ приближается к зоне его малой эффективности.

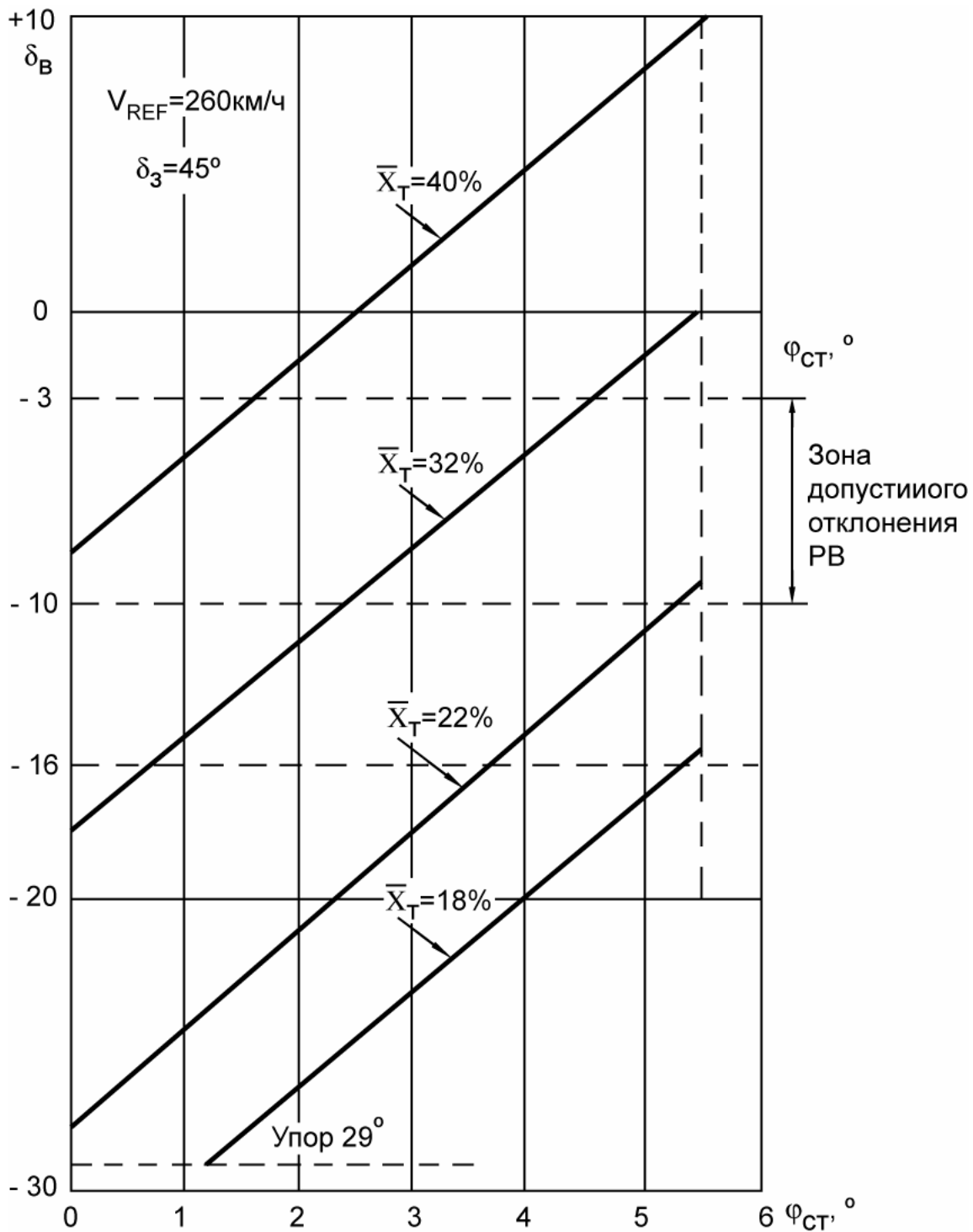
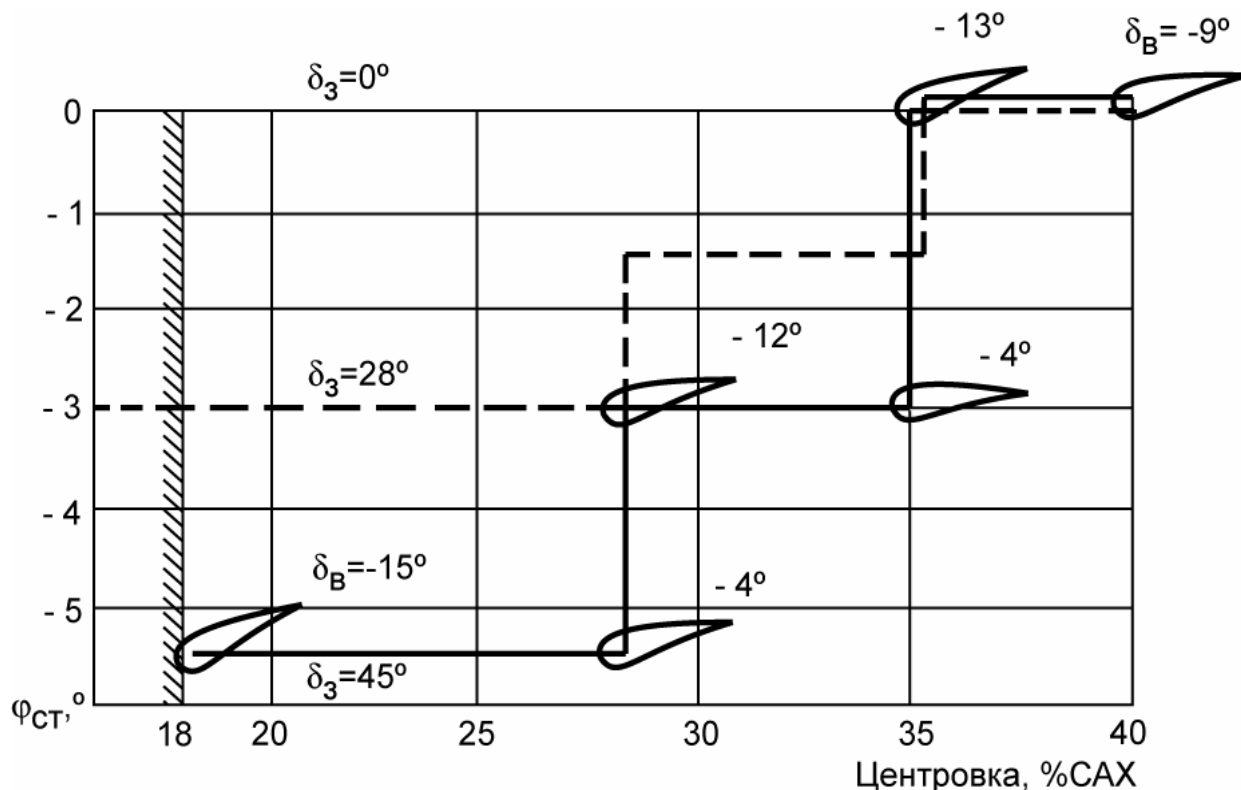


Рис. 7. Балансировочные отклонения РВ в зависимости от угла отклонения стабилизатора для передней и задней центровки на скорости 260 км/ч ( $\delta_3 = 45^\circ$ , шасси выпущено)

В соответствии с материалами исследований ГосНИИ ГА, ОКБ и ЛИИ Минавиапрома, а также заключением Госавиарегистра СССР, минимальный уровень продольной управляемости на установленных режимах может быть обеспечен при центровке 21 % САХ и более задней или при центровке 20 % САХ при одновременном увеличении скорости захода на посадку по сравнению с рекомендованной РЛЭ на 10 км/ч.

При невозможности создать указанные центровки необходимо при снижении по глиссаде не допускать отклонение РВ более  $10^\circ$ , что соответствует предельно допустимой передней центровке на посадке 21 % САХ. Увеличение скорости захода на 10 км/ч уменьшает отклонение РВ на  $2,5^\circ$ .

Выполнение полета с фактической центровкой менее 18 % САХ не гарантирует безопасность при заходе на посадку на скорости менее расчетной на 10 км/ч, т. е. вполне допустимой в летной эксплуатации.



**Рис. 8.** Согласованные положения стабилизатора для различных углов выпуска закрылков и соответствующие балансирующие углы отклонения РВ для закрылков 45°.

Рассмотрим это на примере одного авиационного происшествия, имевшего место при заходе на посадку самолета с центровкой 16—17% САХ (определена при анализе авиационного происшествия). При выполнении взлета подъем передней опоры самолета и отрыв самолета выполнялись при полном отклонении РВ вверх ( $\delta_B = -29^\circ$ ). При этом скорость поднятия передней опоры  $V_R$  и скорость отрыва  $V_{отр}$  превышали на 15—20 км/ч величины, установленные РЛЭ, что должно было позволить командиру ВС предположить о наличии недопустимой передней центровки и учесть ее при заходе на посадку.

Перед заходом на посадку экипажем произведены необходимые расчеты для посадочной массы 78 т ( $V_{REF} = 265$  км/ч,  $\delta_B = 45^\circ$ ,  $\delta_{ст} = -5,5^\circ$ , расчетная центровка  $X_T = 20,5$  % САХ).

Фактическая посадочная масса составляла 80280 кг, а центровка приблизительно 17 % САХ, что требовало увеличения скорости снижения по глиссаде не менее чем на 5 км/ч, т.е.  $V_{REF} \geq 270$  км/ч.

Заход на посадку выполнялся в автоматическом режиме с использованием автомата тяги. После 4-го разворота командир ВС включил автоматическую стабилизацию по продольному и боковому каналам. Механизм триммирования был установлен в крайнее переднее положение на себя и оставался в этом положении до конца полета. Заход продолжался в директорном режиме.

Через 10 с после пересечения линии глиссады командир ВС дал команду установить задатчиком автомата тяги скорость 265 км/ч. С учетом фактической массы самолета расчетная скорость должна была составлять 270 км/ч. До удаления 2 км от торца ВПП скорость выдерживалась 273—275 км/ч, минимальная скорость в момент развития аварийной ситуации составляла 261 км/ч. В процессе входа самолета в глиссаду вертикальная скорость снижения достигла 6—7 м/с.

Командир ВС отклонением штурвала на себя уменьшил вертикальную скорость до 4 м/с. На удалении 6 км от торца ВПП самолет находился на глиссаде. Пролет ДПРМ осуществлялся выше глиссады на 18 м из-за уменьшения вертикальной скорости до 3 м/с. Для сохранения расчетной траектории снижения была увеличена  $V_V$  до 5 м/с. Вызванное этим уменьшение тангажа и увеличение поступательной скорости до 275 км/ч привело к возникновению формирующего сигнала автомата тяги на уменьшение режима работы двигателей с 79 до 53 % по оборотам контура низкого давления, что является близким к малому газу. Уменьшение режима работы двигателей привело к возникновению пикирующего момента, и увеличению вертикальной ско-

рости снижения до 8 м/с к 9-й секунде после уменьшения режима работы двигателей.

За 21 с до происшествия самолет находился на высоте 120 м и удалении 2 км от торца ВПП и выше глиссады на 10 м, имея  $V_{пр} = 273$  км/ч, балансирующее положение РВ  $\delta_b = -14^\circ$  и  $V_y = -5,5$  м/с. Для более плавного входа в глиссаду и уменьшения вертикальной скорости командир ВС постепенно отклонил РВ вверх до  $\delta_b = -21^\circ$  ( $7^\circ$  от балансирующего положения). Однако необходимая перегрузка не была реализована, и самолет вследствие воздействия пикирующего момента из-за уменьшения режима работы двигателей до 53 %, уменьшения скорости полета до 261 км/ч и уменьшения эффективности РВ при его отклонении на угол более  $20^\circ$  вверх, практически не изменил траекторию своего движения. К высоте 90 м самолет имел  $V_{пр} = 261$  км/ч, посадочную конфигурацию и посадочное положение. На 12-й секунде, видя, что самолет уходит под глиссаду, а вертикальная скорость достигла 7 м/с, командир ВС энергичным взятием штурвала на себя отклонил РВ вверх до упора ( $\delta_b = -29^\circ$ ), ожидая естественной реакции самолета, однако самолет практически не уменьшил угла тангажа и вертикальную скорость. За 8 с до приземления, в момент прохождения звукового сигнала системы опасного сближения с землей, резко повысился уровень нервно-эмоционального напряжения членов экипажа. Командир ВС перевел РУД двигателей на взлетный режим и дал команду об уходе на 2-й круг. Самолет в этот момент находился на высоте 30 м относительно торца ВПП и на высоте 55 м над пролетаемой местностью. Принятые экипажем меры не предотвратили снижения, и самолет на скорости 275 км/ч с вертикальной скоростью снижения  $V_y = 4-5$  м/с приземлился на удалении 470 м от ВПП.

Полное отклонение РВ на кабрирование было обусловлено не уходом на 2-й круг, а попыткой удержать самолет на глиссаде. Решение об уходе на 2-й круг было вызвано потерей продольной управляемости самолета при скорости захода на посадку 261—265 км/ч и фактической центровкой 16—17% САХ (определено по балансирующим характеристикам).

В процессе выполнения полета экипаж допустил следующие нарушения и ошибки:

при определении посадочной массы не учел сэкономленное топливо за счет сокращения схемы выхода и захода в количестве 2300 кг;

не учел необходимости увеличения скорости захода на посадку (по задатчику АТ) на 5 км/ч;

поздно распознал аварийную ситуацию и в связи с этим несвоевременно решил об уходе на 2-й круг;

недостаточно контролировал работу автомата тяги, который для выдерживания заданной скорости  $V_{REF} = 265$  км/ч при увеличении  $V_y$  снижения уменьшил режим работы двигателей до оборотов  $N_{нд} = 53$  %, близких к режиму малого газа, и не реагировал на увеличение режима работы двигателей при уменьшении скорости до 261 км/ч, так как настройка от заданной скорости находилась в пределах  $\pm 10$  км/ч.

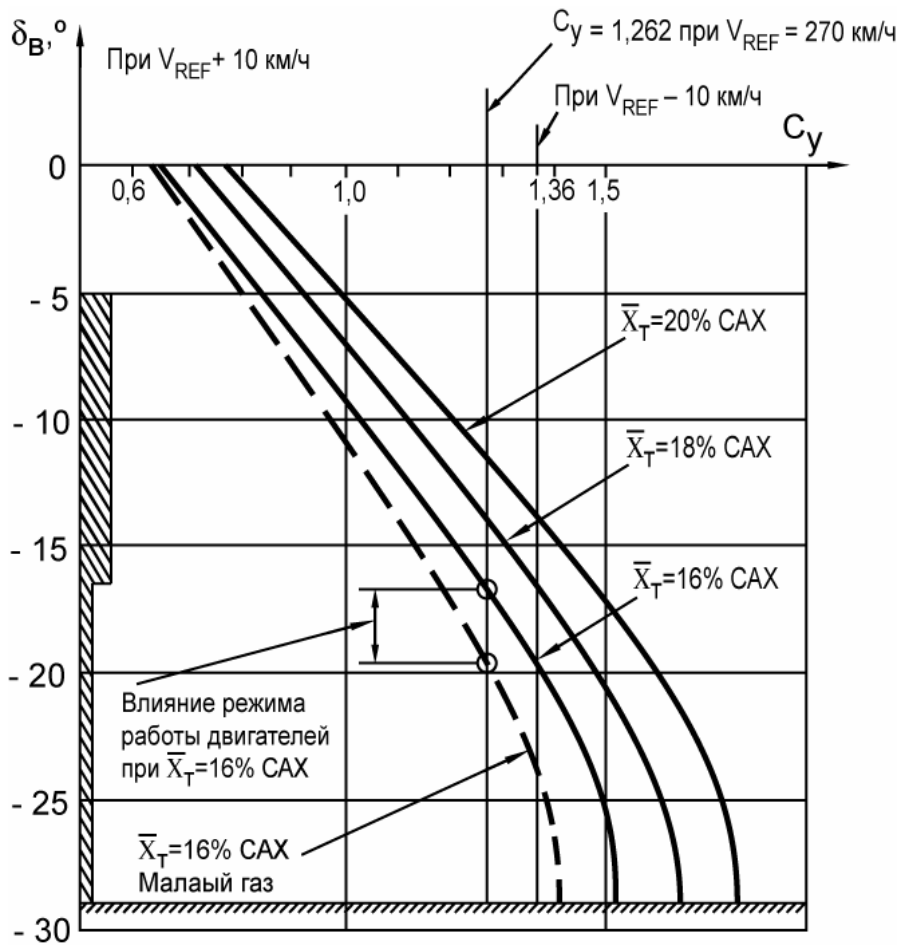
Рассмотрение параметров полета самолета на конечном этапе полета (данные расшифровки средств объективного контроля) показывает, что за 45 с до приземления скорость самолета была 263 км/ч, а балансирующее положение РВ составляло  $\delta_b = -14^\circ$ . Коэффициент подъемной силы в этом случае был равен  $C_y = 1,206$ , а центровка самолета находилась в пределах 17% САХ (рис. 9).

В процессе дальнейшего снижения самолета по глиссаде его скорость уменьшилась до  $V_{пр} = 261$  км/ч, что привело к увеличению  $C_y$  до 1,36. Из рис. 10 видно, что переход от  $C_y = 1,206$  к  $C_y = 1,36$  увеличивает балансирующее положение РВ от  $\delta_b = -14^\circ$  до  $\delta_b = -18^\circ$ , что соответственно уменьшает запас продольной управляемости на  $4^\circ$ . Одновременно уменьшение режима работы двигателей до близкого к малому газу увеличивает балансирующее положение РВ (см. рис. 9) до  $-(22-23)^\circ$ , что, в свою очередь, уменьшает запас продольной управляемости на  $4-5^\circ$ , а в сумме на  $8-9^\circ$ .

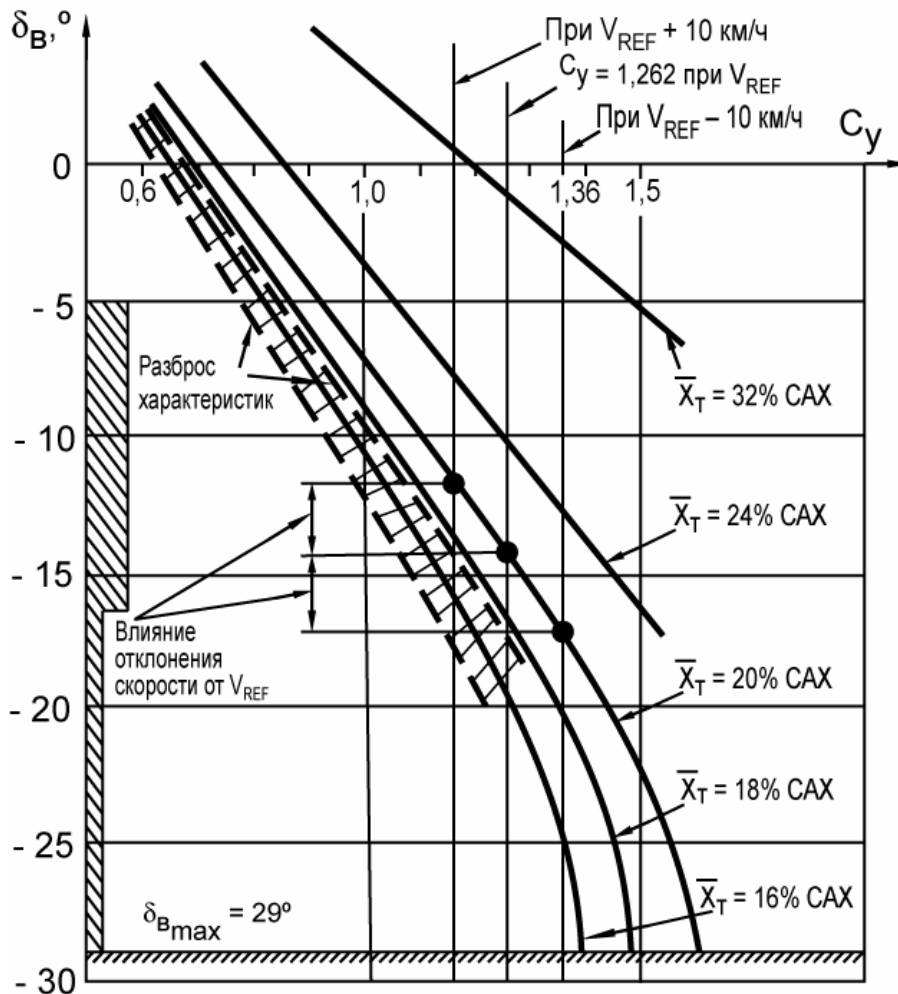
Оставшегося запаса продольной управляемости  $6-7^\circ$  с учетом существенного уменьшения эффективности РВ хватает только для вывода самолета на коэффициент подъемной силы  $C_y = 1,41$ , т. е. для создания на скорости  $V_{пр} = 261$  км/ч перегрузки  $\eta_v = (1,41/1,36) = 1,03$

Такая величина перегрузки не могла обеспечить за оставшиеся до приземления 9 с гашения вертикальной скорости  $7-8$  м/с, которая возникла к моменту полного взятия штурвала на себя и отклонения РВ  $\delta_b = -29^\circ$ .

На рис. 11 приведены балансирующие отклонения РВ в зависимости от коэффициента подъемной силы  $C_y$  для трех различных центровок: 18, 22, 32 % САХ (режим работы двигателей—потребный для снижения по глиссаде). Как видно из рисунка, чем более передней будет центровка, тем больше отклонение РВ при том же значении  $C_y$ , т. е. при одинаковой скорости



**Рис. 9.** Балансировочные кривые:  
 $V_{REF}$  — скорость захода на посадку самолета Ту-154;  $\delta_B = 45^\circ$ ;  $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ; шасси выпущено;  $n_{дв}$  (н. д.) = 73 %



**Рис. 10.** Балансировочные кривые:  
 $V_{REF}$  — скорость захода на посадку (по РЛЭ);  $\delta_B = f(C_y, X_T)$  самолета Ту-154;  $\delta_3 = 45^\circ$ ;  $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ; шасси выпущено; малый газ.

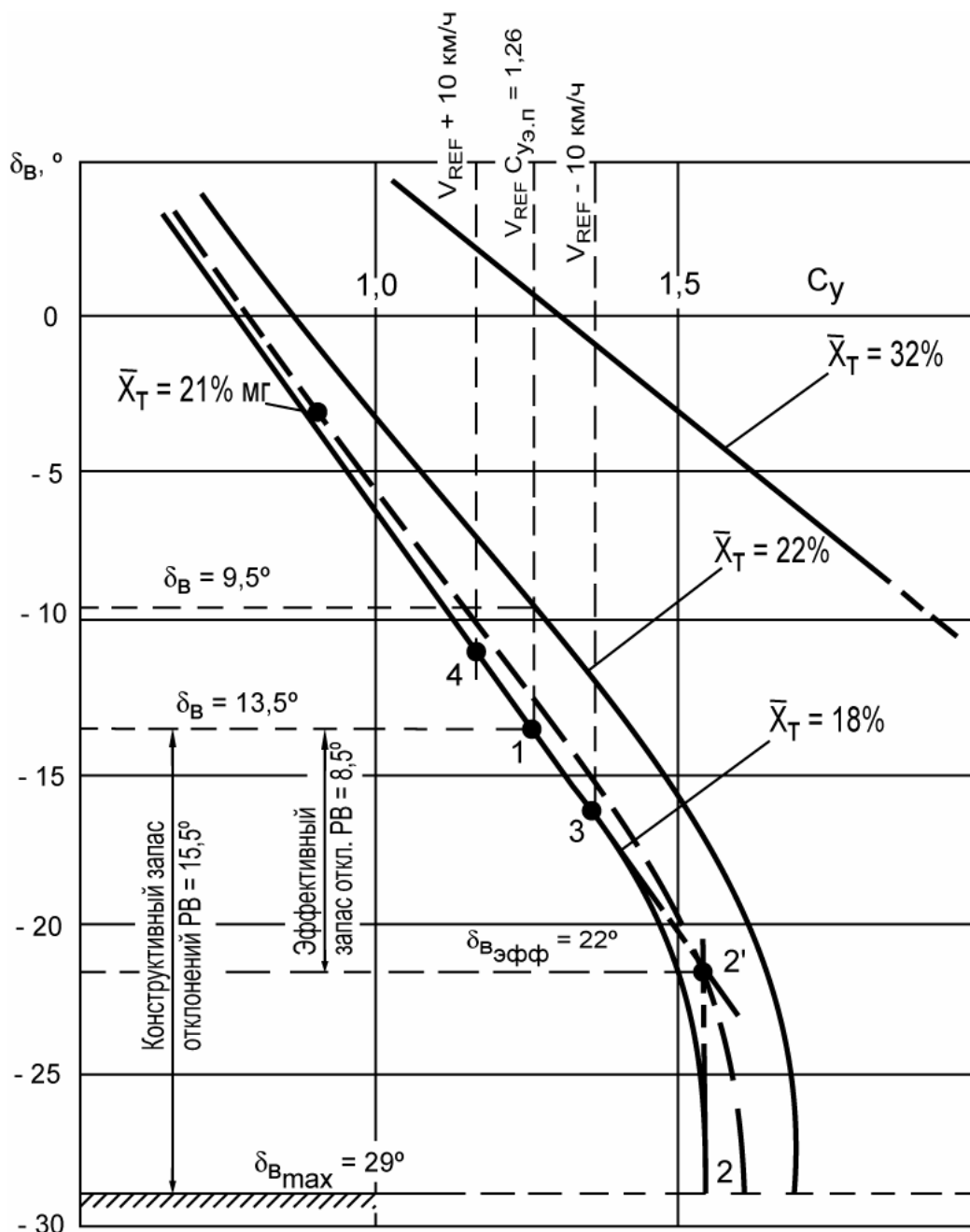


Рис. 11. Балансировочные отклонения РВ в зависимости от коэффициента подъемной силы;  $\delta_3 = 45^\circ$ ;  $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ; режим работы двигателей — потребный для снижения по глиссаде.

полета нужно отклонить РВ вверх (на кабрирование) и наоборот.

При снижении по глиссаде при ранее установленной предельно передней центровке 18 % САХ на расчетной для посадочной массы 80 т скорости захода на посадку  $V_{REF} = 270$  км/ч, что соответствует коэффициенту подъемной силы  $C_y = 1,263$ , балансировочное положение РВ достигает  $-13,5^\circ$  (точка 1 на рис. 11), т. е. практически РВ уже отклонен вверх (на кабрирование) наполовину своего максимального конструктивного отклонения:

$$\delta_{B_{max}} = -29^\circ \text{ (точка 2).}$$

Таким образом, запас отклонения РВ, который может быть использован для создания перегрузки  $p_y$  необходимой для соответствующего искривления траектории полета, например, при исправлении отклонений от глиссады, выполнении выравнивания и ухода на 2-й круг, составляет  $29^\circ - 13,5^\circ = 15,5^\circ$ .

Как видно из рисунка, начиная с отклонения РВ вверх примерно на  $18^\circ$  и при больших углах нарушается линейная зависимость между отклонением РВ и коэффициентом подъемной силы  $C_y$  и РВ частично теряет свою эффективность. Для того чтобы оценить эту потерю эффективности, продолжим линейный участок балансировочной кривой до значения  $C_y$  которое

может быть достигнуто при максимальном конструктивном отклонении РВ на  $29^\circ$ , т. е. до значения  $C_{Y\delta_{\text{вmax}}} \approx 1,55$  (на рис. 11 показано пунктиром). Точка пересечения 2 будет соответствовать балансирующему отклонению РВ —  $22^\circ$ , которое и будет определять максимальное эффективное отклонение РВ.

Действительно, в обоих случаях при исходном режиме снижения по глиссаде на расчетной скорости может быть реализована одна и та же величина перегрузки, характеризующая эффективность РВ. Эта перегрузка может быть оценена величиной

$$\eta_y = (C_{Y\delta_{\text{вmax}}} - C_{Y_{\text{зах}}}) = 1,550/1,262 \approx 1,227$$

Таким образом, по эффективности имеющейся конструктивный запас отклонения РВ при центровке 18 % САХ, равной  $15,5^\circ$ , равнозначен запасу всего  $22^\circ - 13,5^\circ = 8,5^\circ$  эффективности РВ. Этот запас может еще уменьшиться при уменьшении скорости полета по сравнению с расчетной для данной посадочной массы самолета. Так, при уменьшении скорости на 10 км/ч ( $V_{\text{REF}} - 10$  км/ч,  $C_y = 1,36$ ) балансирующее отклонение РВ возрастает на  $2,5^\circ$ , на ту же величину уменьшается и эффективность запаса отклонения РВ (точка 3 на рис. 11) и, наоборот, увеличение скорости захода на 10 км/ч ( $V_{\text{REF}} + 10$  км/ч,  $C_y = 1,16$ ) приводит к увеличению эффективности запаса РВ на те же  $2,5^\circ$  (точка 4 на рис. 11).

Влияние уменьшения скорости может проявиться и при заходе на посадку в случае неучтенного увеличения посадочной массы самолета при сохранении расчетной скорости. Так, неучтенное завышение посадочной массы на 3 т, требующее увеличения  $V_{\text{REF}}$  на 5 км/ч, при сохранении исходной скорости полета приведет к уменьшению эффективности запаса РВ на  $1,5^\circ$ .

Необходимо отметить, что уменьшение эффективности РВ при углах отклонения  $18^\circ$  и более ощущается пилотом как неоднозначная реакция самолета на отклонение штурвала:

нормальная реакция при отдаче штурвала от себя из балансирующего положения РВ, близкого к  $18^\circ$ ;

замедленная реакция, «вялость» самолета при том же отклонении штурвала на себя.

Как уже было отмечено, в полете на ранее установленной предельно передней центровке 18 % САХ может быть получена перегрузка  $\eta_y \approx 1,227$ . Перегрузка, выводящая самолет на сваливание при заходе на посадку на скорости, превышающей скорость сваливания на 30% ( $V_{\text{REF}} = 1,3V_s$ ), равна

$$\eta_y = (V_{\text{REF}}/V_s)^2 = 1,3^2 = 1,69.$$

Однако, как это видно из рис. 11, на передних центровках самолет Ту-154 не может быть выведен пилотом на сваливание ( $C_{Y_{\text{max}}} = 2,15$  при  $\delta_3 = 45^\circ$ ), так как РВ достигает конструктивного упора —  $29^\circ$  при значительно меньших значениях  $C_y$ .

Во всех случаях должен быть обеспечен минимальный запас продольной управляемости самолета, предусматривающий достаточность хода и эффективности РВ при отклонении штурвала на себя для выполнения маневра с определенной перегрузкой. Эта перегрузка должна соответствовать достижению самолетом  $\alpha_{\text{доп}}$  (для самолета Ту-154  $\alpha_{\text{доп}} = 11,5^\circ$  и соответствующий  $C_{Y_{\text{доп}}} = 1,69$ ) на скорости полета  $V_{\text{REF}}$ .

Для самолета Ту-154 это значение перегрузки, определяющее возможное изменение кривизны траектории полета, при установленной РЛЭ скорости захода на посадку ( $C_y = 1,263$ ) составляет

$$\eta_{y_{\text{расп}}} = \eta_{Y_{\text{доп}}} = C_{Y_{\text{доп}}}/C_{Y_{3.п.}} = 1,69/1,263 \quad (13)$$

На рис. 12 представлены располагаемые перегрузки самолета в зависимости от центровки при снижении по глиссаде с закрылками  $\delta_3 = 45^\circ$  и стабилизатором  $\varphi_{\text{ст}} = -5,5^\circ$ .

Особенностью самолета Ту-154 является также довольно сильное влияние режима работы двигателей на продольную балансировку самолета. Уменьшение режима двигателей приводит к появлению значительного пикирующего момента, для парирования которого необходимо дополнительное отклонение РВ вверх (на кабрирование) и, наоборот, увеличение режима работы двигателей приводит к появлению кабрирующего момента, для парирования которого необходимо дополнительное отклонение РВ вниз. Если при снижении по стандартной глиссаде на режиме работы двигателей, соответствующем  $n_{\text{вдх}} = 80-85\%$ , балансирующее отклонение РВ при центровке 18% САХ составляет  $13,5^\circ$ , то при уборке РУД на малый газ оно увеличивается на  $3^\circ$  и достигает —  $16,5^\circ$ , а при переводе двигателей на взлетный режим — уменьшается на  $2^\circ$ .

Таким образом, общая перебалансировка по РВ при уборке РУД со взлетного режима на малый газ достигает  $5^\circ$ , что видно на рис. 13, где представлены зависимости балансирующего отклонения РВ от центровки самолета для трех режимов работы двигателей: взлетного, потребного для снижения по глиссаде, малого газа. В среднем можно считать, что уменьшение

оборотов двигателей на каждые 10% по сравнению с режимом, потребным для снижения по глиссаде,

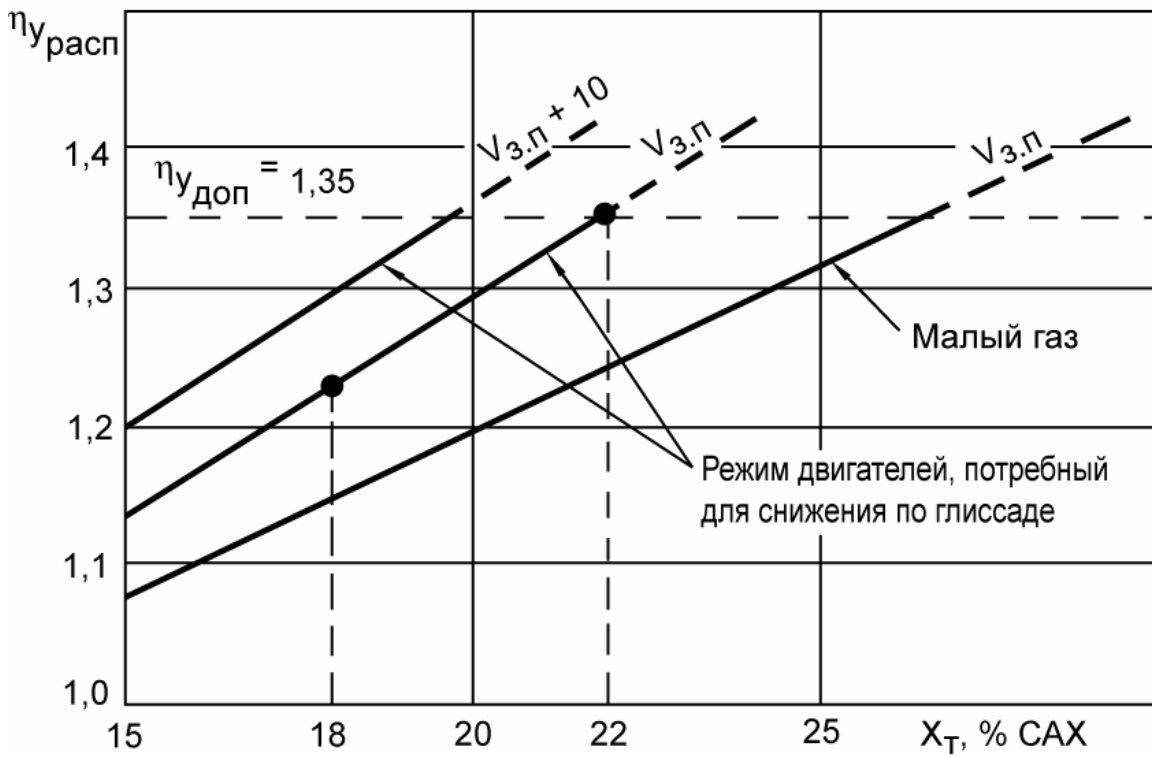


Рис. 12. Располагаемые перегрузки при снижении по глиссаде в зависимости от центровки самолета:  $\delta_3 = 45^\circ$ ;  $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ;  $V_{REF} = 270$  км/ч;  $C_y = 1,26$

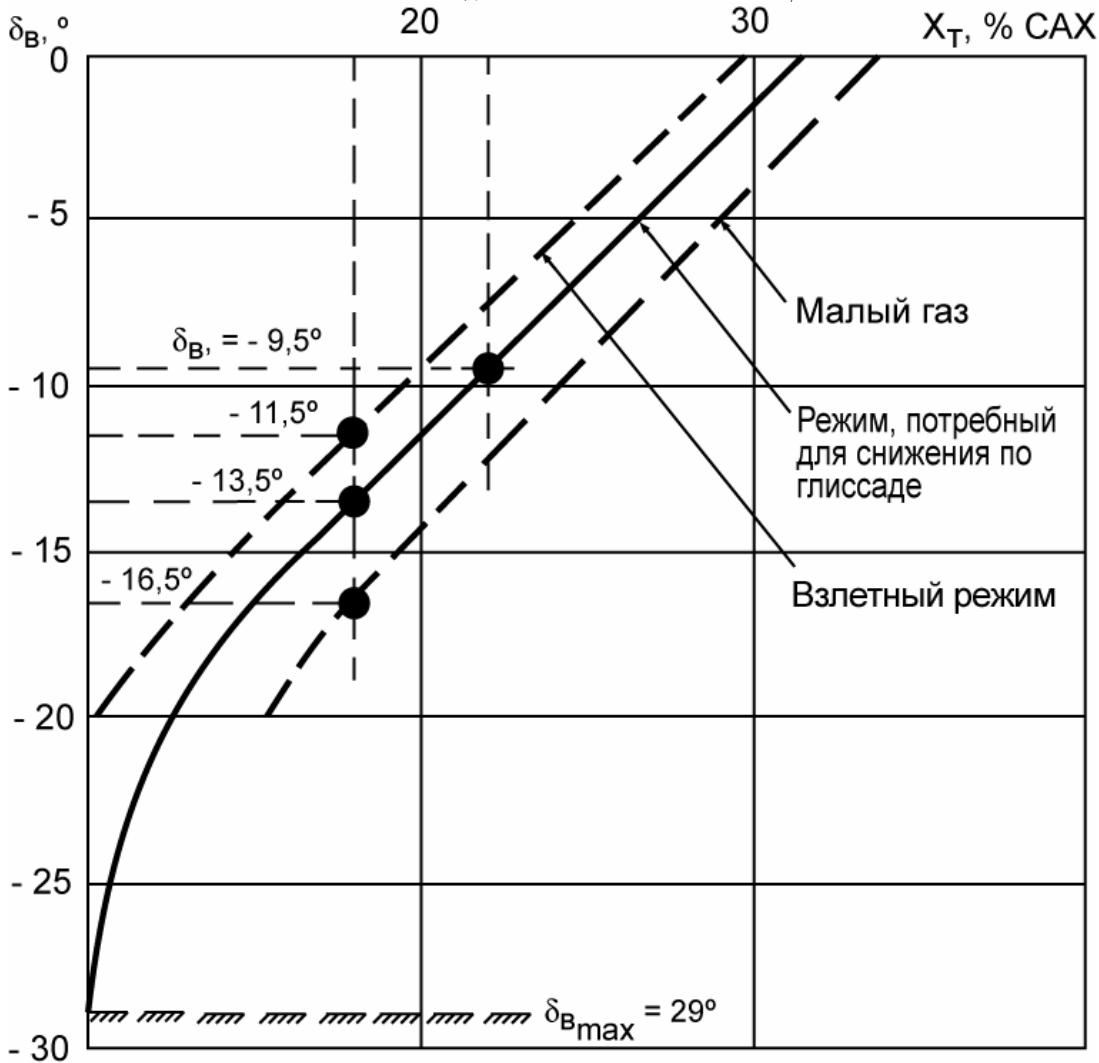


Рис. 13. Балансировочные отклонения РВ в зависимости от центровки самолета:  $\delta_3 = 45^\circ$ ;  $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ;  $m = 80$  т;  $V_{REF} = 270$  км/ч;  $C_y = 1,263$



увеличивает балансирующее отклонение РВ на кабрирование на  $1^\circ$ . На эту же величину уменьшается и эффективность запаса РВ. Располагаемая перегрузка уменьшается при этом на  $\Delta\eta_v = 0,02$ .

Если рассмотреть влияние всех указанных факторов на продольную управляемость самолета, важнейшими показателями которой для режима захода на посадку являются эффективность запаса отклонения РВ на кабрирование и соответствующее ему значение располагаемой перегрузки, то получим следующие данные (табл. 7).

Т а б л и ц а 7

Влияние различных факторов на величину запаса РВ и располагаемой перегрузки при заходе на посадку

№ п/п	Факторы, влияющие на величину запаса РВ и располагаемой перегрузки	Уменьшение запаса РВ, град	Уменьшение располагаемой перегрузки
1	Уменьшение $V_{з.п.}$ на 10 км/ч	3,0	0,08
	на 15 км/ч	4,0	0,12
2	Неуточненное увеличение $t_{пос.}$ (при сохранении расчетной скорости): на 1 т	0,5	0,01
		на 2 т	1,0
3	Неучтенный сдвиг центровки вперед: на 2%	2,0	0,05
		на 3%	3,0
4	Уменьшение режима работы двигателей (по оборотам): на 10 %	1,0	0,02
		на 20 %	2,0
	Итого	6,5—10,0	0,16—0,27

При неблагоприятном сочетании этих факторов (что имело место в указанном случае с самолетом Ту-154) существует определенная вероятность значительного уменьшения запаса эффективности РВ (на  $6—10^\circ$ ) вплоть до практически полной его утраты, а следовательно — и маневренных возможностей самолета при заходе на посадку.

Таким образом, характерной особенностью продольной управляемости самолета Ту-154 является то, что при центровках, приближающихся к предельно передним или меньшим на 1—2 %, и потере скорости даже на 10 км/ч может создаваться аварийная ситуация, которая при сочетании неблагоприятных факторов (сдвиг ветра, турбулентность, работа двигателей на пониженном режиме, увеличенная вертикальная скорость и т. п.) может привести к авиационному происшествию. При указанных центровках самолет вяло реагирует на отклонения РВ вверх, а приращение перегрузки может достигать малой величины ( $\Delta\eta_v = +0,03$ ), что явно недостаточно как для быстрого возвращения на глиссаду, так и для ухода на 2-й круг.

Наиболее оптимальной с точки зрения устойчивости и управляемости самолета Ту-154, а также экономии авиатоплива необходимо признать центровку 27—28 % САХ.

В настоящее время разработаны изменения в РЛЭ самолета, введение которых обеспечивает сохранение достаточной продольной управляемости самолета при заходе на посадку при одновременном воздействии ряда неблагоприятных факторов. В этих целях допустимая граница балансирующего отклонения РВ вверх по прибору УПС ограничивается величиной —  $10^\circ$  (вместо —  $16^\circ$ , как это было ранее). Вторая граница балансирующего отклонения РВ, как и прежде, соответствует —  $3^\circ$  и должна обеспечивать необходимый запас отклонения РВ от себя при уходе на 2-й круг, особенно на случай заклинивания стабилизатора или задержки в его перестановке при уборке закрылков.

Установлена предельно передняя центровка на взлете 22 % САХ и предельно передняя центровка на посадке с остатком топлива 6 т в первом и третьем баках 21 % САХ. При посадке с остатком топлива менее 6 т необходимо выдерживать скорость захода, соответствующую посадочной массе самолета с остатком топлива 6 т.

При центровке 21 % САХ балансирующее положение РВ при заходе на посадку ( $\delta_3 = 45^\circ$ ,  $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ) на установленной скорости  $V_{REF}$  будет равно  $\delta_b = -9,5^\circ$ , а на  $V_{REF} + 10$  км/ч  $\delta_b = -7,5^\circ$  (см. рис. 11), что обеспечит эффективность запаса РВ в пределах  $12—14^\circ$  и располагаемую

перегрузку  $\eta_{\text{пр}}$  — достаточную для вывода самолета на  $\alpha_{\text{доп}}$  (см. рис. 12).

Рекомендации МГА об изменении предельно допустимой центровки на посадке до 21 % САХ обеспечивают оптимальную устойчивость и управляемость самолета при заходе на посадку и посадке.

Фактическая центровка 20% САХ (такая центровка возможна в летной практике) и одновременное увеличение скорости захода на посадку на 10 км/ч (отклонение РВ уменьшится на  $2,5^\circ$ ), что практически эквивалентно центровке 21 % САХ, приводит к следующему:

как видно из рис. 13, при центровке 20 % САХ даже на режиме малого газа при полном отклонении РВ вверх самолет может быть выведен на  $C_v = 1,62$ ;

увеличение скорости захода на посадку на 10 км/ч по сравнению с рекомендацией РЛЭ соответствует  $C_v = 1,16$ ;

при центровке  $x_T = 20$  % САХ и выдерживании скоростей захода на посадку больше на 10 км/ч будет обеспечена возможность создания перегрузки  $\eta_v = 1,62/1,16 = 1,4$ , которая обеспечивает уменьшение вертикальной скорости снижения на  $\Delta V_v = (n_v - 1)g = (1,4 - 1) \times 9,81 = 3,9$  м/с за каждую секунду;

увеличение скорости захода на посадку на 10 км/ч приводит к увеличению посадочной дистанции примерно на 8 % по сравнению с определенной по графикам РЛЭ.

Рассмотренного для примера авиационного происшествия при фактической центровке около 17 % можно было бы избежать при выдерживании скорости захода на посадку  $V_{\text{REF}} + 10$  км/ч = 280 км/ч, так как в данных условиях при полностью отклоненном РВ обеспечивалась перегрузка  $\eta_v = 1,41/1,16 = 1,21$ , что могло уменьшить вертикальную скорость  $\Delta V_v$  на 2 м/с за каждую секунду.

На основании изложенного и по данным летных испытаний на самолете Ту-154 в ГосНИИ ГА, материалам исследований летному составу необходимо обращать особое внимание на положение колонки штурвала и РВ по прибору УПС на взлете, в полете, перед выпуском шасси и закрылков, на глиссаде для информации о центровке самолета и принятия корректирующих мер.

На глиссаде при положении РВ свыше  $10\text{—}12^\circ$ , что показывает на предельно переднюю или более центровку, необходимо:

увеличить скорость захода на  $10\text{—}15$  км/ч, учитывая увеличение посадочной дистанции и состояние ВПП;

по возможности изменить центровку самолета в сторону более задней пересадкой пассажиров;

если принятыми мерами положение РВ не уменьшилось (более  $10^\circ$ ), выполнить уход на 2-й круг и произвести посадку с закрылками, выпущенными на  $28^\circ$ , и положением стабилизатора  $\varphi_{\text{ст}} = -5,5^\circ$  по УПС.

## 5.4. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА НА КОНЕЧНОМ ЭТАПЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

### 5.4.1. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

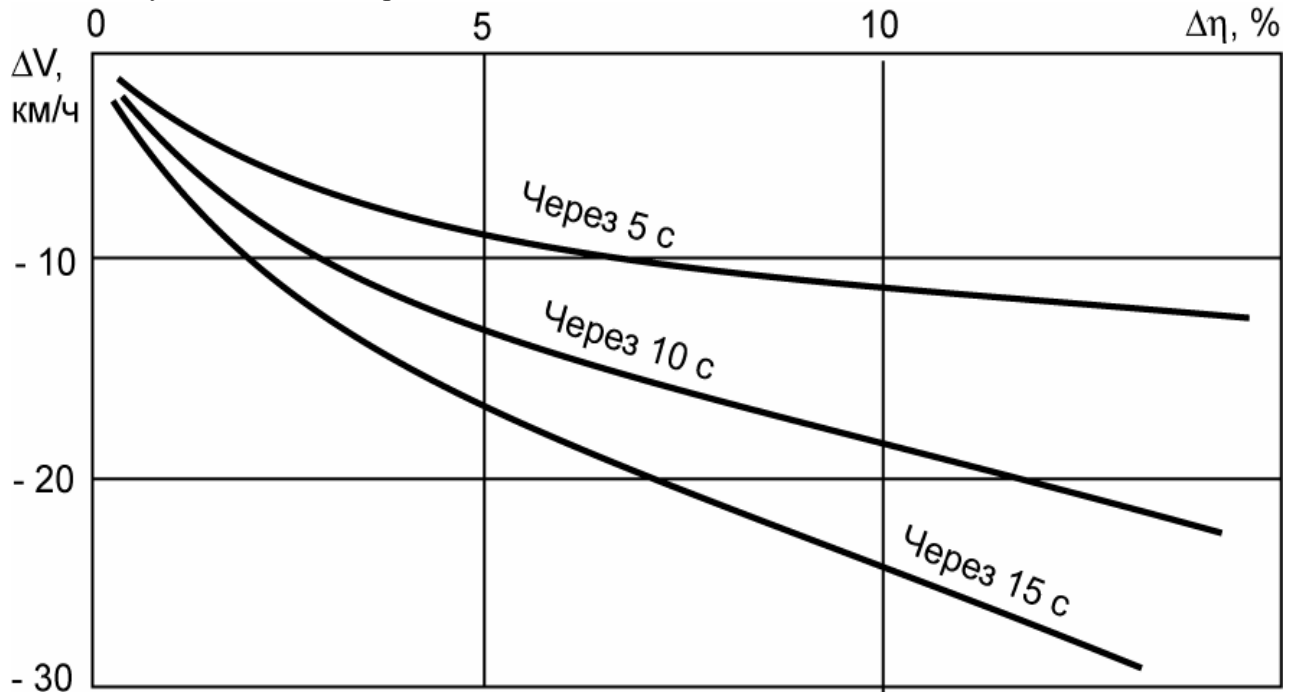
Как известно, принцип управления самолетом в продольном движении при заходе на посадку состоит в том, что траектория полета выдерживается РВ, а скорость полета — режимом работы двигателей. Так как снижение по глиссаде осуществляется на постоянной скорости, то при входе в глиссаду или при увеличении вертикальной скорости снижения для выдерживания постоянной скорости полета необходимо уменьшить режим работы двигателей.

При ручном управлении скорость на глиссаде согласно РЛЭ рекомендуется выдерживать небольшими отклонениями РУД в пределах  $\pm 5$  % по оборотам, своевременно реагируя на начало изменения скорости. При дросселировании на 10 % и более скорость самолета в посадочной конфигурации быстро падает (рис. 14), поэтому при необходимости существенного уменьшения скорости требуется повышенное внимание пилотов к выдерживанию режима снижения во избежание опасной потери скорости [РЛЭ, п. 4.2.11(9)].

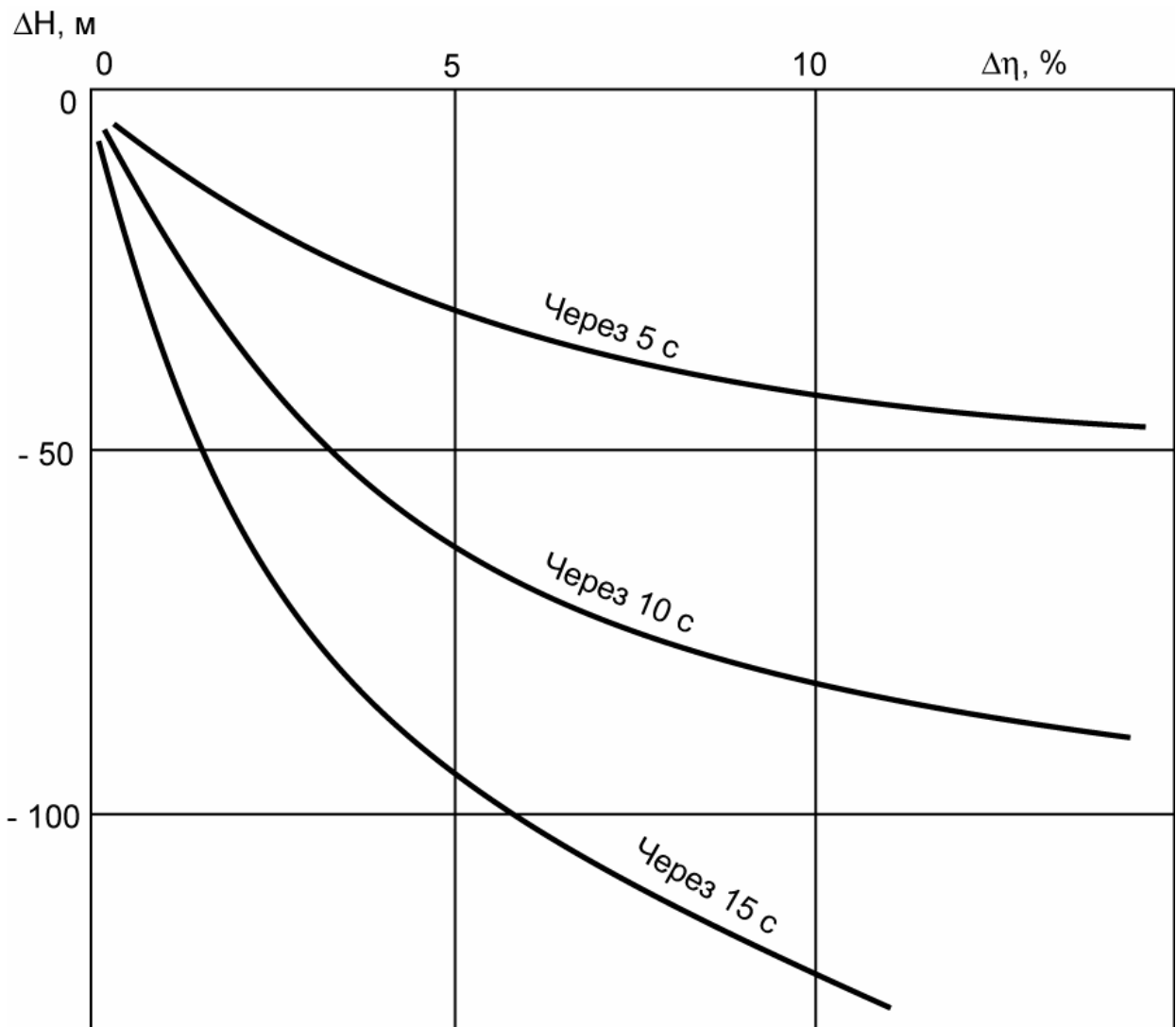
На рис. 15 схематически показана, потеря высоты относительно глиссады при различном дросселировании двигателей при условии сохранения постоянной скорости захода на посадку.

Из рис. 14 и 15 следует, что запаздывание с увеличением режима работы двигателей в 5, 10 и 15 с влечет за собой падение скорости полета до 30 км/ч и нарастающую просадку самолета,

исчисляемую десятками метров.



**Рис. 14.** Потеря скорости при дросселировании двигателей на глиссаде;  
 $V_{\text{ПРисх}} = 260$  км/ч;  $\delta_3 = 45^\circ$ ; шасси выпущено;  $\theta_{\text{гд}} = \text{const}$



**Рис. 15.** Потеря высоты при дросселировании двигателей на глиссаде:  
 $V_{\text{пр}} = 260$  км/ч = const;  $\delta_3 = 45^\circ$ ; шасси выпущено

При использовании автомата тяги в режиме автоматического захода на посадку обеспечивается стабилизация скорости с точностью  $\pm 10$  км/ч. При этом обеспечивается вход в глиссаду с вертикальной скоростью до 6—8 м/с, а установившаяся вертикальная скорость на глиссаде не превышает 6 м/с. Увеличение вертикальной скорости при нарушении режима снижения приводит к уменьшению режима работы двигателей для выдерживания заданной скорости полета. Так, увеличение вертикальной скорости снижения с —3,5 до —8 м/с вызывает уменьшение оборотов двигателей на 10—15 %.

В настоящее время запрещено использование автомата тяги в режиме штурвального управления, в том числе и на высотах ниже ВПП при автоматическом заходе, а также в директорном режиме захода на посадку, что вызвано возможными ошибками в пилотировании, приводящими к увеличению вертикальных скоростей снижения, и, как следствие, к значительному снижению оборотов двигателей.

Несмотря на то, что самолеты Ту-154 оснащены современной системой автоматического управления АБСУ-154-2, предназначенной для обеспечения характеристик устойчивости и управляемости самолета, а также автоматизации режимов маршрутного полета и захода на посадку по минимумам I и II категории, эксплуатация самолетов Ту-154 с АБСУ-154-2 в течение ряда лет показала, что система обеспечивает выдерживание заданных параметров полета при ее использовании в соответствии с РЛЭ, однако в отдельных заходах на посадку в автоматическом и директорном режимах вертикальные скорости при вписывании в глиссаду превышают ограничения, предусмотренные РЛЭ (не более 7 м/с).

Как правило, началу снижения по глиссаде предшествует полет на высоте круга (схемы захода на посадку). Обычно полет выполняется в режиме стабилизации высоты. В соответствии с РЛЭ, до входа в глиссаду производится довыпуск закрылков на  $45^\circ$ , при этом имеет место увеличение высоты. Кроме того, изменяется режим работы двигателей. Устранение «вспухания» самолета при выпуске механизации в режиме стабилизации высоты системой АБСУ-154-2 осуществляется автоматически.

Автоматический захват глиссады происходит после прохождения самолета через равносигнальную зону глиссады, когда планка положения глиссады на приборе ПНП пересекла центр силуэта самолета. Для быстрого вписывания в глиссаду в момент захвата глиссады автоматически подается формирующий сигнал по тангажу на пикирование, который плавно уменьшается, по мере приближения к глиссаде.

Если выпуск закрылков на  $45^\circ$  выполнен за 2—3 км до входа в глиссаду, как предусмотрено РЛЭ, переходные процессы по скорости и высоте полностью заканчиваются к моменту захвата глиссады. На рис. 16 в качестве примера приведена траектория такого захода на посадку.

При позднем выпуске закрылков, т. е. менее чем за 2—3 км до входа в глиссаду, переходные процессы по скорости и высоте не заканчиваются до момента захвата глиссады, что приводит к увеличению отклонения от равносигнальной зоны глиссады, более крутому снижению на участке входа в глиссаду, а следовательно, к увеличению вертикальной скорости снижения. Траектория такого захода приведена на рис. 17.

Для оценки вертикальных скоростей при вписывании в глиссаду был проведен анализ записей МСРП-64 в режимах автоматического и директорного захода на посадку самолетов Ту-154 на аэродромах гражданской авиации, имеющих угол наклона глиссады от  $2^\circ 30'$  до  $3^\circ 20'$ . Из анализа материалов следует, что при выполнении рекомендаций РЛЭ при автоматическом захвате глиссады вертикальные скорости снижения до момента выхода на равносигнальную зону глиссады (к моменту пролета ДПРМ или к высоте 250 м, но не менее) не превышают 6 м/с на аэродромах с углом наклона глиссады менее  $3^\circ$  и 8 м/с на аэродромах с углом наклона глиссады более  $3^\circ$ . Указанные особенности нашли отражение в РЛЭ.

При нарушении рекомендаций РЛЭ (поздний выпуск закрылков, задание скорости в момент входа в глиссаду) вертикальные скорости снижения самолета до момента выхода на равносигнальную зону глиссады могут превышать указанные значения. В таком случае необходимо отключить автоматический режим захода на посадку или прекратить пилотирование по командным стрелкам и перейти на штурвальное управление.

Поскольку этап снижения по глиссаде является ответственным процессом, определяющим качество расчета на посадку и посадки по всем параметрам, очень важно выдержать прямолинейность траектории полета по курсу и глиссаде, так как криволинейные (по вертикали) и

боковые маневры требуют высокого мастерства управления самолетом по всем четырем каналам (скорость, крен, тангаж, курс).

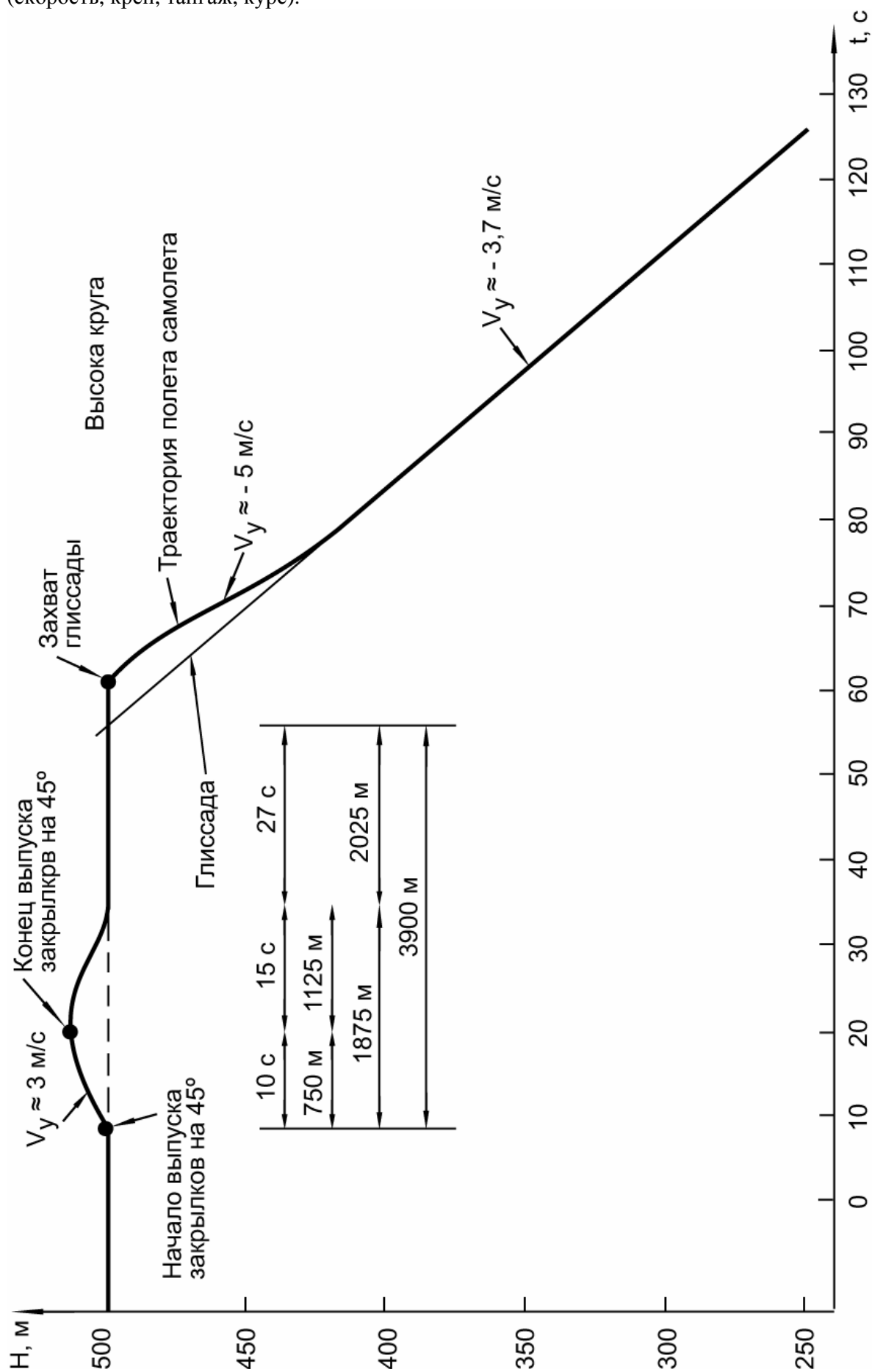


Рис. 16. Траектория захода на посадку с довыпуском закрылков в соответствии с РЛЭ (за 2—3 км до входа в глиссаду)

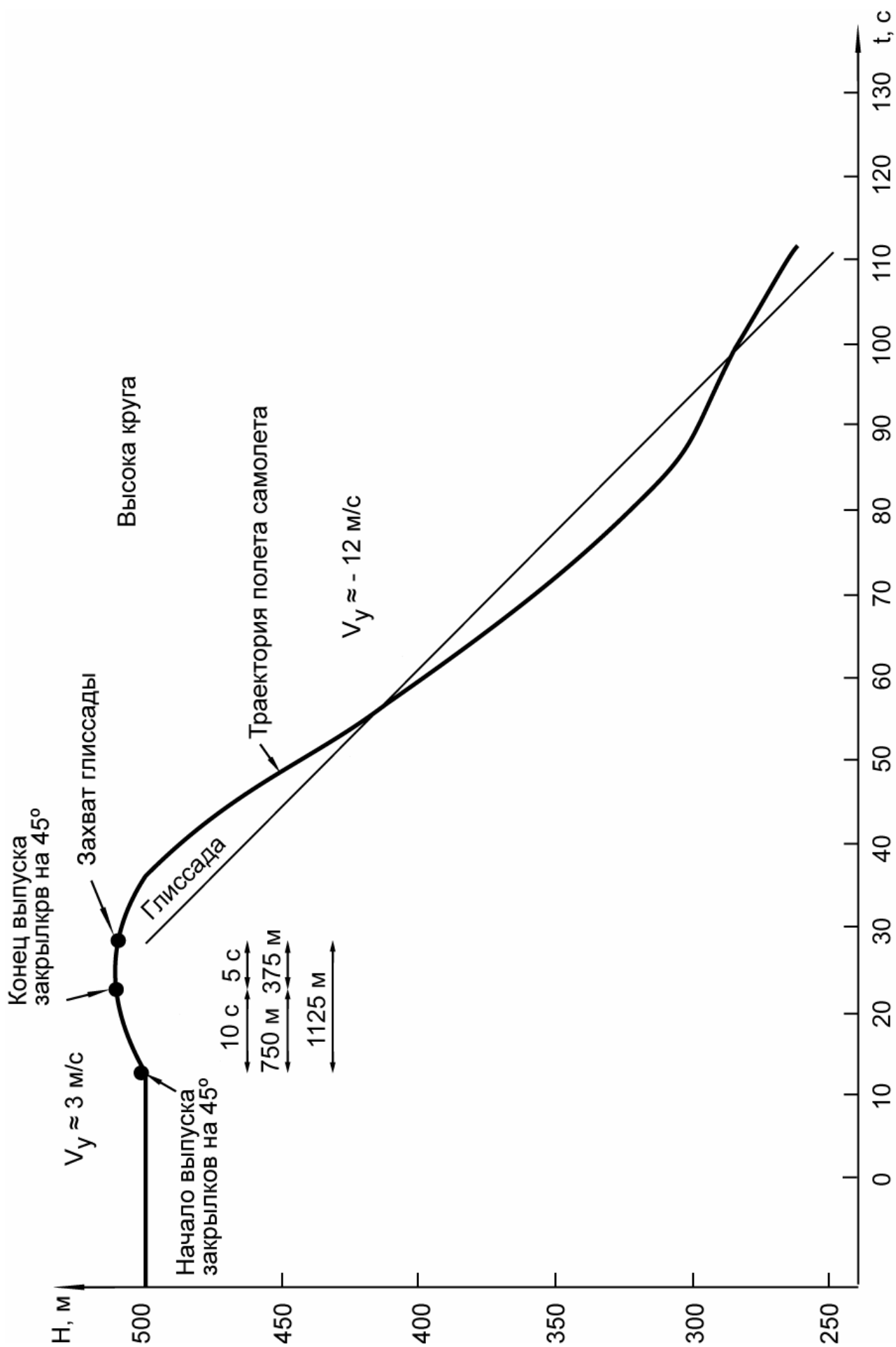


Рис. 17. Траектория захода на посадку с поздним выпуском закрылков

Единственно приемлемым следует признать сбалансированный по всем четырем каналам установившийся полет, который обеспечивает движение самолета по курсу и глиссаде с неизменными углами  $\theta$ ,  $\psi = \text{const}$  и величиной вектора скорости  $V = \text{const}$ .

Установившийся сбалансированный прямолинейный полет на постоянной скорости является оптимальным режимом при любом способе захода на посадку.

Аэродинамически устойчивый самолет всегда стремится сохранить установившееся прямолинейное движение. Роль пилота на этапе захода на посадку сводится к заданию требуемого режима полета, контролю параметров и своевременным корректирующим воздействием на возмущение.

Для правильной балансировки продольного канала еще до входа в глиссаду следует установить рекомендуемую скорость захода на посадку  $V_{\text{REF}}$  и с помощью МЭТ (триммера) снять усилия на штурвале. Это обеспечит тенденцию самолета сохранить необходимый угол атаки ее, баланс вертикальных сил и прямолинейность траектории полета на заданной скорости.

На самолете Ту-154 следует учитывать его особенность — сильное влияние режима работы двигателей на продольную балансировку. Уменьшение режима работы двигателей приводит к появлению пикирующего момента и искривлению траектории полета вниз, что следует своевременно корректировать колонкой штурвала и с помощью МЭТ (триммера) на кабрирование.

При отсутствии сдвига ветра выбранный режим работы двигателей следует стремиться сохранить неизменным вплоть до выравнивания. Это позволит стабилизировать скорость и сохранить прямолинейность движения по продолженной глиссаде с требуемой точностью.

Как положительный фактор следует отметить траекторную устойчивость сбалансированного полета на постоянном режиме работы двигателей. Случайные отклонения по вертикальной скорости, возникающие как от атмосферных порывов, так и от бесконтрольных движений штурвалом, самолет устраняет самостоятельно за счет изменения скорости: при увеличении скорости вследствие разгона, при уменьшении вследствие торможения.

При неизменном положении РВ изменение числа оборотов на 10% приводит к изменению вертикальной скорости до 5 м/с. Поэтому резкая уборка РУД на 10 % и более вблизи земли опасна, особенно с предельно передними центровками на заниженных скоростях при выходе стрелки положения РВ прибора УПС за пределы  $10^\circ$  вверх.

Если режим работы двигателей выбран правильно, то при неизменном сбалансированном пат ожене и РВ внешние силы и моменты уравновешены и самолет летит прямолинейно без изменения скорости полета и вертикальной скорости.

При воздействии случайных возмущений (сдвиг ветра) вследствие дисбаланса сил и моментов траектория искривляется. При этом в первую очередь изменяется тангаж и вертикальная скорость, а вслед за этим более медленно — скорость полета.

Неизменное положение РУД обеспечивает стабильный наклон траектории полета самолета, что очень важно для обеспечения безопасности. При этом случайное увеличение вертикальной скорости снижения ( $\Delta V_y \simeq 2$  м/с) автоматически компенсируется приростом скорости (с темпом  $\Delta V \simeq 1$  км/ч за секунду), который вызывает увеличение подъемной силы и искривление траектории вверх без вмешательства пилота. В результате самолет самостоятельно стремится вернуться на исходную прямолинейную траекторию полета без потери скорости и высоты относительно линии глиссады.

Если режим работы двигателей выбран неправильно, например, занижен, то самолет начинает тормозиться на глиссаде (при активном управлении РВ), либо снижаться ниже глиссады (при сохранении скорости полета).

В первом случае требуется повышенное внимание пилота, который в конечном счете вынужден будет увеличить режим работы двигателей из-за потери скорости. Во втором случае разовьется повышенная вертикальная скорость снижения, которая может быть обнаружена с запозданием (вследствие инертности вариометра, при полете в болтанку, ночью и при других усложняющих полет условиях). Тогда придется энергично увеличивать режим работы двигателей с одновременным взятием штурвала на себя, чтобы восстановить траекторию, а после вписаться в глиссаду и вновь корректировать скорость полета изменением режима работы двигателей. Подобные действия требуют дополнительного времени и значительно усложняют пилотирование. Поэтому вблизи ВПП применять указанные действия трудно, а в сложных условиях, особенно при передней центровке, опасно. По этой причине на малых высотах следует избегать уменьшения оборотов двигателей более чем на 3—5 %, если не наблюдается одновременной тенденции возрастания воздушной скорости и искривления траектории вверх.

Таким образом, при выдерживании заданной скорости полета следует всегда помнить о вертикальной скорости снижения и о положении относительно глissады. Если, например, самолет отклонился от стандартной глissады вверх на 20 м, при этом скорость соответственно уменьшилась на  $\Delta V = 10$  км/ч от исходной величины, то, не изменяя режима работы двигателей, можно вписаться в глissаду плавным отклонением РВ, не выходя за ограничения вертикальной скорости  $V_y \leq 5-6$  м/с.

При вертикальном маневрировании на стандартной глissаде необходимо увеличить режим работы двигателей, если:

снижение происходит с вертикальной скоростью более 4 м/с (расчетная  $V_y = -3,5$  м/с), а скорость не возрастает;

при отклонении от глissады вверх до 20 м скорость уменьшилась более чем на 10 км/ч;

при «уходе» под глissаду скорость не возрастает;

требуется экстренно уменьшить вертикальную скорость на величину  $\Delta V_y > 2$  м/с без потери скорости полета (вывод из снижения с повышенной вертикальной скоростью, уход на 2-й круг);

перед маневром на кабрирование балансировочное положение РВ вверх превышает  $10^\circ$  по УПС.

Торможение скорости за счет снижения тяги двигателей следует производить путем незначительных изменений частоты вращения двигателей и лишь тогда, когда имеется явная тенденция возрастания скорости, не связанная со снижением ниже глissады. В этом случае необходимо РВ выдерживать постоянную вертикальную скорость снижения, чтобы не допустить развития траекторной неустойчивости, которая может появляться на самолете Ту-154, когда скорость полета выдерживается лишь изменением режима работы двигателей (РУД) и изменение вертикальной скорости не компенсируется отклонением штурвала. Это вызвано тем, что из-за уменьшения тяги двигателей при подборе оборотов и неизменном положении колонки штурвала появляется пикирующий момент, который вызывает искривление траектории вниз и последующий разгон самолета.

Следует помнить, что самолет Ту-154, по сравнению с самолетами других типов, при резкой уборке РУД на значительную величину (более 5 %) имеет тенденцию более интенсивно снижаться ниже глissады, а при увеличении режима работы двигателей искривлять траекторию вверх с некоторым торможением, если не уменьшить прирост вертикальной скорости. При этом реакция на уборку газа более ощутима, чем на увеличение тяги.

При исправлении вертикальных отклонений от глissады следует учитывать запаздывание показаний вариометра и не допускать отклонений от заданной скорости снижения более чем на  $\Delta V_y = \pm 1$  м/с.

При полете с передними центровками в беспокойной атмосфере, когда стрелка РВ прибора УПС колеблется за пределами  $10-12^\circ$ , эффективный запас РВ может становиться меньше  $10^\circ$ , а располагаемая перегрузка — менее 1,25. Тогда вертикальная скорость снижения должна выдерживаться с повышенной точностью, не выходя за пределы 4—5 м/с, а скорость захода, режим работы двигателей и центровка — обеспечивать достаточную управляемость.

Остановимся на этом более подробно. Как уже отмечалось, эффективный запас РВ на кабрирование меньше геометрического, равного  $\delta_b = -29^\circ$  и составляет  $\delta_{Вэф} = -22^\circ$ . Поэтому при вертикальных маневрах максимальная перегрузка больше единицы создается отклонением РВ от балансировочного положения пропорционально запасу РВ от эффективного значения  $\delta_{Вэф} = -22^\circ$ .

Как видно из графиков на рис. 12 максимальная располагаемая перегрузка зависит от центровки, скорости полета по глissаде и режима работы двигателей. Чем меньше скорость, частота вращения двигателей и более передняя центровка, тем меньше запас по перегрузке  $\Delta \eta_y = \eta_y - 1$ . Например, при центровке  $X_T = 19\%$  САХ на режиме захода по стандартной глissаде с рекомендованной РЛЭ скоростью он составляет  $\Delta \eta_y \approx 0,25$ . Этому режиму соответствует балансировочное положение РВ  $\delta_{Вэф} = -12^\circ$  (вверх).

Отклонением колонки штурвала на себя до упора расходуется эффективный запас  $\Delta \delta_{Вэф} = \delta_{Вэф} - \delta_{Вбал} = 22^\circ - 12^\circ = 10^\circ$ , который и создает указанное приращение перегрузки  $\Delta \eta_y = 0,25$ .

Ошибки по центровке, скорости и управлению РУД могут полностью поглотить этот запас. Так, уборка РУД на малый газ (даже кратковременно в течение 3—5 с) в сочетании с потерей скорости на  $\Delta V = -20$  км/ч или полет с погрешностью в центровке  $\Delta X_T = -3\%$  САХ в сторону более передней, чем указано в центровочном графике, при колебаниях скорости в условиях турбулентной атмосферы до  $\Delta V = -20$  км/ч, наконец, полет с реальными в практике



погрешностями по центровке  $\Delta X_T = -2\%$  САХ и скорости  $\Delta V = -15$  км/ч при небрежном управлении РУД с уменьшением оборотов до  $\Delta n_{вд} = -20\%$  — все эти неблагоприятные комбинации могут приводить практически к полной потере продольной управляемости на кабрирование. А если учесть, что при отклонении РВ перегрузка, необходимая для искривления траектории, нарастает не сразу, то становится ясной роль своевременных правильных действий пилота по выводу самолета из снижения в условиях дефицита времени и высоты.

При правильном пилотировании обеспечивается достаточная управляемость самолета Ту-154 по продольному каналу для выполнения надежного захода на посадку, ухода на 2-й круг и завершения посадки в соответствии с РЛЭ во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации.

У каждого пилота имеется возможность к моменту достижения ВПП сбалансировать самолет по всем каналам управления и выполнить мягкую посадку в расчетной зоне. Если до ВПП закончены все переходные процессы, связанные с боковыми и вертикальными маневрами, и правильно подобраны:

- обороты двигателей;
- постоянная скорость полета;
- неизменная вертикальная скорость снижения, соответствующая полету по инструментальной глиссаде с углом наклона  $2^\circ 40'—3^\circ$ ;
- угол упреждения  $\psi$ , парирующий боковой снос;
- угол крена  $\gamma = 0^\circ$ ;

угол атаки по указателю АУАСП (не более  $3^\circ$ ) и, кроме того, если боковое и вертикальное отклонение траектории от линии залегания глиссады находится в пределах установленных допусков, то самолет в силу устойчивости будет стремиться сохранить прямолинейность движения по продолженной глиссаде и пересечь порог ВПП в пределах требуемой точности по всем перечисленным параметрам.

На этом этапе следует наиболее точно отклонять органы управления и РУД, чтобы не создать искусственных ошибок и отклонений самолета. Необходимо парировать лишь явные тенденции угловых изменений пространственной ориентации самолета (курс, крен, тангаж) и отклонений вектора скорости движения от заданного направления, заметных по боковому сносу и вертикальным отклонениям перед пересечением порога ВПП.

Циклическая болтанка, как правило, не вызывает значительных искривлений траектории полета. Существенные погрешности вносят струйные течения на малых высотах и сдвиг ветра, сопровождающиеся изменением скорости и направления перемещения слоев воздуха на разных высотах по мере снижения самолета.

Конечной целью пилотирования на этапе захода на посадку является достижение входной кромки ВПП на расчетной высоте  $H = 15$  м с минимальной вертикальной скоростью  $V_y \leq 3—4$  м/с, подобранным режимом работы двигателей для сохранения расчетной скорости, правильным положением самолета в пространстве (отсутствие крена, скольжения и поперечного перемещения относительно оси ВПП).

Указанные условия способствуют производству мягкой посадки в расчетном месте.

Самолет Ту-154 в посадочной конфигурации имеет малое аэродинамическое качество ( $K \approx 5$ ), большое лобовое сопротивление, на преодоление которого требуется повышенная тяга двигателей и, как и большинство реактивных пассажирских самолетов, обладает большим количеством движений ( $mV$ ), которые усложняют изменение траектории полета. Трудность сохранения расчетной скорости снижения также усложняет выполнение захода на посадку и корректирование отклонений самолета. Однако указанные усложнения не должны приводить к переоценке трудностей. При понимании физического смысла пилотирования и необходимом летном мастерстве все задачи, связанные с заходом на посадку, разрешимы.

Рассмотрим особенности пилотирования. Предположим, что самолет, снижаясь по глиссаде с постоянной скоростью, имеет тенденцию ухода под глиссаду. Для его удержания необходимо уменьшить вертикальную скорость. Уменьшение вертикальной скорости связано с увеличением подъемной силы, а этого можно достигнуть увеличением угла атаки или скорости. Всякое увеличение угла атаки связано с ростом лобового сопротивления, на преодоление которого требуется увеличение тяги двигателей. Незначительные изменения вертикальной скорости до  $1$  м/с требуют малых изменений оборотов ( $\Delta n_{вд} = 1—2\%$ ). Однако когда возникает потребность изменить тягу на значительную величину (быстрое падение скорости в условиях сдвига ветра или ее рост и т.д.), необходимо ее изменить немедленно.

Имея достаточный опыт полетов, командир ВС (пилот) замечает незначительные

тенденции изменения скорости и сравнительно небольшим изменением оборотов ( $\Delta n_{Вд} = 1—2 \%$ ) ее выдерживает.

В некоторых ситуациях, когда под действием возмущающих сил самолет уходит с расчетной (потребной) траектории снижения, для его возвращения требуется или большая корректирующая сила (отклонение рулей на значительную величину, изменение тяги двигателей) или достаточно большой промежуток времени, чтобы вернуться на расчетную траекторию снижения.

Если командир ВС (пилот) запаздывает реагировать на отклонения самолета, то для его исправления потребуется значительное время, так как самолет некоторое время не будет реагировать на корректирующую силу, а в отдельных случаях его отклонение становится недопустимым, особенно с предельно передними и меньшими центровками. Поэтому на конечном этапе захода на посадку, особенно ниже ВПР, не следует допускать запаздывания реакции на отклонения самолета, давать отклонению прогрессивно развиваться до сравнительно большой величины, т. е. необходимо управлять самолетом так, чтобы он все время находился на глиссаде или на ее продолжении. А это достигается систематической тренировкой в заходе на посадку, когда навык пилотирования становится автоматизированным и пилот способен подсознательно контролировать текущую траекторию полета, сравнивая ее с расчетной (потребной). Немедленное реагирование на тенденцию отклонения самолета без резких отклонений органов управления, сравнительно малая напряженность в полете и достаточный объем внимания при его распределении и переключении — свидетельство отработанных навыков.

Если по каким-либо причинам произошло значительное падение скорости на любой высоте при заходе на посадку, необходимо кратковременно значительно увеличить обороты вплоть до номинальных, а в отдельных случаях — взлетных, добиваясь восстановления расчетной скорости (такой вариант возможен в условиях сильного сдвига ветра), и принять немедленное решение о продолжении захода или уходе на 2-й круг (когда для восстановления расчетной скорости использован взлетный режим работы двигателей).

Особенно опасно при заходе на посадку и посадке резкое отклонение РВ вверх или вниз. Предположим, что при заходе на посадку в результате турбулентности, восходящих потоков и сдвига ветра вблизи земли значительно уменьшилась вертикальная скорость и увеличилась поступательная. Командир ВС задресселировал двигатели на  $\Delta n_{Вд} = 10 \%$  и, боясь потерять скорость, отклонил штурвал от себя. Обладая большой инерцией, самолет не сразу начнет изменять вертикальную скорость, а с некоторой задержкой по времени, в течение которого идет непрерывная потеря высоты. Затем начинается прирост вертикальной скорости и энергичное приближение к земле. Боясь удара самолета о землю, пилот энергично начинает брать штурвал на себя. Но так как самолет, имея большую инерцию, в первоначальный момент взятия штурвала на себя, не реагирует некоторое время на отклонение РВ и продолжает снижаться с повышенной вертикальной скоростью, то резкое отклонение РВ вверх приводит к быстрому опусканию оперения, дополнительному кратковременному импульсу на увеличение вертикальной скорости и удару о землю основными опорами самолета еще до того, как увеличенный угол атаки крыла создаст приращение подъемной силы. Анализ расшифровок грубых посадок подтверждает указанный вывод. Аналогичная ситуация будет и при позднем начале выравнивания, когда выход на торец ВПП осуществляется с повышенной вертикальной скоростью и с предельно передней центровкой, влияющей на изменение высоты и вертикальной скорости.

Известно, что криволинейный полет в вертикальной плоскости характеризуется неравенством подъемной силы полетному весу. Если в установившемся снижении по глиссаде ( $Y = mg \cos \theta_{сн}$ ) полет происходит с относительно уравновешенными силами и моментами, то при отклонении РВ вверх или вниз нарушается равновесие сил и моментов крыла и горизонтального оперения относительно центра тяжести. Появляется центростремительное ускорение  $j = \Delta \eta * g$ , которое вызывает изменение вертикальной скорости. Так как ускорение является изменением (приращением) скорости в единицу времени, то даже при постоянной величине приращения перегрузки вертикальная скорость начинает изменяться по закону

$$\Delta V_y = j_y * t = \Delta \eta_y * g * t \quad (14)$$

Чем больше приращение перегрузки и время и ее действия, тем больше изменение вертикальной скорости. При создании отрицательной перегрузки  $V_y$  увеличивается. Если самолет снижается по глиссаде с постоянной вертикальной скоростью  $V_y$  то и равномерно изменяется (уменьшается) по времени высота полета. С увеличением вертикальной скорости на  $\Delta V_y$  происходит ускоренная потеря высоты  $\Delta H$

$$\Delta H = V_{ycp} * t \quad (15)$$

Среднее значение вертикальной скорости равно

$$V_{ycp} = (V_{y1} + \Delta V_y)/2 = (V_{y1} + \Delta \eta_y * g * t)/2 \quad (16)$$

Изменение высоты за время t

$$\Delta H = (V_{y1} * t)/2 + [(\Delta \eta_y * g)/2] * t^2 \quad (17)$$

Таким образом, чем больше приращение перегрузки и время его действия, тем быстрее изменяется высота полета. Снижаясь по глиссаде, пилот может создавать знакопеременные перегрузки. При равных по величине и времени знакопеременных перегрузках самолет будет либо непрерывно снижаться, либо набирать высоту. Это зависит от первоначальной траектории полета. Направление движение самолета меняется только с изменением знака вертикальной скорости, а не приращения перегрузки. Перегрузка сначала воздействует на вертикальную скорость, а уже вертикальная скорость — не изменение траектории полета (рис. 18).

Для самолета Ту-154 характерно запаздывание с изменением перегрузки и вертикальной скорости на отклонение РВ.

Изменение перегрузки приводит к изменению не только высоты, но и скорости самолета. Если изменение скорости вызвано только изменением высоты полета, но это изменение по закону сохранения энергии равно

$$\Delta E = (mV_2^2)/2 - (mV_1^2) = mg \Delta H \quad (18)$$

где  $\Delta E = E_2 - E_1$ ,  $V_2 - V_1 = \Delta V$ ,  $H_2 - H_1 = \Delta H$ , тогда

$$(mV_2^2)/2 - (mV_1^2) = (m/2)|(V_1 + \Delta V)^2 - V_1^2| \approx (m/2)(2V_1 \Delta V + \Delta V^2) \quad (19)$$

Учитывая то, что при снижении по глиссаде при точном пилотировании происходят незначительные изменения скорости ( $\Delta V \approx 5$  км/ч), величиной  $\Delta V^2$  можно пренебречь, так как она оставляет не более 3 % произведения  $2V_1 \Delta V$ , что вполне допустимо для практических расчетов. Тогда изменение кинетической энергии

$$\Delta E \approx mV_1 \Delta V = -mg \Delta H \approx V_1 \Delta V \approx -g \Delta H \quad (20)$$

изменение скорости

$$\Delta V (\Delta H * g)/V_1 \quad (21)$$

Подставляя значения  $\Delta H$  из формулы (17) получим

$$\Delta V = - |[(V_y + \Delta \eta * g * t^2)/2]g/V_1| \quad (22)$$

Потребное изменение перегрузки для изменения скорости на желаемую величину в течение заданного времени определим из уравнения (22)

$$\Delta \eta = [(V_1 \Delta V)/(48t^2) + V_{y1}/(g * t)] \quad (23)$$

Предположим, что при заходе на посадку с подобранным режимом снижения по глиссаде ( $m = 80$  т,  $V = 270$  км/ч,  $V_y = 4$  м/с,  $n_{вд} = 81$  %) на конечном этапе захода на посадку к ВПР 60 м была уменьшена вертикальная скорость до  $V_y = 3$  м/с. Вследствие уменьшения  $V_y$ , уменьшилась и скорость по траектории (предположим  $V_1 = 252$  км/ч = 70 м/с).

Выйдя из облаков и оказавшись выше глиссады, командир ВС принял решение произвести посадку, уточняя расчет увеличением вертикальной скорости, и в течение 3 с отжатием штурвала от себя создал незначительное приращение вертикальной перегрузки  $\Delta \eta_y = -0,2$ . Указанные действия привели к приращению вертикальной скорости на величину  $|\Delta V_2| = \Delta \eta * g * t = 0,2 * 9,81 * 3 = 6$  м/с. Суммарная вертикальная скорость стала  $(V_{y1} + V_{y2}) = 9$  м/с. За это время самолет потерял высоту  $\Delta H$ , равную 22 м [расчет произведен по формуле (17)].

С увеличением вертикальной скорости увеличилась скорость по траектории на величину

$$\Delta V_1 = |(\Delta H * g)/V_1| = |(22 * 9,81)/70| \approx 3,08 \text{ м/с} \approx 11 \text{ км/ч}$$

и стала  $V_2 = V_1 + \Delta V_1 = 263$  км/ч.

Таким образом, на увеличение скорости по траектории на незначительную величину (11 км/ч) потребовалось в течение 3 с увеличивать вертикальную скорость до 9 м/с. Увеличение вертикальной скорости до крайне опасной величины за сравнительно малое время может быть своевременно не определено командиром ВС из-за запаздывания показаний вариометра. При данной вертикальной скорости просадка при уходе на 2-й круг составит примерно 50 м.

Приведенный пример неграмотных действий командира ВС по уточнению расчета увеличением вертикальной скорости (угла снижения) в указанной ситуации приведет к авиационному происшествию, так как располагаемая высота для выравнивания или ухода на 2-й круг окажется значительно меньше потребной. Аналогичные ошибки, нарушения и отклонения имели место в практике полетов на самолете Ту-154.

На основании изложенного можно сделать следующие выводы и рекомендации:

1. При снижении по глиссаде не допускайте повышенных вертикальных скоростей,

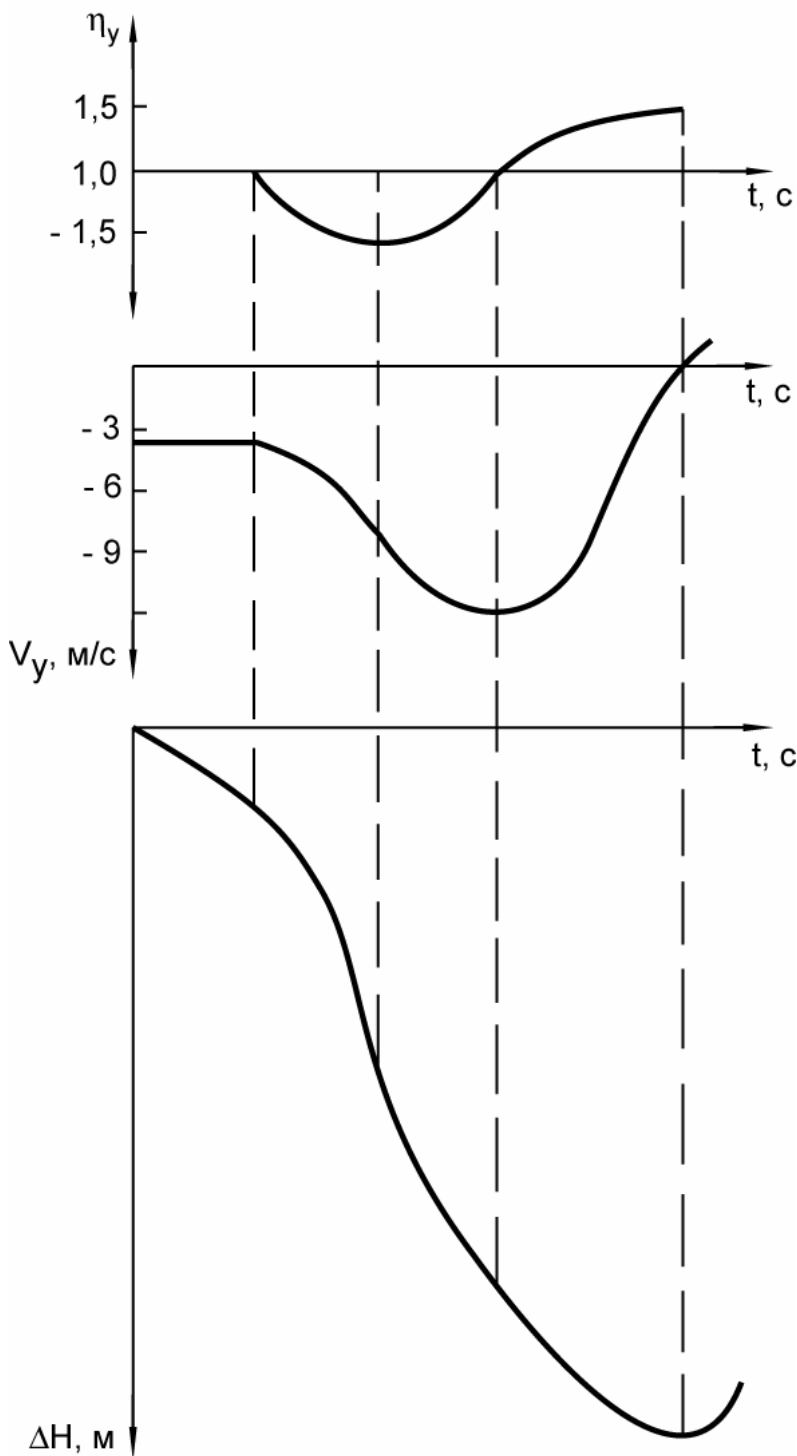


Рис. 18. Изменение вертикальной скорости и высоты в зависимости от перегрузки

особенно на малых высотах, так как при переводе самолета на увеличение вертикальной скорости, даже при малом приращении перегрузки и малом времени, происходит значительный рост вертикальной скорости при малом приращении скорости по траектории.

Дальнейшее уменьшение вертикальной скорости приводит к большой просадке самолета.

2. Если самолет переведен на увеличение вертикальной скорости, то и после изменения знака приращения перегрузки он будет снижаться до тех пор, пока вертикальная скорость не станет равной нулю и, наоборот, если под действием положительной перегрузки самолет переведен в набор высоты, то при создании такого же приращения отрицательной перегрузки он будет набирать высоту до тех пор, пока вертикальная скорость не станет равной нулю.

3. При заходе на посадку недопустимо увеличение скорости по траектории за счет временного увеличения вертикальной скорости снижения, так как потребуются значительный промежуток времени, в течение которого вертикальная скорость увеличится на значительную величину при сравнительно малом приросте скорости по траектории. А оказавшись вблизи земли и боясь разбить самолет, командир ВС может вывести его на недопустимые углы атаки с быстрым гашением скорости и последующим ударом о землю.

4. Всякое увеличение или уменьшение скорости по траектории при выполнении захода на посадку должно сопровождаться только соответствующим изменением тяги двигателей.

5. Чем больше приращение вертикальной перегрузки и время ее действия, тем больше изменение скорости и высоты полета.

6. Если пилот созданием отрицательного приращения перегрузки переводит самолет на увеличение скорости, то и после создания положительного приращения перегрузки скорость будет расти до тех пор, пока вертикальная скорость не станет равной нулю.

7. Заход на посадку и посадку выполняйте только тогда, когда сделаны все необходимые операции согласно контрольной карте обязательных проверок, а члены экипажа знают и четко выполняют свои обязанности на каждом этапе захода, посадки или ухода на 2-й круг.

8. Хорошая посадка — результат выполнения качественного захода с заранее подобранными параметрами снижения по глиссаде.

9. Заход на посадку необходимо прекратить, если его выполнение выходит за пределы ваших способностей и возможностей самолета.

10. После пролета ВПП вы должны лететь строго по продолженной глиссаде с постоянной приборной и вертикальной скоростями и постоянным числом оборотов, не допуская повышения вертикальной скорости, которое может привести к грубой посадке.

11. Никогда не допускайте снижения ниже глиссады и дросселирования двигателей на большой высоте с последующим увеличением вертикальной скорости. Это опасно.

12. Старайтесь поддерживать такую центровку, при которой обеспечивается оптимальная эффективность РВ при заходе на посадку и посадке ( $X_T = 26—28\%$  САХ). Снижение по глиссаде в посадочной конфигурации самолета на расчетной скорости, при которой РВ отклонен менее чем на  $10^\circ$  — свидетельство нормальной центровки.

13. При ограниченной длине ВПП не допускайте значительных превышений скорости, своевременно ее корректируйте. Завышение скорости на 10 км/ч увеличивает длину пробега в среднем до 80—100 м.

#### 5.4.2. ЗАХОД НА ПОСАДКУ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

В автоматическом режиме захода на посадку система АБСУ-154-2 обеспечивает автоматический полет самолета по равносигнальным зонам курса и глиссады, а также демпфирование колебаний самолета по курсу, крену и тангажу.

Сигналы управления, сформированные в системе траекторного управления (СТУ), через блок навигационных сигналов (БНС) подаются на сервопривод системы автоматического управления (САУ) и далее на управляющие поверхности. Кроме того, командные сигналы, сформированные в СТУ, подаются на директорные стрелки приборов ПКП (для контроля пилотом работы системы АБСУ-154-2).

Демпферы крена, курса и тангажа обеспечивают затухание колебаний самолета вокруг осей X, Y, Z.

Автоматический заход на посадку в боковой плоскости может начинаться как с прямой (сигнал отклонения от курса ВПП  $\Delta\psi = 0$ ), так и с маневра типа «коробочка» и др. В последнем случае производится автоматический 4-й разворот (доворот при заходе под углом к ВПП) и вписывание в равносигнальную зону курса. С начала 4-го разворота (нажатия кнопки-лампы «заход») в вычислителе бокового канала системы СТУ на основе сигнала отклонения от курса  $\Delta\psi$  будет формироваться управляющий сигнал крена  $\gamma_{\text{зад}}$ , под действием которого самолет войдет в координированный разворот в сторону ВПП. В случае раннего начала выполнения разворота самолет развернется на угол  $60^\circ$ , затем по мере уменьшения сигнала  $\Delta\psi$  будет выходить из крена, затем перейдет в прямолинейный полет с постоянным значением  $\Delta\psi = 25—30^\circ$ .

При входе в зону курсового маяка управляющий сигнал крена  $\gamma_{\text{зад}}$  будет формироваться на основе сигналов отклонения в курсе  $\Delta\psi$ , скорости отклонения самолета от равносигнальной зоны курса  $\epsilon_k$ , сигнала, пропорционального отклонению самолета от заданного азимута  $\epsilon$ , и самолет снова войдет в крен и выйдет на линию заданного пути (ЛЗП). В дальнейшем движение самолета будет стабилизироваться на оси равносигнальной зоны курсового маяка.

Автоматический заход на посадку в продольном канале начинается с момента «захвата» глиссады — при пересечении оси равносигнальной зоны глиссадного маяка сработает блок «захвата» глиссады (БЗГ), который дает команду на подключение вычислителя продольного канала СТУ к системе САУ. Самолет начнет управляться по сигналам  $\Delta\vartheta_{\text{СТУ}}$  (сигнал на изменение тангажа), формируемым в вычислителе СТУ и вычислителе БНС. В момент «захвата» глиссады в автопилот поступит из системы СТУ форсированный сигнал  $\vartheta_{\text{оп}}$  (опорный сигнал по тангажу) для энергичного перевода самолета в режим снижения по глиссаде. В дальнейшем происходит стабилизация центра тяжести самолета на оси равносигнальной зоны глиссадного маяка по сигналам, пропорциональным отклонению самолета от равносигнальной зоны глиссады  $\epsilon_r$ , поступающим с КУРС-МП-2, и по сигналу, пропорциональному скорости отклонения самолета от глиссады  $\epsilon'_r$  ( $\epsilon'_r$  вырабатывается только в линейной части зоны глиссадного маяка).

По мере снижения самолета на высотах 250 м и 100 м вводятся изменения в передаточные числа для сигналов  $\epsilon_r$  и  $\epsilon'_r$ , благодаря чему обеспечивается более стабильное движение самолета по глиссаде.

На высоте 30 м (по минимуму II категории) пилот выключает автоматический режим, дальнейший заход на посадку и приземление выполняется экипажем вручную.

Перед включением автоматического режима захода на посадку необходимо включить питание вычислителей бокового и продольного каналов СТУ (включить переключатель «Подготовка посадки») и подготовить к работе командные стрелки приборов ПКП (включить переключатель «Командные стрелки»). При этом должны быть включены системы КУРС-МП-2, ТКС-П2, РВ.

Включение автоматического режима захода на посадку производится кнопками-лампами «Заход» и «Глиссада» с навигационной приставки ПН-5. Предварительно должен быть включен режим стабилизации в боковом и продольном каналах (бленкеры крена и тангажа показывают «Стаб.»).

Определив начало 4-го разворота, необходимо нажать кнопку-лампу «Заход». Одновременно с загоранием кнопки-лампы «Заход» на левой и правой приборных досках пилотов загорится табло «Курс», сигнализирующее о включении автоматического режима захода на посадку в боковом канале. На приборы ПКП и сервопривод поступит команда управления самолетом в боковой плоскости. Самолет автоматически начнет выходить на равносигнальную зону курса и далее будет стабилизироваться на ней.

Включение автоматического режима захода на посадку в продольном канале производится автоматически в момент пересечения равносигнальной зоны глиссады. Одновременно с загоранием кнопки-лампы «Глиссада» на левой и правой приборных досках пилотов загорится табло «Глиссада», сигнализирующее о включении автоматического режима захода на посадку в продольном канале. Самолет автоматически начнет снижаться по глиссаде.

Включение автоматического режима захода на посадку в продольном канале производится вручную, если заход на посадку осуществляется с закрылками, выпущенными на 28°.

Отключение автоматического режима захода на посадку может производиться:

кнопками «Отключение автопилота» на штурвалах левого и правого пилотов;

отклонением колонки штурвала на себя или от себя по продольному каналу;

отклонением штурвала влево или вправо по боковому каналу;

рукоятки «Спуск — подъем», «Разворот»;

переключателями «Крен», «Тангаж» на ПУ-46;

включением автоматического режима «Уход»;

системой контроля.

При этом гаснут табло «Курс» и «Глиссада» на левой и правой приборных досках.

Контроль автоматического режима захода на посадку ведется системой встроенного контроля по сигналам исправности директорного режима захода на посадку, сигналам исправности системы САУ-154-2 (исправности режима стабилизации по боковому и продольному каналам) и блока связи системы СТУ с системой САУ (БНС-1-2).

При отказе автоматического режима захода на посадку в боковом или продольном каналах загорается табло  $\nabla$  или  $\triangleleft \triangleright$ , соответственно гаснут зеленые табло включенных режимов захода на посадку «Курс» и «Глиссада». При этом при отказе системы СТУ, ее датчиков или блока БНС-1-2:

в боковом канале автоматический режим захода на посадку отключается и система переходит в режим стабилизации курса;

в продольном канале автоматический режим захода на посадку отключается и система переходит в режим штурвального управления.

В целях облегчения принятия решения пилота о продолжении автоматического захода на посадку или уходе на 2-й круг при отказах системы АБСУ-154-2 и выходе самолета за пределы ограничений по зонам курса и глиссады на козырьках приборных досок командира ВС и второго пилота установлен интегральный сигнальный огонь ИСО  $\triangle$ , который работает только в режиме автоматического захода на посадку на высотах полета менее 60 м (в импульсном режиме) и загорается при срабатывании одного из следующих сигнализаторов:

«Управляй креном» (табло  $\triangleleft \triangleright$ );

«Управляй тангажом» (табло  $\nabla$ );

«Предельные отклонения по зоне курса» (табло  $\longleftrightarrow$ )

↑  
↓

«Предельные отклонения по зоне глиссады» (табло

При срабатывании ИСО в условиях выполнения захода на посадку по минимуму II категории командир ВС должен принять решение об уходе на 2-й круг, если он до срабатывания ИСО не принял решение о посадке (не дал команду: «Садимся»). Если ИСО сработал после того, как командир ВС принял решение о посадке (дал команду: «Садимся»), то необходимо отключить АБСУ и продолжить заход на посадку в штурвальном режиме.

Автоматический режим захода на посадку выполняйте на таком удалении от ВПП, чтобы выход из 4-го разворота происходил не менее чем за 3—4 км до входа в глиссаду с выпущенными закрылками на 28°. Выпуск шасси допускается после выполнения 3-го разворота или на удалении не менее 8 км до входа в глиссаду.

Определив начало 4-го разворота по показаниям АРК, индикатору «Гроза-154» или по команде диспетчера, включите автоматический режим захода на посадку в боковом канале нажатием кнопки-лампы «Заход» на ПН-5. При включенном режиме стабилизации бленкеры «Крен» и «Тангаж» на ПУ-46 показывают надпись «Стаб». При этом загораются кнопки-лампы «Заход» и «Курс» на табло режимов обоих пилотов и гаснет соответствующая сигнализация ранее включенного режима. Курсовая командная стрелка ПКП-1 отклонится в сторону, необходимую для выполнения 4-го разворота (поворота на посадочный курс при заходе под углом к ВПП), и самолет войдет в соответствующий крен величиной  $(20 \pm 2)^\circ$ , а командная стрелка подойдет к нулевому положению.

Если перед началом выполнения 4-го разворота показание планки положения курса на ПНП-1 не соответствует положению самолета относительно ЛЗП (например, самолет находится в ложной зоне курсового маяка), необходимо вывести самолет на посадочную прямую с помощью рукоятки «Разворот» (ПУ-46), используя показания АРК и команды диспетчера посадки. После выхода, на ЛЗП установите рукоятку «Разворот» в нейтральное положение и нажмите кнопку-лампу «Заход».

В случае раннего начала выполнения разворота на посадочный курс (раннего нажатия кнопки-лампы «Заход») самолет выводится на равноточную линию курса в два этапа: сначала самолет разворачивается на угол  $65^\circ$  и выходит из крена (планка положения курса на ПНП-1 зашкалена), без крена приближается к ЛЗП под углом  $25^\circ$ , а затем с момента отшкаливания планки положения курса на ПНП-1 самолет входит в крен и выходит на ЛЗП.

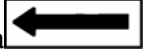
При позднем начале выполнения разворота на посадочный курс (позднем нажатии кнопки-лампы «Заход») самолет разворачивается на угол  $115^\circ$ , выходит из крена, без крена приближается к ЛЗП под углом  $25^\circ$  с другой стороны оси ВПП, и с момента отшкаливания планки положения курса на ПНП-1 самолет входит в противоположный крен и выходит на ЛЗП.

Полет в продольном канале после нажатия кнопки-лампы «Заход» производите в режиме стабилизации высоты или используйте рукоятку «Спуск — подъем» до момента захвата глиссады. После выхода из 4-го разворота на скорости не более 300 км/ч (IAS) перед входом в глиссаду установите рукоятку управления закрылками в положение  $45^\circ$  и проконтролируйте выпуск закрылков на  $45^\circ$  и перестановку стабилизатора в посадочное положение. Выпуск закрылков на  $45^\circ$  заканчивается за 2—3 км до входа в глиссаду.

**Примечание.** При выполнении захода на посадку в зарубежных аэропортах по нестандартной схеме кнопку-лампу «Заход» (ПН-5) нажимайте на удалении не менее 4 км от точки входа в глиссаду.

Продольный канал «Глиссада» автоматического захода на посадку включается автоматически (только при включенной кнопке-лампе «Заход») после пересечения равноточной линии глиссады (планка положения глиссады на ПНП-1 находится в пределах половины нижней части силуэта самолета). При этом должны загореться кнопка-лампа «Глиссада»

ПН-5 и табло «Глиссада» на табло режимов, а кнопка-лампа Н и табло режима «Стабл. Н» должны погаснуть, что сигнализирует об автоматическом захвате глиссады и начале снижения по глиссаде. Командная стрелка глиссады энергично отклоняется вниз, а затем подойдет к среднему положению и в дальнейшем будет находиться около среднего положения. Исправность включенного продольного канала контролируйте по отсутствию сигнализации на табло,

отсутствию бленкера  ПКП-1, загоранию кнопки-лампы «Глиссада» на ПН-5, показаниям планки положения глиссады на ПНП-1, показаниям вариометра при входе в глиссаду и на глиссаде планирования. Если кнопка-лампа «Глиссада» на ПН-5 и табло «Глиссада» не загорелись при выходе планки положения глиссады на ПНП-1 за пределы половины нижней части силуэта самолета, включите режим «Глиссада» вручную.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. При заходе на посадку в аэропортах, имеющих крутую глиссаду (угол наклона глиссады более  $3^\circ$ , но не превышающий  $4^\circ$ ), а также при заходе на посадку с закрылками, выпущенными только на  $28^\circ$ , режим «Глиссада» включите вручную при совмещении планки положения глиссады на ПНП-1 с центром силуэта самолета.

2. При заходе на посадку по крутой глиссаде запрещается превышать вертикальную скорость:

10 м/с — при вписывании в глиссаду;

7 м/с — при снижении по глиссаде до ВПР, но не ниже 70 м.

При автоматическом заходе на посадку экипаж самолета должен систематически контролировать:

положение самолета по приборам ПКП-1, ПНП-1, вариометрам, высотомерам, указателям скорости, АГР и ИКУ-1А (КУР<sub>арк</sub>);

работу системы АБСУ:

а) по табло световой сигнализации АБСУ и табло «Крен лев. велик», «Крен прав., велик» на приборных досках пилотов;

б) по горению кнопок-ламп «Заход» и «Глиссада» на ПН-5;

в) по наличию надписи «Стаб» на бленкерах «Крен» и «Тангаж» на ПУ-46.


При работе рукоятками «Разворот» или «Спуск — подъем» происходит автоматическое отключение режимов «Заход» и «Глиссада». При работе рукояткой «Спуск — подъем» при не включенном режиме «Глиссада» режим «Заход» не отключается.

Командир ВС и второй пилот в процессе автоматического захода на посадку должны держать штурвал руками (ноги на педалях) и, исходя из сложившейся обстановки, быть готовыми перейти на ручное управление.

При пролете ДПРМ оцените возможность продолжения автоматического захода на посадку, убедившись в том, что:

отклонение самолета от равносигнальной линии курса и глиссады (по ПНП-1) не превышают:

а) по курсу одной точки;

б) по глиссаде в пределах силуэта самолета «»

высота пролета ДПРМ соответствует установленной для данного аэродрома;

крен самолета не превышает  $5-8^\circ$ ;

вертикальная скорость не превышает 6 м/с по курсоглиссадным маякам, отвечающим требованиям минимумов I и II категории ИКАО, и не превышает 7 м/с по категоризованным маякам, имеющим угол наклона глиссады более  $3$  и до  $4^\circ$ .

Если отклонения самолета от равносигнальных линий курса и глиссады, высота пролета и крен самолета не превышают указанных значений, продолжайте автоматический заход на посадку до пролета БПРМ. Если отклонения превышают указанные значения, выполните действия в соответствии с рекомендациями РЛЭ. Экипаж обязан немедленно отключить автоматический режим работы системы или прекратить пилотирование по командным, стрелкам, если:

на приборах ПКП-1 командира ВС и второго пилота выпали бленкеры «АГ» или появились рассогласования в показаниях приборов ПКП-1, АГР-72, ЭУП-53 и вариометров (пилотирование производите в соответствии с рекомендациями РЛЭ; при этом отказавшим следует считать тот прибор, показания которого отличаются от показаний двух других; пилотирование производите по исправным приборам в соответствии с методикой пилотирования при отказе одного или двух авиагоризонтов);

загорелось табло командной сигнализации «Управляй тягой»;

продолительно звучит звуковая сигнализация;

загорелись табло «Крен лев. велик», «Крен прав. велик»;


крен самолета превышает:

а) при управлении самолетом от рукоятки «Разворот» — угол  $30^\circ$ ;



- б) в режимах **A3-1**, **A3-2**, **ЗК** — угол  $25^\circ$ ;  
 в) в процессе выполнения 4-го разворота — угол  $25^\circ$ ;  
 г) при заходе на посадку после выхода на равносигнальную линию курса — угол  $8^\circ$ ;

горят табло  или  на высотах ниже 100 м;

выпали бленкеры  на приборах ПКП;

выпал бленкер «К» на приборе ПНП-1 (в режиме автоматического или директорного захода на посадку после входа в зону глиссадного маяка);

при пролете ДПРМ, БПРМ и ВПР отклонения самолета от равносигнальных линий курса и глиссады превышают допустимые значения;

вертикальная скорость снижения после вписывания в глиссаду менее 1 м/с или более 6 м/с, а на высотах менее 60 м достигает 5 м/с;

при заходе на посадку по крутой глиссаде вертикальная скорость снижения превышает:

а) при вписывании в глиссаду — 10 м/с;

б) при снижении по глиссаде до ВПР — 7 м/с, но не ниже 70 м;

сработала сигнализация «Опасно земля» аппаратуры ССОС;

на органах управления самолетом (штурвалах, педалях и РУД) появляются рывки;

вертикальная перегрузка изменяется в пределах более чем 0,7—1,3, на высотах менее 60 м достигает 0,8;



сработала сигнализация предельных значений АУАСП;

значение текущей приборной скорости отличается от заданной более чем  $\pm 20$  км/ч;

значение текущего числа М отличается от заданного более чем  $\pm 0,02$ ;

появились установившиеся колебания самолета по тангажу или крену;

параметры движения самолета вышли за пределы летных ограничений.

**Примечание.** Если при нажатии на кнопку «Отключение автопилота» или «Уход» табло  и  гаснут, автоматический режим следует отключить.

**ВНИМАНИЕ!** 1. В перечисленных случаях, когда экипаж обязан немедленно отключить автоматический режим работы системы или прекратить пилотирование по командным стрелкам, в условиях отсутствия визуальной ориентировки или если положение самолета в пространстве относительно ВПП не обеспечивает успешную посадку, заход на посадку прекратить и уйти на 2-й круг;


2. При отказе автомата тяги разрешается продолжать заход на посадку, управляя скоростью вручную:

в автоматическом режиме до высоты 30 м при минимуме погоды не хуже 45X600 м;

в директорном режиме до высоты 45 м при минимуме погоды не хуже 60X800 м.

3. При срабатывании ИСО, если командир ВС не принял решения о выполнении посадки (не дал экипажу команду: «Садимся»), необходимо отключить режим автоматического захода на посадку и продолжить заход на посадку в штурвальном режиме.



4. Уход на 2-й круг выполняйте в автоматическом режиме, нажав кнопку «Уход» или, в случае отказа автомата тяги, перестановкой РУД во взлетное положение. При отказе автоматического режима «Уход»

(горит табло ) выполняйте уход в штурвальном режиме.

**Примечание.** При нажатии кнопок «Отключение автопилота» или «Уход» ИСО гаснет.

На высоте круга окончательно оцените обстановку и примите решение о дальнейших действиях.

На высотах ниже 100 м до снижения на ВПР при отклонении планки положения курса на ПНП-1 за пределы половины шкалы до первой точки и отклонении планки положения глиссады

за пределы силуэта самолета загораются табло соответственно  и , сигнализирующие пилотам о предельных отклонениях самолета от равносигнальных линий курса

и глиссады.

При пролете БПРМ оцените возможность продолжения автоматического захода на посадку, убедившись в том, что:

отклонения самолета от равносигнальных линий курса и глиссады не превышают

допустимых пределов (табло  и  не горят);

высота пролета БПРМ соответствует установленной для данного аэродрома;

крены самолета для удержания его на посадочном курсе не более 5—8°;


вертикальная скорость не превышает 5 м/с по курсоглиссадным маякам, отвечающим требованиям минимумов I и II категории ИКАО, и не превышает 7 м/с до высоты 70 м по категорированным маякам, имеющим угол наклона глиссады более 3 и до 4°.

Если отклонения самолета не превышают указанных значений, продолжайте автоматический заход на посадку до снижения на ВПР, а если превышают, выполняйте действия описанные ранее.

На ВПР командиру ВС отключить автоматический режим управления нажатием кнопки «Отключение автопилота». При этом кратковременно (2—3 с) звучит громкоговоритель, на табло режимов обоих пилотов гаснут табло «Курс» и «Глиссада», а на бленкерах «Крен» и «Тангаж»

(ПУ-46) появляется знак штурвального управления «».

При наличии надежного визуального контакта с наземными ориентирами произведите посадку. Отключение автомата тяги произведите также на ВПР (30 м) приложением небольших усилий (2—3 кгс) к головкам любых двух РУД. При этом кратковременно появляется звуковая сигнализация, гаснут табло режимов «Автомат тяги», «АТ включен» и кнопка-лампа

 на ПН-6.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Запрещается снижение ниже высоты 30 м с включенной САУ по крену и тангажу.

На аэродромах, имеющих крутую глиссаду, запрещается снижение ниже высоты 70 м с включенной САУ по крену и тангажу.

Если до пролета ВПР не принято решение о посадке или если положение самолета в пространстве относительно ВПП не обеспечивает успешной посадки, необходимо немедленно уйти на 2-й круг в автоматическом режиме. В случае отказа автоматического режима «Уход»

(горит табло ) , выполните уход на 2-й круг в штурвальном режиме.

Если командир ВС допущен к полетам с использованием АБСУ-154-2 до высоты 30 м, но имеет посадочный минимум с ВПР выше 30 м и до пролета ВПР установлен надежный визуальный контакт с ориентирами по курсу посадки, позволяющий выполнить безопасную посадку, а положение самолета в пространстве относительно ВПП также обеспечивает успешную посадку, разрешается автоматический заход на посадку выполнять до высоты 30 м.

#### 5.4.3. ЗАХОД НА ПОСАДКУ В ДИРЕКТОРНОМ РЕЖИМЕ (УПРАВЛЕНИЕ ПО КОМАНДНЫМ СТРЕЛКАМ ПРИБОРОВ ПКП-1)

Управление самолетом в директорном режиме осуществляет пилот по показаниям командных стрелок курса и тангажа прибора ПКП, удерживая их в нулевом положении (в центре кружка).


Управляющий сигнал на командные стрелки поступает из системы СТУ:

на командную стрелку курса после включения кнопки-лампы «Заход»;


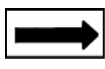
на командную стрелку тангажа после включения кнопки-лампы «Глиссада».


Формирование управляющих сигналов системой СТУ аналогично режиму автоматического захода на посадку и описано ранее.

В отличие от автоматического режима захода на посадку, управляющий сигнал поступает только на командные стрелки приборов ПКП и отключен от автопилота — системы САУ-154-2

(бленкеры крена и тангажа показывают «»). Система САУ-154-2 в режиме директорного захода на посадку демпфирует колебания самолета вокруг осей X, Y, Z.

Контроль директорного режима захода на посадку ведется системой встроенного контроля по сигналам исправности датчиков (КУРС-МП-2, ТКС-П2, МГВ-1СК, РВ-5) и вычислителей системы СТУ. Исправность РВ-5 вводится в интегральную исправность директорного режима только после пролета ДПРС. При снятии сигнала исправности датчиков или двух вычислителей СТУ система встроенного контроля выдает отказ директорного режима захода на посадку по боковому или продольному каналу (в зависимости от типа отказа) на прибор ПКП командира ВС

и второго пилота — выпадают бленкеры отказа бокового  или продольного  каналов и разводятся командные стрелки. При этом при отказе двух из трех вычислителей СТУ на навигационной приставке ПН-5 гаснут зеленые лампы «Контроль СТУ бок.» или «Контроль СТУ прод.» Для выполнения захода на посадку в директорном режиме произведите те же операции, что и при автоматическом заходе, только кнопку-лампу «Заход» следует нажимать при нахождении

на бленкерах «Крен» и «Тангаж» (ПУ-46) знака «», а не надписи «Стаб.».

После нажатия кнопки-лампы «Заход» командная стрелка курса укажет направление выполнения разворота:

при отклонении влево — левый разворот;

при отклонении вправо — правый разворот.

Начало выполнения разворота на посадочный курс определяйте по показаниям АРК или по команде диспетчера посадки.

Для выполнения разворота на посадочный курс или доворота (при заходе с прямой) вводите самолет в крен в сторону отклонения командной стрелки курса до тех пор, пока стрелка не придет в нулевое положение. При этом крен должен составлять примерно 20°.

В дальнейшем небольшими отклонениями штурвала удерживайте командную стрелку курса в пределах центрального кружка. При этом не следует преждевременно выводить самолет из крена. Допустимы колебания командной стрелки курса в пределах центрального кружка прибора ПКП-1. При длительном же отклонении командной стрелки от среднего положения даже на небольшую величину появится ошибка в выводе самолета на равносигнальную зону курса. В случае раннего начала выполнения разворота на посадочный курс и при удержании командной стрелки курса в центре прибора, самолет выводится на равносигнальную линию курса в два этапа: сначала самолет разворачивается на угол 65° и выходит из крена (планка положения курса ПНП-1 зашкалена), без крена приближается к ЛЗП под углом 25°, а затем с момента отшкаливания планки положения курса на приборах ПНП-1 самолет входит в крен и выходит на ЛЗП.

При позднем начале выполнения разворота на посадочный курс самолета разворачивается на угол 115° и выходит из крена, без крена приближается к ЛЗП под углом 25° с другой стороны от ВПП и с момента отшкаливания планки положения курса на ПНП-1 входит в противоположный крен и выходит на ЛЗП.

В процессе выполнения разворота на посадочный курс осуществляйте контроль за правильностью выхода самолета на равносигнальную линию курса посадочного маяка по показаниям магнитного курса, АРК, соответствию показаний приборов ПНП-1, ПКП-1, АГР и по командам диспетчера посадки.

**ВНИМАНИЕ!** 1. Разворот для выхода на посадочный курс выполняйте на таком удалении от ВПП, чтобы выход самолета из разворота происходил на 3—4 км до входа в глиссаду.

2. Если перед выполнением разворота на посадочный курс показания планки положения курса на ПНП-1 не соответствуют положению самолета относительно ЛЗП (например, самолет находится в ложной зоне радиомаяка), выведите самолет на посадочный курс, используя показания магнитного курса АРК или по соответствию показаний приборов АГР, ПНП-1, ПКП-1 и командам диспетчера посадки, после чего приступите к пилотированию по командной стрелке курса.

После выхода из 4-го разворота на скорости не более 300 км/ч (IAS) перед входом в глиссаду установите рукоятку управления закрылками в положение 45° и проконтролируйте выпуск закрылков на 45° и перестановку стабилизатора в посадочное положение. Выпуск закрылков на 45° заканчивайте за 2—3 км до входа в глиссаду.

После пересечения равносигнальной линии глиссады (планка положения глиссады на

ПНП-1 находится в пределах половины нижней части силуэта самолета) произойдет автоматический захват глиссады, командная стрелка глиссады энергично отклонится вниз и загорится кнопка-лампа «Глиссада» на ПН-5. Плавным перемещением колонки штурвала переведите самолет в режим снижения, установив командную стрелку тангажа на ПКП-1 в нулевое положение.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. При заходе на посадку в аэропортах, имеющих крутую глиссаду (угол наклона глиссады более 3 и до 4°), а также при заходе на посадку с закрылками, выпущенным» только на 28°, режим «Глиссада» включайте вручную при совмещении планки положения глиссады по ПНП-1 с центром силуэта самолета.

2. При заходе на посадку по крутой глиссаде запрещается превышать вертикальную скорость:

10 м/с — при вписывании в глиссаду;

7 м/с — при снижении по глиссаде до ВПР, но не ниже 70 м.

Для удержания самолета на заданной траектории своевременно отклоняйте органы управления на небольшие углы в соответствии с отклонением командных стрелок от центрального кружка. При больших отклонениях командных стрелок не допускайте резких отклонений управления. При резких кратковременных отклонениях командных стрелок приборов ПКП-1 и планок ПНП-1 не рекомендуется реагировать рулями на эти отклонения, вызываемые помехами в курсоглиссадных каналах.

При заходе на посадку рекомендуется режим работы двигателей изменять в небольших пределах ( $\Delta n_{\text{вд}} = 3—5\%$ ) и стремиться держать его постоянным (заход на посадку без включения автомата тяги). При этом с момента входа в глиссаду и до снижения на ВПР заход на посадку выполняйте на постоянной скорости. При пролете ДПРМ оцените возможность продолжения директорного захода на посадку, убедившись в том что:

отклонения самолета от равносигнальных линий курса и глиссады (по ПНП-1) не превышают:

а) по курсу — одной точки;

б) на глиссаде — в пределах силуэта самолета;

высота пролета ДПРМ соответствует установленной для данного аэродрома;

крены самолета, необходимые для удержания командной стрелки курса в нулевом положении, не превышают 5—8° (после выхода на равносигнальную линию курса);

вертикальная скорость не превышает 6 м/с по курсоглиссадным маякам, отвечающим требованиям минимумов I и II категории ИКАО, и не превышает 7 м/с по категорированным маякам, имеющим угол наклона глиссады более 3 и до 4°.

Если отклонения самолета не превышают указанных значений, продолжайте директорный заход на посадку до БПРМ (60 м), а если превышают, выполните действия в соответствии с рекомендациями, изложенными для автоматического захода на посадку.

После пролета ДПРМ (с удаления 4 км и менее) особенно тщательно пилотируйте самолет, плавными движениями отклоняйте органы управления на небольшие углы.

На высотах ниже 100 м при отклонении планки положения курса за пределы половины шкалы до первой точки и планки положения глиссады за пределы силуэта самолета загораются табло соответственно по курсу и глиссаде, сигнализирующие пилотам о предельных отклонениях самолета от равносигнальных линий курса и глиссады.

При пролете БПРМ оцените возможность продолжения директорного захода на посадку, убедившись в том, что:

отклонения самолета от равносигнальных линий курса и глиссады не превышают допустимых пределов (табло по курсу и глиссаде не горят);

высота пролета БПРМ соответствует установленной для данного аэродрома;

крен самолета, необходимый для удержания командной стрелки курса в нулевом положении, не превышает 5—8°;

вертикальная скорость не превышает 5 м/с по курсоглиссадным маякам, отвечающим требованиям минимумов I и II категории ИКАО, и не превышает 7 м/с до высоты 70 м по категорированным маякам, имеющим угол наклона глиссады более 3 и до 4°.

Если отклонения самолета не превышают указанных значений, продолжайте директорный заход на посадку до снижения на ВПР, а если превышают, выполните действия, рассмотренные при автоматическом заходе на посадку [п. 4.3.12(6) РЛЭ ТУ-154Б-2].

На ВПР командир ВС должен прекратить пилотирование по командным стрелкам ПКП-1 и при наличии надежного визуального контакта с наземными ориентирами произвести посадку.

Если до пролета ВПР не принято решение о посадке или если положение самолета в пространстве относительно ВПП не обеспечивает успешной посадки, необходимо немедленно уйти на 2-й круг.

При заходе на посадку в режимах ПСП, РСП или ОСП после выпуска шасси выключатель «Стрелки команд» установите в положение «Откл», включите на ПН-5 выключатель «Подгот. посадка» для обеспечения переключения сигнализации предельных кренов БКК-18 на высоте 250 м с 33 на 15°.

#### 5.4.4. МЕТОДИКА УСТРАНЕНИЯ ОТКЛОНЕНИЙ САМОЛЕТА ОТ ОСИ ВПП И ГЛИССАДЫ ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОМ И ДИРЕКТОРНОМ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

Как известно, посадочный минимум II категории определяется диапазоном высот принятия решения от 60 до 30 м и дальностью видимости по ОВИ от 800 до 400 м. Угол наклона глиссады для посадки по минимуму II категории может находиться в пределах 2°40'—3,0°.

Глиссада залегает таким образом, что ее опорная точка над порогом ВПП находится на высоте  $(15 \pm 3)$  м, точка пересечения продолженной глиссады с поверхностью ВПП — на расстоянии в среднем 300 м от порога ВПП, а точка глиссады с превышением 30 м над поверхностью земли — на удалении 300 м до начала ВПП.

При заходе на посадку в условиях минимума II категории отсчет высоты и сигнализация о достижении заданной ВПР производятся по показаниям радиовысотомера, который измеряет высоту от поверхности земли до нижней точки колес шасси. В то же время антенна глиссадного радиоприемника, которая движется по глиссаде, находится в носовой части самолета примерно на 5 м выше нижней точки колес шасси, в результате чего в момент достижения ВПР = 30 м самолет будет находиться на удалении не на 300 м от порога ВПП, а примерно на 100 м больше (рис. 19). По этой же причине, находясь на глиссаде над порогом ВПП, самолет по показаниям радиовысотомера будет иметь высоту не 15 м, а на 5 м меньше.

При снижении по глиссаде со скоростью  $V_{REF} = 270$  км/ч (75 м/с) время от момента достижения ВПР до пролета, порога ВПП весьма ограничено (табл. 8).

Таблица 8

Время полета с ВПР (60, 45, 30 м) до порога ВПП при заходе на посадку на скорости 270 км/ч

ВПР, м	Удаление от порога ВПП, м ( $\theta_{гг} = 2^{\circ}40' - 3,0^{\circ}$ )	Время полета, м
60	1000	13
45	700	9
30	400	5

При заходе на посадку как в автоматическом, так и в директорном режиме при исправно работающей системе АБСУ самолет на ВПР может иметь отклонения от оси ВПП (боковые отклонения), величина которых зависит от точностных характеристик системы.

Для обеспечения требуемой вероятности успешных заходов и избежания излишних уходов на 2-й круг самолет Ту-154Б с АБСУ-154-2 на ВПР-30 м должен иметь возможность устранять боковые отклонения от оси ВПП до 30 м. Аналогичны требования и для других типов ВС. Рекомендуются следующие предельно допустимые отклонения по курсу и глиссаде для заходов ВС на посадку по курсоглиссадной системе, РСП, а также в режиме РСП + ОСП (рис. 20 и 21). Отклонения ВС, заходящих на посадку по приборам за пределы указанных в графиках линий на участке предпосадочной прямой между ДПРМ и БПРМ, следует считать грубыми отклонениями, при которых экипажи должны уходить на 2-й круг.

Предельно допустимые боковые отклонения от оси ВПП согласно требованиям РЛЭ Ту-154Б следующие (таб. 9).

Для устранения боковых отклонений при заходе на посадку по минимуму I категории применяется так называемый S-образный маневр с углом крена 10-12° в первой его половине и 6-8° во второй, что позволяет устранять предельное для этих условий боковое отклонение  $\pm 40$  м к началу ВПП (расстояние до ВПП ~ 1050 м)

При заходе на посадку по минимуму II категории когда время от момента достижения ВПР-30 м до начала ВПП на скорости 270 км/ч составляет всего около 5 с, отклонения указанным способом устранить невозможно.

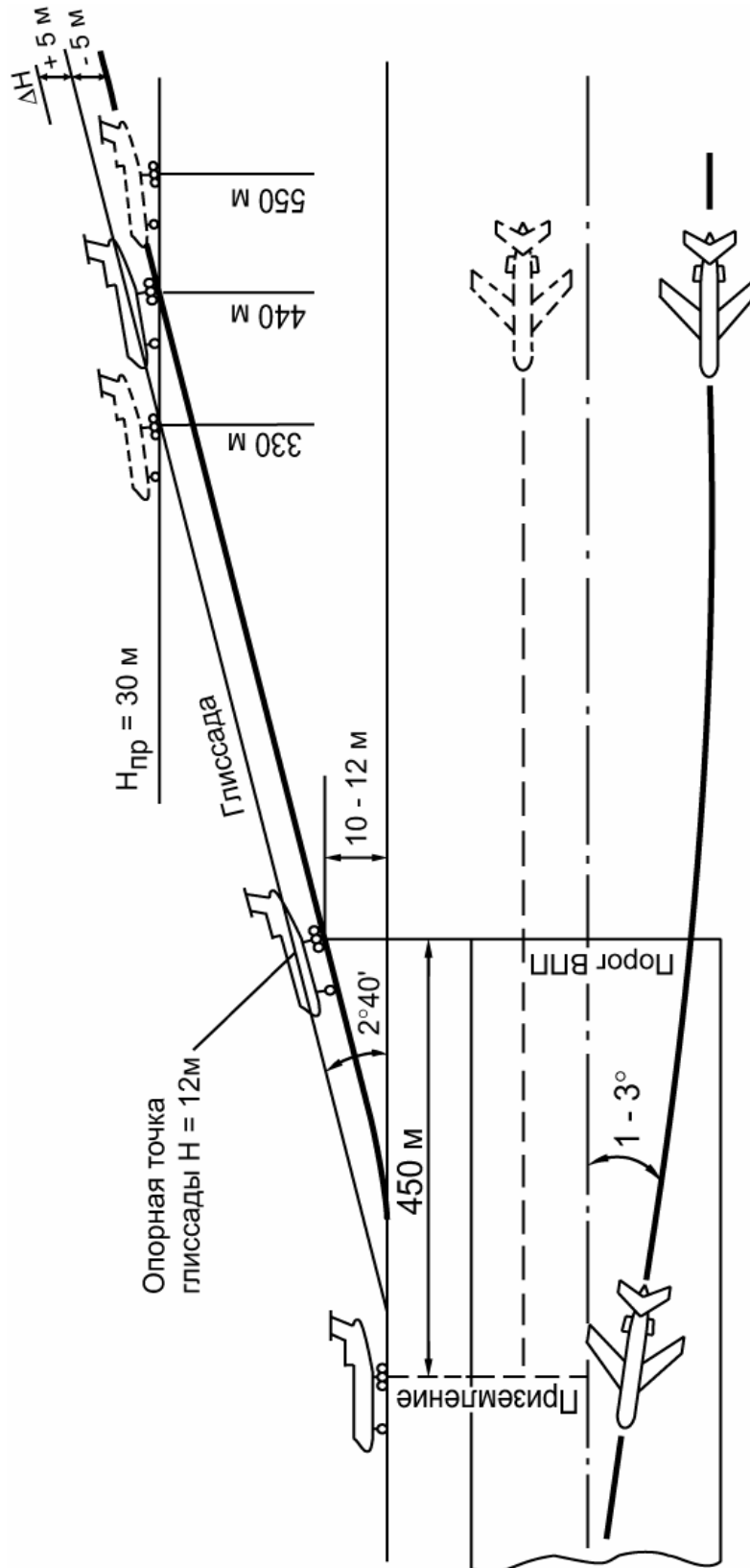


Рис. 19. Допустимые отклонения самолета от оси ВПП и глиссады на ВПР-30 м

Таблица 9

Предельно допустимые боковые отклонения в зависимости от высоты начала маневра и удаления от ВПП

Высота начала маневра, м	100	80	60	45	30
Дистанция до начала ВПП, м	1950	1500	1050	700	400
Предельно допустимое боковое отклонение, м	100	70	40	30	30 (но не более половины ширины ВПП)

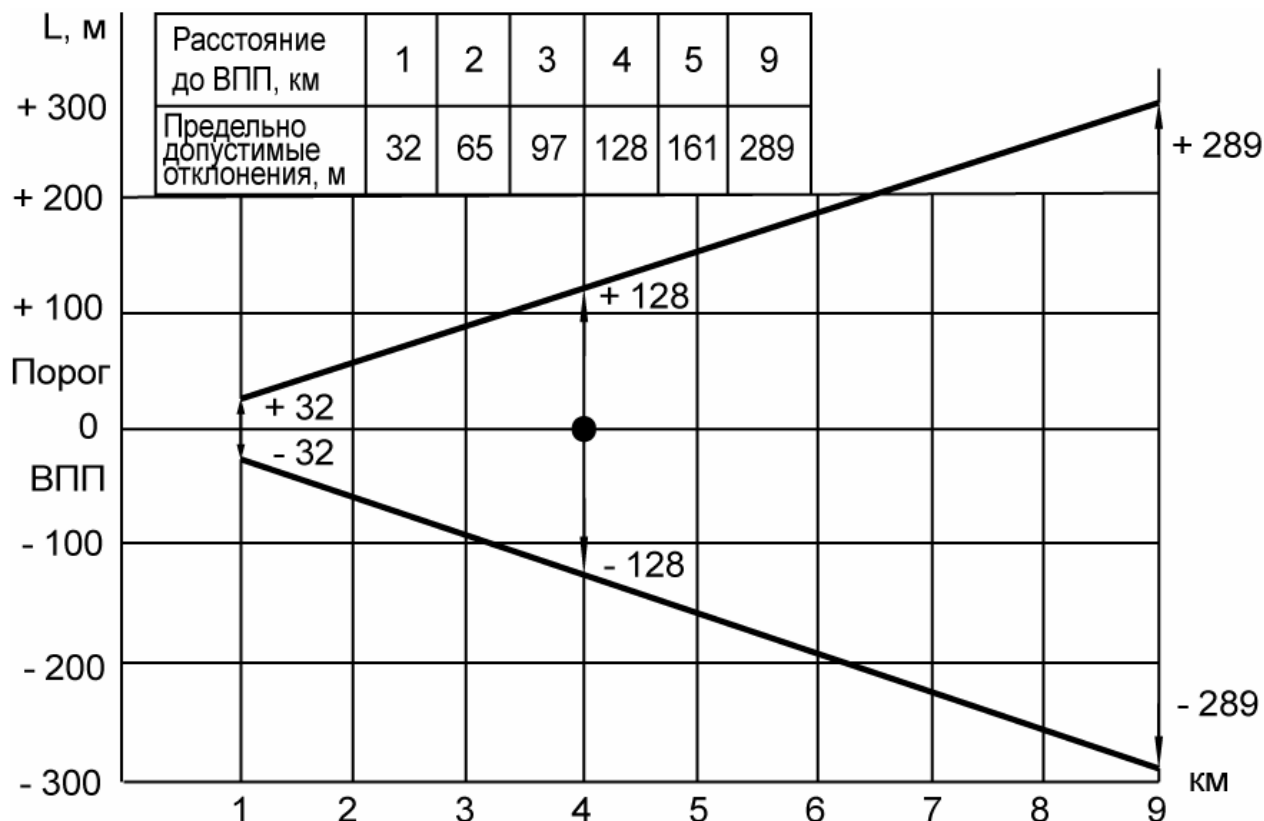


Рис. 20. Предельно допустимые отклонения по курсу

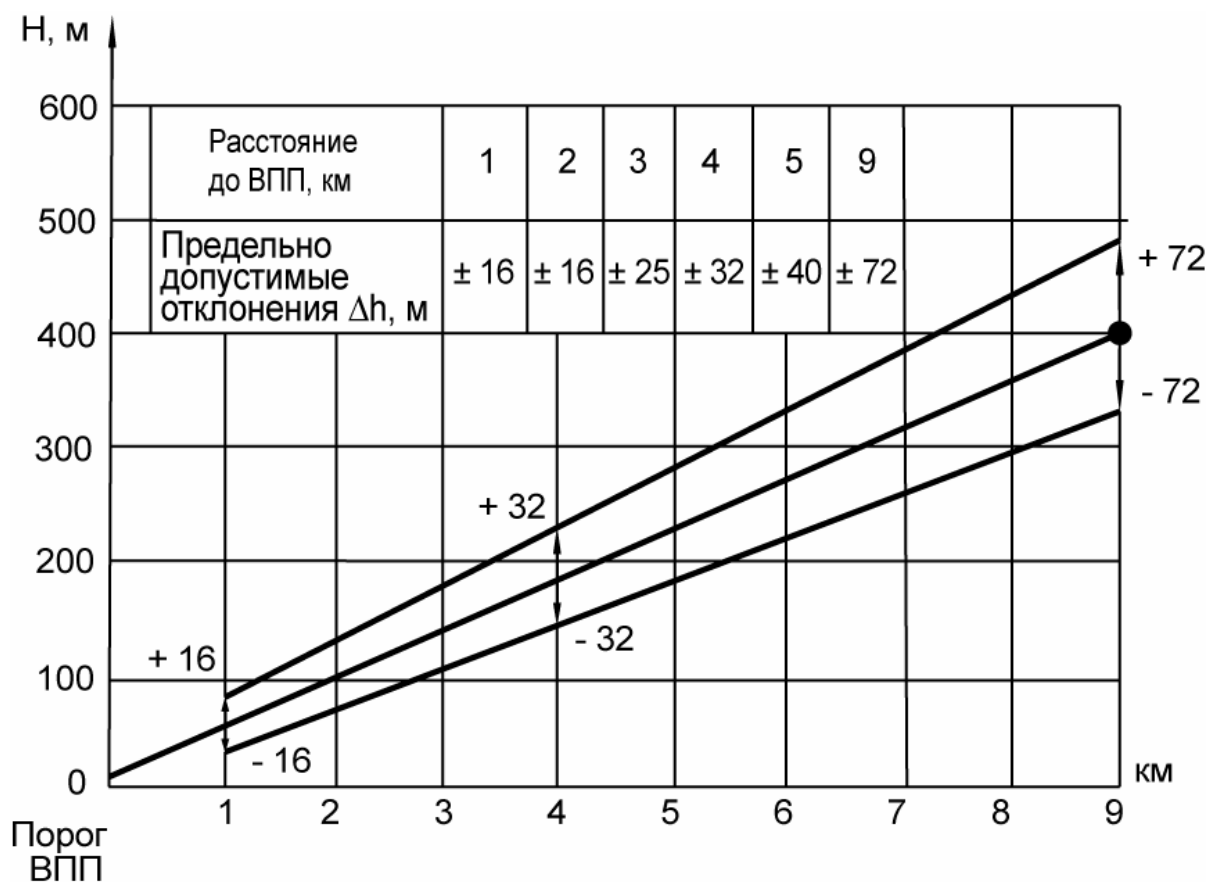


Рис. 21. Предельно допустимые отклонения по глиссаде

Устраняются боковые отклонения до 30 м на ВПП-30 м однократным поворотом с креном до  $5^\circ$  в сторону от ВПП на угол  $1-3^\circ$ . Поворот выполняется координированным отклонением органов управления с таким расчетом, чтобы осуществить приземление в пределах участка между осью ВПП и внутренними огнями зоны приземления со стороны бокового отклонения при этом

возможно приземление под небольшим углом ( $1-3^\circ$ ) к оси ВПП с последующим устранением этого угла на пробеге (рис. 22)

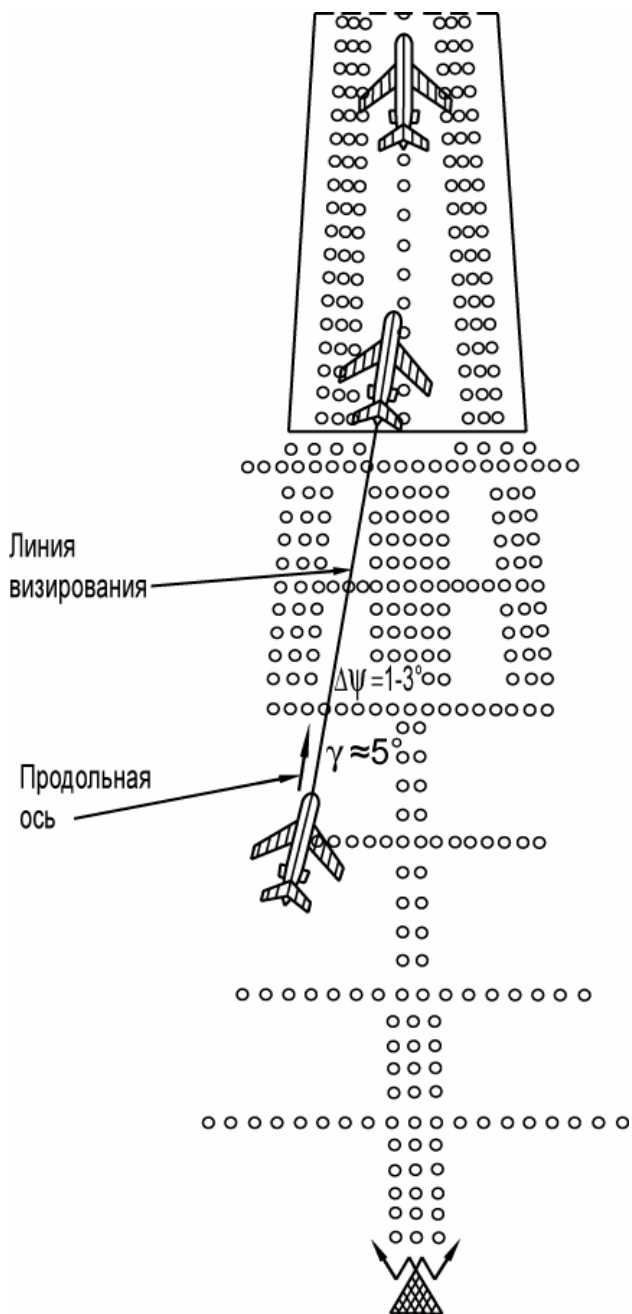


Рис. 22. Одноразовый доворот на  $1-3^\circ$  ( $H < 60$  м)

нении с подветренной стороны.

При боковых отклонениях самолета на ВПП в пределах красных огней КПБ  $[\pm(12-15)$  м] решение о посадке может быть принято без видимости порога ВПП и посадка может быть выполнена без маневра по устранению бокового отклонения, т. е. снижением по прямой с приземлением на огни приземления со стороны бокового отклонения.

При боковых отклонениях более 12—15 м до 30 м включительно (но не более половины ширины ВПП) решение о посадке может быть принято при условии видимости порога ВПП. Посадка выполняется с устранением бокового отклонения. Оценка фактических величин боковых отклонений производится командиром ВС визуально с использованием огней светоборудования аэродрома и других ориентиров (днем и ночью). Ориентирами для этой цели являются:

световой горизонт №1 ОВИ (ближайший к БПРМ), половина ширины которого по обе стороны от оси ВПП составляет 42 м для систем «Свеча-2» и Д-2 с 6 горизонтами и 37 или 27 м для систем ОВИ с 5 горизонтами (для ОВИ-1 и ОВИ-2);

боковые огни ВПП (боковое удаление их от оси ВПП определяется шириной ВПП);

боковые огни приближения красного цвета на КПБ (боковое удаление внешних — крайних

Контроль за правильностью подбора потребной величины угла доворота осуществляется командиром ВС по степени приближения самолета к оси ВПП, а также по расстоянию точки пересечения порога ВПП от оси ВПП. Ориентировочно эта точка должна находиться в пределах ширины огней приземления.

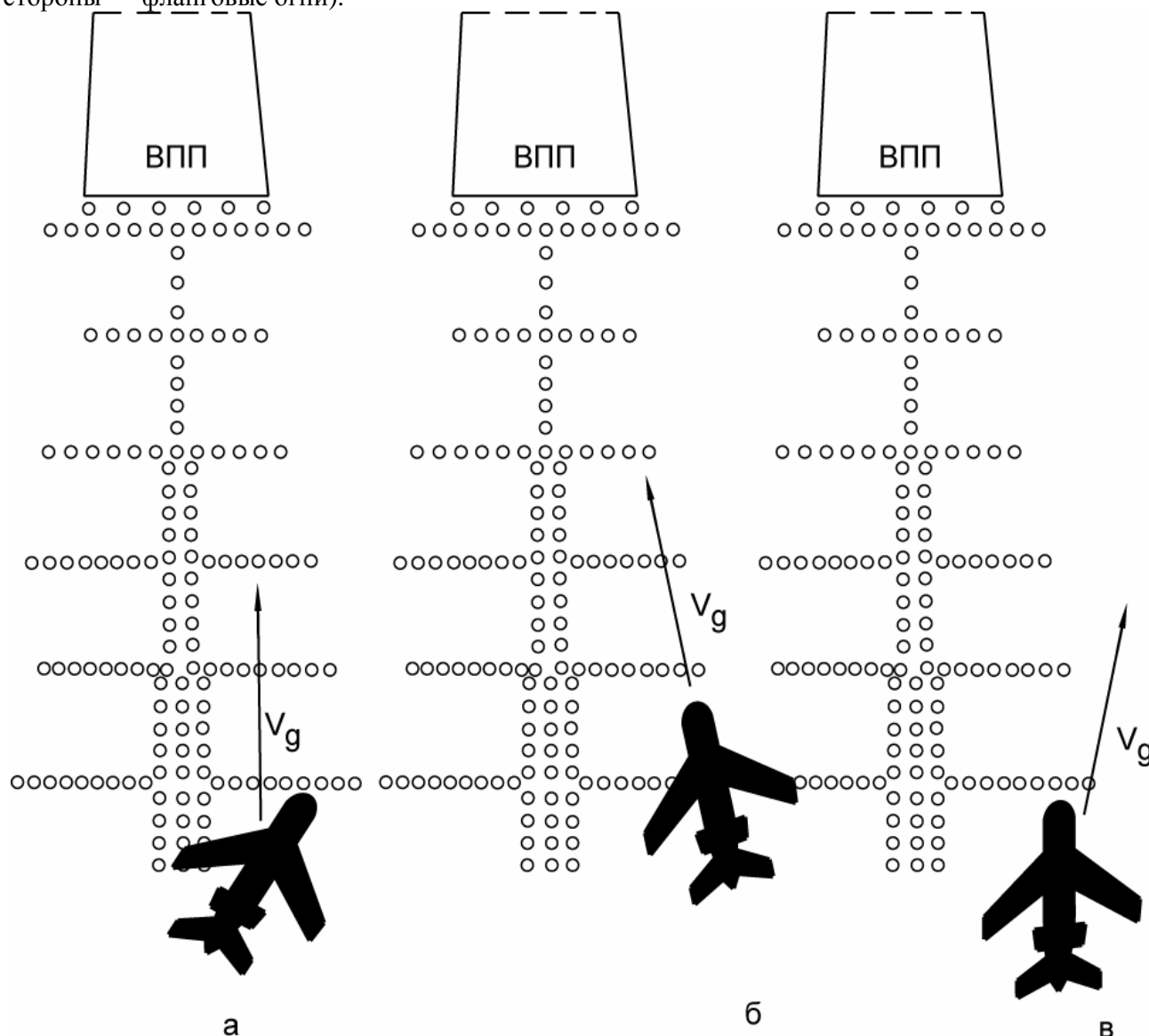
Маневренные характеристики самолета Ту-154Б позволяют устранить те предельные боковые отклонения от оси ВПП с которыми точностные характеристики АБСУ обеспечивают выход самолета на ВПП, причем эти отклонения в основном не превышают половины ширины ВПП. Это обстоятельство весьма удобно с точки зрения возможности оценки пилотом фактической величины бокового отклонения по положению самолета относительно боковой кромки ВПП и может служить критерием посадочного захода, основой для принятия решения о посадке (рис. 23 и 24).

Заход следует считать посадочным, если направление вектора путевой скорости не выходит за пределы ширины ВПП т.е. самолет к моменту достижения ВПП находится в пределах продолженных кромок ВПП и движется таким образом что не выйдет за их пределы, т. е. вектор путевой скорости направлен либо параллельно оси ВПП, либо так, что самолет приближается к оси ВПП. Это правило остается в силе и при боковом ветре, когда направление продольной оси самолета из-за угла упреждения может выходить за пределы боковых кромок ВПП однако направление вектора путевой скорости должно при этом находиться в указанных ранее пределах. При наличии бокового ветра для выполнения бокового маневра достаточно уменьшить угол упреждения на  $1-3^\circ$  при боковом отклонении с наветренной стороны или увеличить его на ту же величину при отклоне-



— огней от оси ВПП составляет 12—15 м);

входные огни ВПП зеленого цвета (при оценке бокового отклонения по входным огням необходимо помнить, что входные огни выступают за боковые кромки ВПП на 10 м с каждой стороны — фланговые огни).



**Рис. 23.** Возможные ситуации при подходе к ВПП при заходе по минимуму I категории (без учета отклонения по высоте): а—боковое отклонение не превышает половины ширины ВПП, вектор путевой скорости направлен по оси ВПП (параллельно ей) — решение командира ВС: «Садимся»; б — боковое отклонение превышает половину ширины ВПП, вектор путевой скорости направлен к оси ВПП — решение командира ВС: «Уходим»; в — боковое отклонение не превышает половины ширины ВПП, вектор путевой скорости направлен от оси ВПП — решение командира ВС: «Уходим»

Необходимо учитывать, что на ВПП-30 м удаление самолета от порога ВПП составляет 400—450 м и при дальности видимости по ОВИ 400 м порог ВПП может быть не виден не только на этапе формирования решения о посадке, но и вплоть до пролета ВПП.

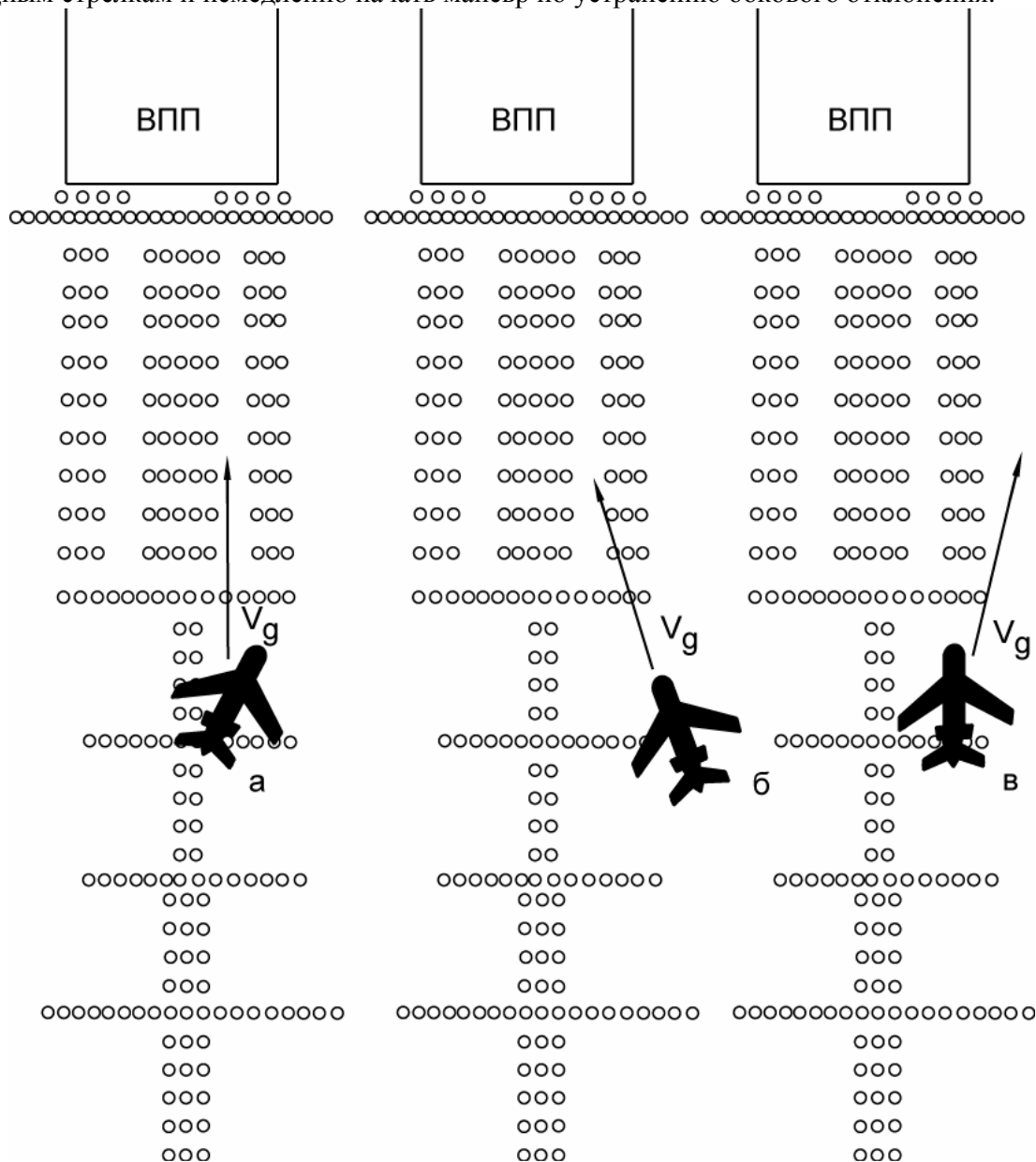
По результатам летных испытаний, максимальное отклонение самолета по высоте от глиссады на ВПП не превышает  $\pm 5$  м. Как видно из рис. 19, при полете выше глиссады на 5 м точка траектории, на которой достигается ВПП-30 м, сдвигается на величину порядка 110 м, и до начала ВПП останется уже не 440 м, а всего 330 м, что соответственно сокращает время полета от ВПП до начала ВПП и может осложнить выполнение бокового маневра. Аналогичным способом, но только назад сдвинется эта точка при полете ниже глиссады на 5 м. Тогда удаление до начала ВПП составит 550 м. Указанные отклонения от глиссады по высоте, как правило, не требуют корректирующего маневра и приводят к соответствующему смещению точек начала выравнивания и приземления примерно на ту же величину.

Если фактическое боковое отклонение превышает предельно допустимое, командир ВС обязан:

при автоматическом заходе немедленно включить автоматический режим ухода на 2-й круг;

при директорном заходе прекратить пилотирование по командным стрелкам и немедленно начать уход на 2-й круг в автоматическом или штурвальном режиме.

Если фактическое боковое отклонение находится в допустимых пределах, командир ВС, принимая решение о посадке, должен отключить автопилот или прекратить пилотирование по командным стрелкам и немедленно начать маневр по устранению бокового отклонения.



**Рис. 24.** Возможные ситуации при подходе к ВПП при заходе по минимуму II категории (без учета отклонений по высоте): а—самолет «внутри» красных огней, вектор путевой скорости направлен на оси ВПП — решение командира ВС: «Садимся»; б — самолет вышел за пределы красных огней, вектор путевой скорости направлен к оси ВПП — решение командира ВС: «Уходим»; в — самолет в пределах красных огней, вектор путевой скорости направлен от оси ВПП — решение командира ВС: «Уходим»

#### 5.4.4.1. Порядок выполнения S-образного маневра ( $H \geq 60$ м)

1. После перехода на визуальный полет, когда установлен надежный визуальный контакт с наземными ориентирами, определена сторона и величина бокового отклонения и принято решение о посадке, необходимо немедленно ввести самолет в крен  $10\text{--}12^\circ$  и продолжить разворот в сторону ВПП (рис. 25).

2. В момент совпадения продольной оси самолета с линией визирования центра торца ВПП следует перевести самолет в противоположный крен с величиной  $6\text{--}8^\circ$  с таким расчетом, чтобы плавно вписаться на продолжение осевой линии ВПП.

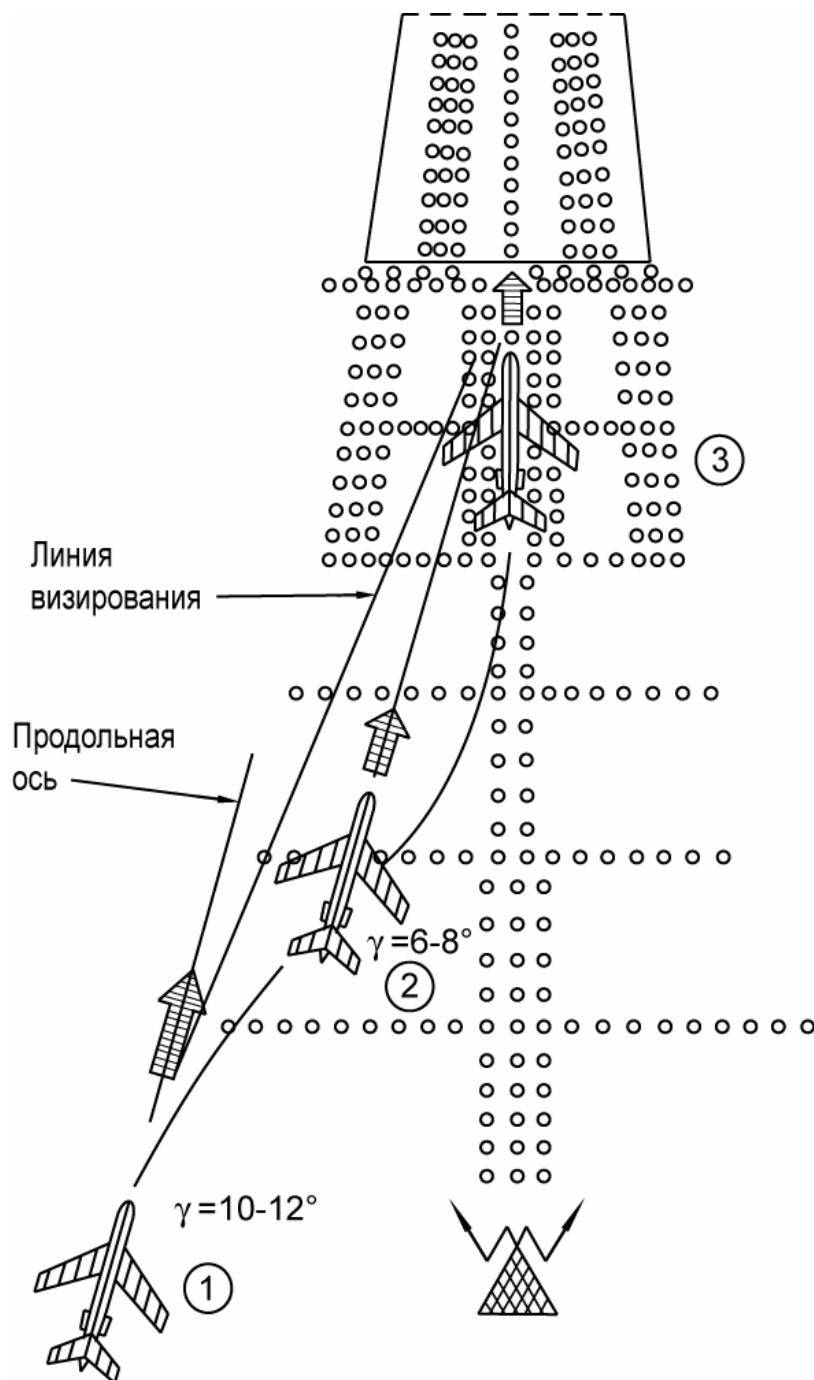


Рис. 25. S-образный маневр ( $H \geq 60$  м)

возможность бокового выкатывания.

## 5.5. УХОД НА 2-Й КРУГ

Уход на 2-й круг, в том числе и с одним неработающим двигателем, при заходе на посадку с закрылками, отклоненными на  $45^\circ$ , возможен с любой высоты, вплоть до начала выравнивания, если вертикальная скорость снижения не превышает 4 м/с.

При увеличении вертикальной скорости увеличивается просадка самолета, а следовательно, и минимальная высота ухода на 2-й круг. На рис. 26 приведены барограммы ухода на 2-й круг при снижении с различными вертикальными скоростями и зависимость просадки самолета от вертикальной скорости снижения и вертикальной перегрузки. Величина просадки находится в квадратичной зависимости от вертикальной скорости снижения, т. е.

$$\Delta H = V_y^2 / (2g\Delta\eta_{\gamma\text{эф}}) \quad (24)$$

Уход на 2-й круг может выполняться как в автоматическом режиме, так и в ручном, при этом уход на 2-й круг в ручном режиме необходимо выполнять таким образом, чтобы его параметры были возможно ближе к параметрам автоматического ухода. Это, с одной стороны,

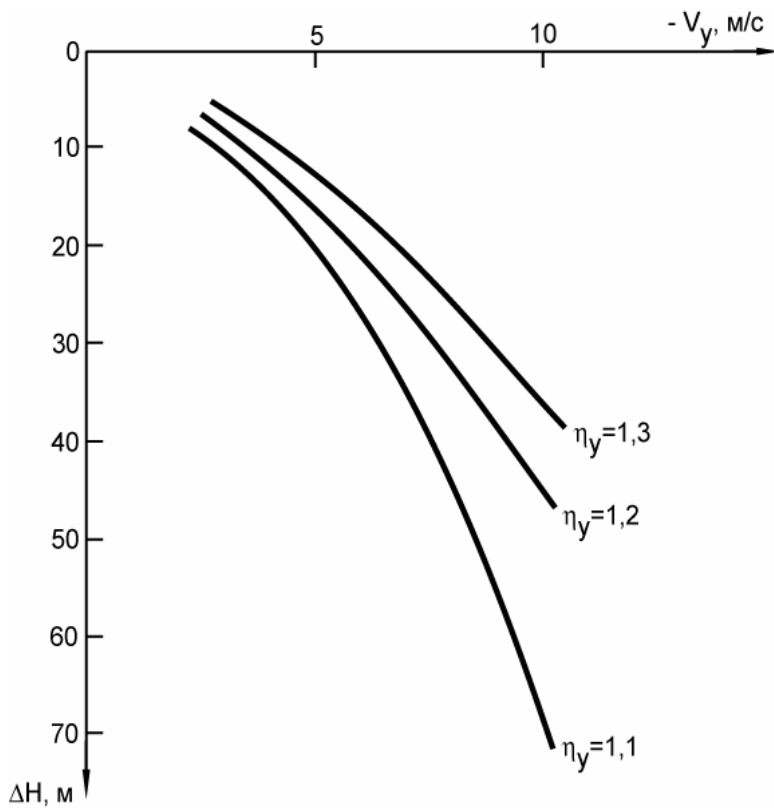
3. На завершающем этапе необходимо сосредоточить внимание на контроле за совпадением линии визирования с фактической линией пути и осевой линией ВПП.

**ВНИМАНИЕ!** Движения рулями управления самолетом (РН и элеронами) должны быть плавными и координированными. При наличии бокового ветра необходимо учитывать поправку на угол сноса.

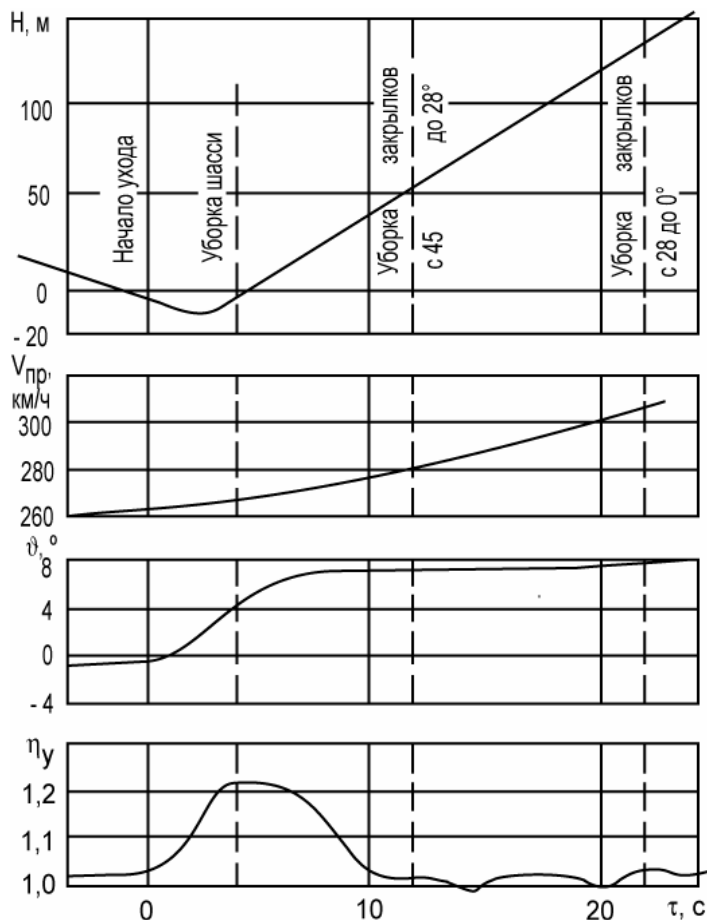
### 5.4.4.2. Выполнение одnorазового доворота ( $H < 60$ м)

1. После перехода на визуальный полет, когда установлен надежный визуальный контакт с наземными ориентирами, определена сторона и величина бокового отклонения (до 30 м включительно, но не более половины ширины ВПП) и принято решение о посадке, необходимо немедленно ввести самолет в крен до  $5^\circ$  и продолжить координированный разворот в сторону ВПП (см. рис. 22).

2. В момент совпадения продольной оси самолета с линией визирования боковых (со стороны доворота) красных огней КПБ следует немедленно вывести самолет из крена с таким расчетом, чтобы подойти к осевой линии ВПП под углом  $1-3^\circ$  и произвести приземление в пределах участка между осью ВПП и внутренними огнями зоны приземления со стороны бокового отклонения, исключив пересечение осевой линии ВПП и



**Рис. 26.** Просадка самолета при уходе на 2-й круг в зависимости от вертикальной скорости снижения  $V_y$  и располагаемой перегрузки;  
 $\delta_y=45^\circ$ ;  $\delta_{пр}=18,5^\circ$ ;  $\varphi_{ст} = -5,5^\circ$ ;  $V_{REF}=270$  км/ч



**Рис. 27.** Изменение параметров полета при уходе на 2-й круг

блеждает контроль в процессе автоматического ухода, а с другой — при отказе автоматической системы ухода не вызовет излишней перебалансировки самолета при переходе на ручное управление.

Началом ухода на 2-й круг является перевод РУД на взлетный режим с одновременным кратковременным выводом самолета на перегрузку  $\eta_y = 1,2—1,3$  ( $\Delta\eta_y = 0,2—0,3$ ), которая обеспечивается при центровках не менее 21 % САХ и является оптимальной с точки зрения просадки самолета ( $\Delta H = 8—10$  м) и запаса располагаемой перегрузки до сваливания. На рис. 27 и 28 приведена запись приборов-самописцев при уходе на 2-й круг. Так, при заходе по стандартной глиссаде ( $V_y = 4$  м/с) в случае ухода на 2-й круг с повышенной вертикальной скоростью  $V_y = 5—6$  м/с просадка самолета  $\Delta H$  возрастает в 1,5—2,0 раза и вместо  $\Delta H = 10$  м составляет  $\Delta H=15—20$  м.

При возрастании  $V_y$  до 7—8 м/с (на крутой глиссаде или при ошибках в выдерживании скорости снижения) просадка составляет  $\Delta H = 25—35$  м (см. рис. 26).

Эти значения соответствуют средней располагаемой перегрузке  $\eta_y = 1,25$ , которая может быть реализована при исходном балансирующем положении РВ по УПС 10—12°.

Необходимо помнить, что последовательность действий и манера пилотирования пилота через приращение эффективной перегрузки  $\Delta\eta_{yэф}$  непосредственно влияет на величину просадки, наряду с исходной вертикальной скоростью (см. рис. 27, 28). Вследствие запаздывания реакции самолета эффективная перегрузка всегда меньше располагаемой персгрузки  $\eta_{ур}$  (см. рис. 28). В среднем, при правильном пилотировании приращение эффективной перегрузки соответствует примерно 40 % приращения располагаемой

$$\Delta\eta_{yэф} \approx 0,4 \eta_{ур}$$

Указанный коэффициент эффективности изменяется в зависимости от темпа отклонения РВ. При энергичном взятии штурвала на себя он возрастает до 50%, а просадка

Уход на 2-й круг  
 $m = 73,75 \text{ т}$ ,  $X_T = 16\%$ ,  
 $\Delta V_{REF} = -14 \text{ км/ч}$ ,  $V_{y0} = -9 \text{ м/с}$ ,  
 $\Delta H = 49 \text{ м}$

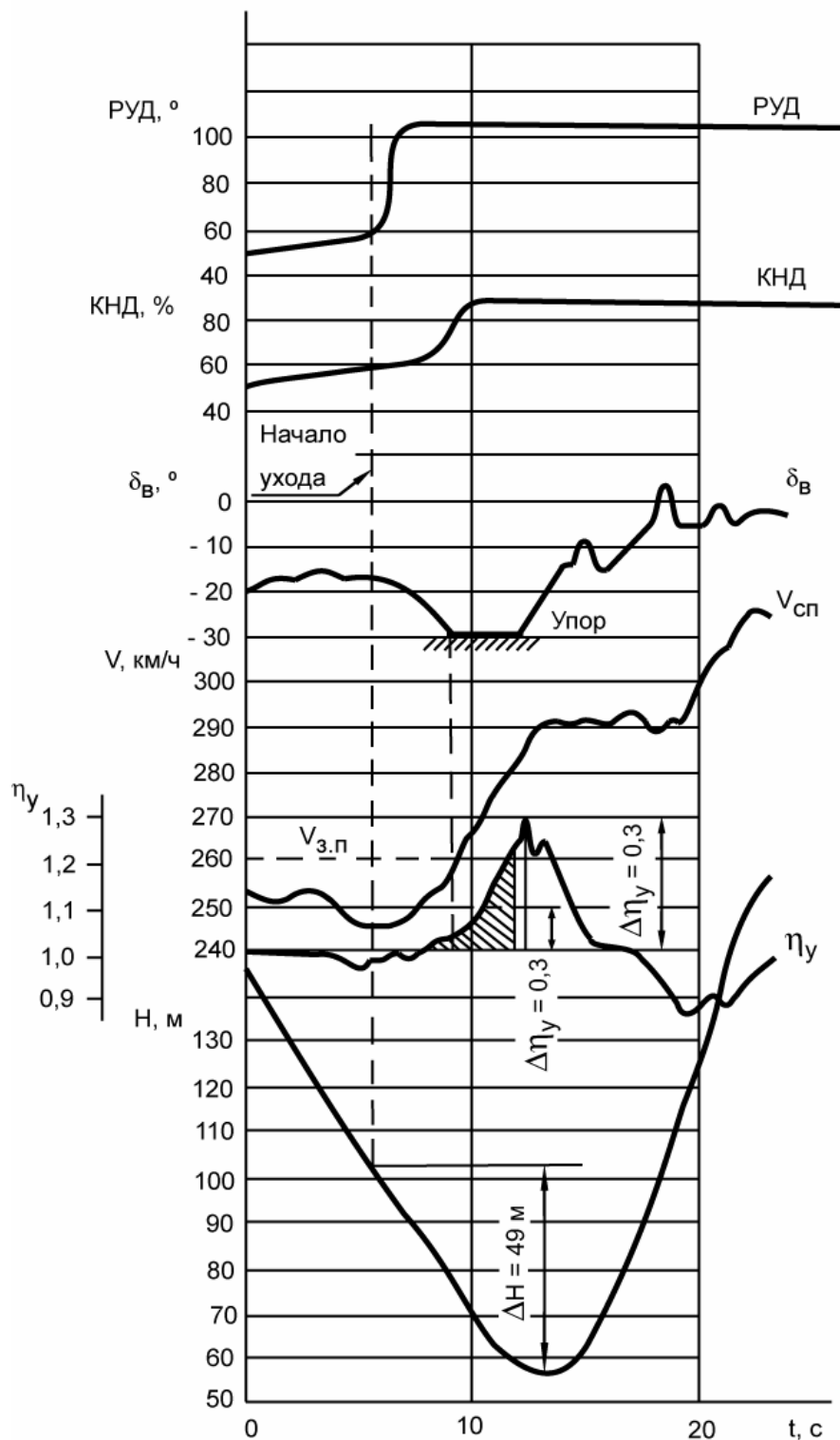


Рис. 28. Зависимость посадки самолета от вертикальной скорости, эффективной перегрузки (по данным средств объективного контроля)

уменьшается на 20—25 %. При медленном отклонении штурвала или его колебания коэффициент эффективности может снизиться до 0,3—0,2. Тогда просадка соответственно возрастет на 30—50 %.

С другой стороны, необходимо учитывать сильное влияние режима работы двигателей и скорости на располагаемую перегрузку. Так, перевод двигателей на взлетный режим увеличивает располагаемую перегрузку до  $\eta_{ур} = 0,07$ , в результате чего эффективная перегрузка возрастает на  $\Delta \eta_{эф} = 0,03—0,05$ , способствуя уменьшению просадки на 30—50%. Дополнительный эффект получается и вследствие разгона скорости на  $\Delta V = 10—15$  км/ч в процессе выхода двигателей на взлетный режим, от чего располагаемая перегрузка возрастает еще на  $\eta_{ур} = 0,08—0,12$ .

Таким образом, наибольшая эффективность управления продольным каналом при уходе на 2-й круг или выходе из крутого снижения достигается при своевременном энергичном взятии штурвала на себя и незамедлительном переводе РУД на взлетный режим.

Учитывая сильное влияние режима работы двигателей на величину располагаемой перегрузки, запаздывание перевода РУД на взлетный режим при уходе на 2-й круг, а также уход с малой высоты вне зоны ВПП недопустимы.

Так как на самолете Ту-154 допускается уход на 2-й круг над ВПП с высоты начала выравнивания 4—6 м

(возможно касание), а вернее, до момента уборки РУД на малый газ, вертикальная скорость снижения на высоте начала выравнивания не должна превышать 4 м/с, а перевод самолета в набор высоты в простых метеоусловиях целесообразно выполнять с увеличенным участком разгона скорости на небольшой высоте (особенно с одним отказавшим двигателем), с тем чтобы

использовать положительное влияние земного экрана, способствующего снижению лобового сопротивления вблизи земли, где проявляется эффект «воздушной подушки», вследствие которого разгон происходит быстрее.

При уходе на 2-й круг в сложных метеоусловиях, особенно по минимуму II категории и ниже, перевод самолета в набор высоты при уходе на 2-й круг должен быть немедленным с одновременным выводом двигателей на взлетный режим, чтобы избежать грубых касаний о землю и обеспечить безопасность полета.

Методика ухода на 2-й круг изложена в РЛЭ.

Для примера рассмотрим уход на 2-й круг с одним отказавшим двигателем.

#### 5.5.1. УХОД НА 2-Й КРУГ В ШТУРВАЛЬНОМ РЕЖИМЕ ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ГЛИССАДЕ НА САМОЛЕТЕ С ЗАДАТЧИКОМ СТАБИЛИЗАТОРА

Командир ВС, приняв решение об уходе на 2-й круг, немедленно переводит двигатели на взлетный режим и предупреждает экипаж об уходе на 2-й круг. Одновременно с переводом двигателей командир ВС выводит самолет из снижения и дает команду второму пилоту установить рукоятку управления закрылками в положение  $28^\circ$ , если заход на посадку осуществляется с закрылками  $45^\circ$ , при этом он сохраняет постоянной скорость начала ухода. Командир ВС контролирует уборку закрылков до  $28^\circ$  и перестановку стабилизатора в согласованное положение. После появления положительной вертикальной скорости и перестановки закрылков в положение  $28^\circ$ , командир ВС дает команду: «Убрать шасси». После набора высоты не менее 50 м, не допуская снижения, при скорости 305—330 км/ч командир ВС дает команду второму пилоту установить рукоятку управления закрылками в положение «0». Уменьшив угол набора высоты, командир ВС продолжает разгон самолета до скорости 340—400 км/ч и на этой скорости продолжает набор высоты круга. На высоте круга выполняется первый разворот, уменьшается режим работы двигателей и производится повторный заход на посадку с одним неработающим двигателем.

#### 5.5.2. АВТОМАТИЧЕСКИЙ УХОД НА 2-Й КРУГ

В основе работы канала тангажа АБСУ-154-2 в режиме автоматического ухода на 2-й круг лежит формирование сигналов, управляющих РВ, в зависимости от положения закрылков, при работе двигателей на взлетном режиме. Указанные сигналы обеспечивают отклонение РВ таким образом, чтобы максимальная приборная скорость при уходе на 2-й круг не превышала установленных ограничений (по прочности) с соблюдением необходимого запаса по углу атаки. Формирование сигналов, обеспечивающих автоматический уход на 2-й круг, производится в трехканальном вычислителе ухода. На вход каждого подканала вычислителя поступают:

кворумированный сигнал тангажа  $\vartheta_{\text{тек.ср}}$  с трех гировертикалей МГВ-1СК;

сигнал текущей приборной скорости  $V_{\text{пр.тек}}$  с соответствующего корректора — задатчика скорости.

Сигналы заданной приборной скорости и сигналы опорных тангажей формируются в вычислителе ухода на 2-й круг. Величины  $V_{\text{зад}}$  и  $\vartheta_{\text{оп}}$  определяются положением закрылков. Управляющие сигналы с вычислителя ухода поступают на усилители рулевых агрегатов тангажа и для обеспечения автоматической перебалансировки самолета при разгоне — в устройство триммерного эффекта. Для обеспечения демпфирования самолета в продольном движении кворумированный сигнал с датчика угловых скоростей поступает на усилитель рулевой машины тангажа.

В момент включения режима «Уход»:

подается сигнал на исполнительный механизм автомата тяги, перемещающий РУД во взлетное положение;

вычислитель ухода на 2-й круг подключается к усилителю рулевого агрегата тангажа  $\vartheta$ .

Управляющий сигнал  $\Delta\vartheta_{\text{ух}}$  на РВ в момент включения режима «Уход» будет определяться сигналом опорного тангажа  $\vartheta_{\text{оп}} = 10^\circ$ , необходимого для «перелома» траектории полета, и сигналом  $V_{\text{зад1}}$ , равным заданному значению скорости до уборки закрылков.

Под действием управляющего сигнала самолет изменит траекторию, перейдет в набор высоты с разгоном до скорости  $V_{\text{зад1}} = 290$  км/ч. На высоте не менее 50 м и скорости 280 км/ч необходимо начать уборку закрылков. При уборке закрылков с  $45$  до  $28^\circ$  самолет начнет разгоняться до скорости  $V_{\text{зад2}} = 340$  км/ч.

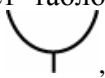
Если набор высоты будет продолжаться с закрылками, выпущенными на  $28^\circ$ , то самолет


будет стабилизировать указанную скорость.

При уборке закрылков с 28 до 0° скорость увеличивается до  $V_{зад3} = 400$  км/ч с последующей стабилизацией этой скорости.

При уборке закрылков для компенсации падения подъемной силы на РВ подаются определенные сигналы тангажа  $\vartheta_{оп2}$ ,  $\vartheta_{оп3}$ . В боковом движении, при включении автоматического режима ухода на 2-й круг, система переходит в режим стабилизации текущего курса.

Системой контроля охвачены все функциональные блоки, обеспечивающие работу автоматического режима ухода на 2-й круг.

При первом отказе любого из блоков на пульте поиска неисправностей гаснет табло «Испр. —АБСУ». При втором отказе одноименных блоков загорается табло , сигнализирующее об отказе автоматического режима ухода на 2-й круг. Срабатывание светового

табло  при выполнении захода на посадку предупреждает экипаж о том, что автоматический режим ухода на 2-й круг в продольном движении необходимо продолжить в штурвальном режиме.

Включение автоматического режима ухода на 2-й круг может производиться только после «захвата» глиссады при включенных выключателях «Крен» и «Тангаж» на ПУ-46 как из режима автоматического захода на посадку, так и из режима директорного захода на посадку. Включение производится нажатием кнопок «Уход», расположенных на штурвалах или перестановкой РУД во взлетное положение. При включенном или отказавшем автомате тяги включение производится только перестановкой РУД в положение «Взлетный режим».

Включение режима в продольном канале сигнализируется загоранием зеленых табло «Уход», расположенных на приборных досках пилотов, в боковом канале — загоранием зеленых табло «Стаб. бок». Автомат тяги при нажатии кнопки «Уход» (если он был включен) переводит РУД в положение «Взлетный режим» и отключается. В случае остановки РУД в промежуточном положении необходимо перевести РУД во взлетный режим.

Отключение режима «Уход» может производиться:

кнопками «Отключение автопилота»;

отклонением колонки штурвала, при этом в боковом канале сохранится режим стабилизации текущего курса;

кнопкой-лампой «Сброс программы», при этом АБСУ переключится в режим стабилизации текущего курса и тангажа.

Безопасный автоматический уход на 2-й круг обеспечивается в диапазоне полетных масс, температур и давлений на уровне аэродрома в соответствии с графиками, представленными в РЛЭ Ту-154.

Для выполнения автоматического ухода на 2-й круг:

1. Включение автоматического режима «Уход» производится нажатием кнопок «Уход», расположенных на штурвалах обоих пилотов, или перестановкой РУД в положение «Взлетный режим» с последующим дожатием РУД вперед до упора.

**НИМАНИЕ!** Включение автоматического ухода на 2-й круг может производиться только после захвата глиссады на высотах не менее 30 м как из режима автоматического захода на посадку, так и из режима директорного управления, при этом выключатели «Крен» и «Тангаж» на ПУ-46 должны быть включены.


**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В случае захода на посадку при выключенном или отказавшем автомате тяги включение автоматического режима «Уход» производится только перестановкой РУД в положение «Взлетный режим» с последующим перемещением РУД вперед до упора.

При включении автоматического режима «Уход»:

загораются зеленые табло «Уход» и «Стабил. боков.», расположенные на приборных досках обоих пилотов;

кнопки-лампы «Заход» и «Глисс» на приставке ПН-5 погаснут;

рычаги управления двигателями переместятся в положение «Взлетный режим» (если

режим был включен кнопкой «Уход»), кнопка-лампа  автомата тяги на приставке ПН-6 погаснет, и автомат тяги и перейдет в режим подготовки.

В случае остановки РУД в промежуточном положении переведите РУД во взлетный режим:

командные стрелки курса приборов ПКП-1 разведутся (командные стрелки глиссады

продолжают работать в режиме «Уход», энергично отклоняются вверх, а затем подходят к среднему положению и в дальнейшем будут находиться около среднего положения);

планка «Т» индикатора ИН-3-2 РВ отклонится вверх;

планки положения на приборах ПНП-1 продолжают работать в режиме индикации зон курсоглиссадных маяков;

на табло режимов обоих пилотов погаснут табло «Глиссада» и «Курс».

При этом самолет переводится:

в продольном канале — в режим набора высоты по командам, формируемым в вычислителе «Уход»;

в боковом канале — в режим стабилизации текущего курса.

2. При появлении положительного градиента набора высоты уберите шасси. При достижении приборной скорости 280 км/ч на высоте не менее 50 м приступите к уборке закрылков на 28°. При достижении приборной скорости 310—320 км/ч и вертикальной скорости 10 — 12 м/с плавным перемещением колонки от себя отключите режим автоматического ухода на 2-й круг. Перейдите на штурвальное управление в продольном канале и приступите к уборке закрылков до 0°. При достижении высоты круга (при необходимости) переведите самолет в горизонтальный полет и уменьшите режим работы двигателей, нажмите кнопку-лампу «Сброс программы».

**Примечание.** При уходе на 2-й круг при отказе одного двигателя на глиссаде уборка закрылков на угол 28° осуществляется одновременно с переводом РУД работающих двигателей в положение «Взлетный режим». После появления положительной вертикальной скорости и перестановки закрылков на угол 28° уберите шасси.

3. В процессе выполнения автоматического ухода на 2-й круг контролируйте: перемещение РУД во взлетное положение (в момент нажатия кнопки «Уход») и загорание зеленого табло «Уход»;

изменение высоты (по РВ-5), вертикальной скорости, приборной скорости (по УС-И), текущего курса (по ПНП-1);

работу системы автоматического ухода на табло командной сигнализации отказов АБСУ по командной стрелке прибора ПКП-1 в продольном канале.

4. Отключение автоматического режима «Уход» производите:

отклонением колонки штурвала, при этом:

а) погаснут зеленые табло «Уход» на приборных досках командира ВС и второго пилота;

б) командные стрелки курса и глиссады установятся в среднее положение;

в) в продольном канале АБСУ перейдет в режим штурвального управления;

г) в боковом канале останется режим стабилизации текущего курса.

**Примечание.** Подтвердите выключение режима нажатием кнопки-лампы «Сброс программы» на навигационной приставке ПН-5, кнопка-лампа «Сброс программы» загорится;

нажатием кнопки-лампы «Сброс программы» или поворотом рукоятки «Спуск—подъем», при этом:

а) загорится кнопка-лампа «Сброс программы»;

б) командные стрелки курса и глиссады установятся в среднее положение;

в) погаснут зеленые табло «Уход» на приборных досках командира ВС и второго пилота;

г) в продольном канале АБСУ перейдет в режим стабилизации текущего тангажа или режим управления рукояткой «Спуск-подъем», на табло режимов загорятся табло «Стабил. продол.»;


д) в боковом канале останется режим стабилизации текущего курса;

нажатием кнопки «Отключение автопилота», при этом:

а) погаснут зеленые табло «Уход» на приборных досках командира ВС и второго пилота;

б) командные стрелки курса и глиссады установятся в среднее положение;

в) АБСУ перейдет в режим штурвального управления, бленкеры «Крен», «Тангаж» на

ПУ-46 будут показывать знак «».

**ВНИМАНИЕ!** При выполнении автоматического ухода на 2-й круг с двумя работающими двигателями и с



закрылками, выпущенными на 45°, на начальном этапе ухода на 2-й круг возможно кратковременное (на 4—5 с) уменьшение скорости полета на 10—15 км/ч.

5. После отключения автоматического режима «Уход» при достижении высоты круга, установите выключатель «Подгот. посадки» на ПН-5 в положение «ОТКЛ».

6. В случае ухода на 2-й круг по причине отказа аппаратуры АБСУ для облегчения принятия решения о повторном заходе на высоте круга бортинженеру следует определить с помощью пульта ППН-13 исправный блок и доложить об этом командиру ВС.

## 5.6. ПОСАДКА И ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

### 5.6.1. ОПТИМАЛЬНАЯ ТРАЕКТОРИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ

При посадке в условиях посадочного минимума II категории длина воздушного участка посадочной дистанции имеет принципиальное значение, вытекающее из необходимости обеспечения средней точки приземления в середине «светового ковра», входящего в обязательный состав светооборудования II категории, т. е. на удалении 400—450 м от порога ВПП. Минимальная длина воздушного участка и всей посадочной дистанции в целом будет, очевидно, при наименьшей разности скоростей пересечения входной кромки ВПП  $V_{REF}$  и посадочной  $V_{пос}$ . Зависимость длины воздушного участка, длины пробега и всей посадочной дистанции от разности скоростей  $\Delta V = V_{REF} - V_{пос}$  представлена на рис. 29 для посадочной массы 80 т. При разности скоростей  $\Delta V = 10—15$  км/ч длина воздушного участка составляет 400—500 м, а длина посадочной дистанции не более 1400 м (самолет Ту-154Б). Для посадки в условиях минимумов I и II категорий потребная длина ВПП по действующим нормативам определяется

$$L_{ВПП} = 1,67L_{п.д.} \quad (25)$$

т. е. длина ВПП должна превышать посадочную дистанцию не менее чем в 1,67 раза.

Коэффициент 1,67 вводится нормами летной годности в случае отклонений от заданных параметров захода на посадку по высоте и скорости, скорости и направлению ветра, состоянию поверхности ВПП, а также в случае ошибок в расчете на посадку и др.

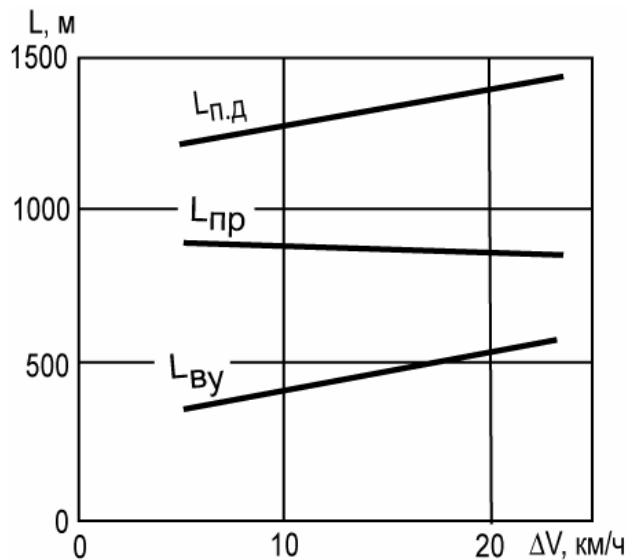


Рис. 29. Зависимость длины воздушного участка, длины пробега и посадочной дистанции от разности скоростей

В условиях минимума II категории большое значение приобретает качество посадки, одним из показателей которого является минимальный разброс точек приземления в продольном направлении относительно «светового ковра».

Необходимой предпосылкой оптимального выполнения посадки является предпосадочное снижение строго по глиссаде, а после пролета ВПП — по продолженной глиссаде при тщательной балансировке самолета и выдерживании постоянной скорости вплоть до высоты начала выравнивания. Разработанная методика выполнения посадки, основанная на эффекте «воздушной подушки» предполагает производить приземление без этапа выдерживания с вертикальной скоростью приземления не более 1—1,5 м/с, что

соответствует требованиям ЕНЛГС-С.

Эффект «воздушной подушки» заключается в том, что на достаточно малой высоте, соизмеримой с длиной хорды крыла, за счет экранирующего влияния земли происходит существенное увеличение коэффициента подъемной силы  $C_y$  что приводит к уменьшению угла наклона траектории снижения за счет искривления ее вверх и, как следствие, — к уменьшению вертикальной скорости снижения (примерно на  $\Delta V_y = 1$  м/с). Таким образом, если в процессе выравнивания вертикальная скорость погашена хотя бы до 2—1,5 м/с, приземление будет производиться с приемлемой перегрузкой около 1,5.

На рис. 30 приведена зависимость вертикальной перегрузки на выравнивании от высоты начала выравнивания и вертикальной скорости снижения. Чем меньше высота начала выравнивания, тем больше крутизна траектории выравнивания и тем больше должна быть перегрузка. Так,

при высоте выравнивания 5 м и вертикальной скорости подхода  $V_y = 4$  м/с  $\eta_y = 1,17$ ; при  $V_y = 6$  м/с  $\eta_y = 1,35$ . Подход к высоте 4—6 м с повышенной вертикальной скоростью  $V_y > 3—4$  м/с, особенно при предельно передней центровке, приводит к грубому приземлению.

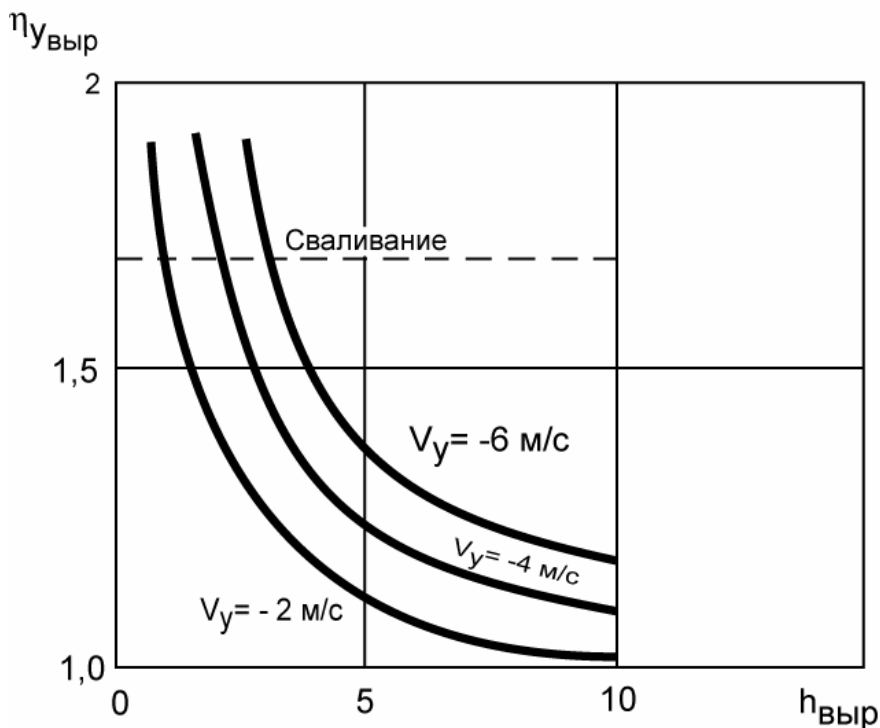


Рис. 30. Зависимость вертикальной перегрузки от высоты начала выравнивания и вертикальной скорости снижения

Поскольку посадка является завершающим и наиболее ответственным этапом полета, где сосредоточены скоротечные переходные процессы движения самолета вблизи земли, четкое понимание единых принципов выполнения посадки и усвоение рациональных навыков управления самолетом позволяет избежать грубых ошибок и их опасного развития. Важно отработать единый динамический стереотип управления самолетом. Основные его принципы:

- вмешиваться в управление ВС лишь для устранения отклонений от исходного режима полета,

либо для изменения траектории;

- на каждом этапе использовать наиболее эффективные средства управления;

- осуществлять поэтапное (раздельное по времени) управление продольным и боковым каналами.

Соблюдение этих принципов позволяет обеспечить движение самолета по оптимальной траектории посадки.

**Под оптимальной траекторией посадки понимается такая траектория полета от порога ВПП до конца пробега самолета, которая обеспечивает мягкую стабильную посадку в середине светового ковра (на удалении 400—500 м от порога ВПП), устойчивый пробег в пределах  $\pm 0,25$  ширины ВПП относительно ее оси и остановку на полосе при любых реальных условиях полета.**

Оптимальная траектория посадки состоит из прямолинейных участков, сопряженных кратковременными (1,5—3 с) криволинейными переходами с одного режима на другой (рис. 31). Она включает следующие этапы:

- прямолинейный полет по глиссаде и линии, ее продолжающей, до высоты выравнивания ( $H_{ср} \approx 5$  м);

- выравнивание и подвод самолета к земле с  $V_y = (1,5—2)$  м/с и остаточным углом наклона траектории  $\theta \leq 1^\circ$ ;

- приземление (контакт с ВПП) на две точки в расчетной зоне (середины «светового ковра» или 400—500 м от торца ВПП);

- прямолинейный пробег.

В настоящее время к посадке предъявляются наиболее жесткие требования, обусловленные нарастанием интенсивности полетов, освоением пониженных минимумов, расширением сети аэродромов, включая высокогорные и с ограниченной длиной ВПП, возрастанием полетной массы самолета, воздействием факторов в неблагоприятном сочетании и т. д.

Основная цель пилота — как можно точнее выдержать оптимальную траекторию. Отклонения параметров не должны быть чрезмерными, что должно гарантировать возможность исправления ошибок и отклонений в реальных условиях. Анализ эргатической системы «экипаж—воздушное судно—среда» показывает, что для самолета Ту-154 предельные погрешности

составляют:

в районе БПРМ (удаление ~ 1000 м):

по скорости  $\Delta V = \pm 15$  км/ч;

по высоте  $\Delta H = \pm 10$  м;

по вертикальной скорости  $\Delta V_y = \pm 1,5$  м/с;

по боковым отклонениям  $\Delta Z = \pm 40$  м;

по угловым отклонениям от курса  $\Delta \Psi = \pm (3—5)^\circ$ ;

над порогом ВПП:

по скорости  $\Delta V = \pm 10$  км/ч;

по высоте  $\Delta H = \pm 5$  м;

по вертикальной скорости  $\Delta V_y = \pm 1$  м/с;

по боковым отклонениям  $\Delta Z = \pm 10$  м;

по угловым отклонениям от курса  $\Delta \Psi = \pm 2^\circ$ .

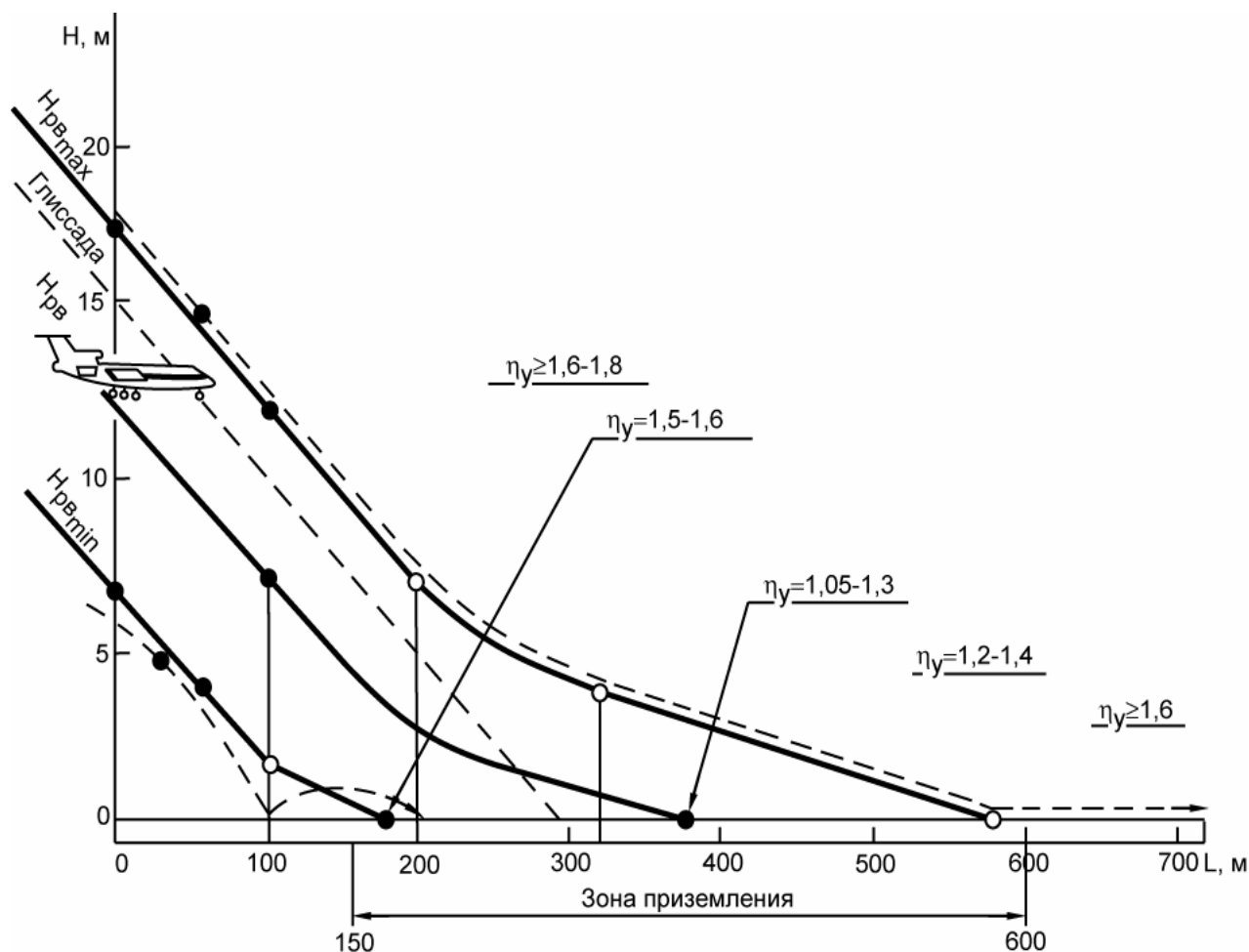


Рис. 31. Оптимальная траектория посадки

Учитывая возможность в эксплуатации воздействия факторов в неблагоприятном сочетании, необходимо стремиться выдерживать более высокую точность управления:

допуски, указанные для порога ВПП, соблюдать заранее, начиная с высоты 30 м;

пролет порога ВПП по продолженной глиссаде выполнять с параметрами:

высота  $H=10—15$  м (по указателю радиовысотомера);

скорость  $V = V_{REF} \pm 5$  км/ч;

вертикальная скорость —  $V_y = 3—4$  м/с;

отклонение от курса  $\Delta \Psi = \pm 1^\circ$ .

После пересечения порога ВПП при правильном пилотировании по РЛЭ этапы полета: по продолженной глиссаде, выравнивание и приземление — в совокупности длятся 5—7 с. Переходный участок от начала выравнивания до контакта с ВПП занимает интервал времени 3—4 с, а по, длине 220—290 м. По сравнению с существующими ранее рекомендациями в целях сокращения воздушных участков и избежания грубых посадок в настоящее время исключен участок выдерживания и парашютирования перед контактом с ВПП (см. рис. 31), приводивший к

большому разбросу места приземления и малоуправляемой вертикальной скорости при «проваливании» самолета. Одновременно уменьшена до оптимального значения (6—4 м) высота начала выравнивания, т. е. высота излома траектории, где самолет переводится на более пологую траекторию подхода к земле с остаточным углом  $\Psi \leq 1^\circ$  и вертикальной скоростью  $V_y \leq 2$  м/с. Это позволило сократить воздушный участок, повысить точность расчета и посадки (в середине светового ковра — 450 м от порога ВПП), упростить технику пилотирования и исключить грубые приземления с большой вертикальной скоростью. При выполнении оптимальной посадки важно на сбалансированном самолете сохранить параметры установившегося движения по продолженной глиссаде в пределах:

- по высоте  $\pm(2—3)$  м;
- по скорости  $\pm 5$  км/ч;
- по вертикальной скорости  $\pm 0,5$  м/с, не превышая ее более 4 м/с;
- по курсу  $\pm (1—2)^\circ$ .

По достижении высоты 10—12 м (при пересечении порога ВПП), где начинают сказываться экранирующие свойства земли, необходимо сохранить заданные параметры и на рекомендованной высоте начать выравнивание по методике, изложенной в РЛЭ, которая за период летной эксплуатации самолета Ту-154 и его модификаций претерпела значительные изменения.

При оптимальной траектории подхода к порогу ВПП на высоте 12 м от колес шасси выравнивание начинается на удалении 150—200 м от порога ВПП на высоте 6—4 м при исходной вертикальной скорости перед началом выравнивания  $V_{у.в.} = 4—3,5$  м/с с располагаемой избыточной перегрузкой  $\eta_{ур} — \eta_{доп} = 1,35$ .

Согласно данным расшифровок МСРП, при выполнении выравнивания приращение перегрузки в среднем составляет не более 0,2.

Потребная просадка при данном приращении перегрузки и с оставшейся вертикальной скоростью  $V_{у.к.в.} = 2$  м/с составит

$$\Delta H = (V_{у.н.в.}^2 - V_{у.к.в.}^2) / (2g\Delta\eta_{уэф}) = (4^2 - 2^2) / (2 * 9,8 * 0,2) \approx 3 \text{ м} \quad (26)$$

Указанная просадка — свидетельство позднего начала выравнивания. Приземление с непогашенной вертикальной скоростью приводит к жестким посадкам с перегрузкой до 1,4 ед. и более.

Если до контакта с землей вертикальная скорость погашена практически полностью (допустим,  $V_{у.к.в.} = 0,5$  м/с), то просадка составит около 4 м.

Таким образом, рекомендованные РЛЭ высоты начала выравнивания 6—4 м вполне обоснованы для исходных вертикальных скоростей  $V_y = 4—3$  м/с с учетом влияния экранирующих свойств земли и запаздывания реакции самолета на искривление траектории. Они обеспечивают мягкое приземление с  $\eta_y = 1,05—1,2$ . При этом положительную роль играет прирост подъемной силы до 10 % «воздушной подушки», обусловленной влиянием экрана земли на аэродинамические характеристики самолета. Влияние «воздушной подушки» проявляется в уменьшении вертикальной скорости касания  $V_{у.к.}$  в зависимости от вертикальной скорости подвода самолета к земле  $V_{y0}$ , как показано на рис. 32.

Если самолет подводится к земле с вертикальной скоростью —  $V_{y0} = 2—3$  м/с, то приземление происходит с —  $V_{у.к.} = 0,5—2$  м/с, т.е. «воздушная подушка» уменьшает вертикальную скорость, на 1—1,5 м/с.

На рис. 32 показана средняя перегрузка, воспринимаемая шасси в момент касания ВПП. Из рисунка видно, что для получения мягкого приземления с перегрузкой  $\eta_y = 1 + \Delta\eta_{уш} = 1,1—1,4$  необходимо иметь вертикальную скорость в момент контакта с землей  $V_{у.к.} = — (0,2—1,0)$  м/с, которая обеспечивается при подходе к земле с  $V_{y0} = — (1,8—2,5)$  м/с.

Если самолет подводится к земле по более пологой траектории с вертикальной скоростью менее 1,7 м/с, то при невмешательстве пилота самолет зависает на «воздушной подушке». При сохранении оборотов, соответствующих снижению по глиссаде, полет на «воздушной подушке» будет происходить с некоторым разгоном, при уборке газа на высоте выравнивания — с медленным торможением и увеличением воздушного участка до 1000—1200 м. Это объясняется значительным падением лобового сопротивления вследствие экранирующих свойств земли. Поэтому для уверенного приземления в расчетном месте необходимо прижать самолет к земле плавным дозируемым перемещением колонки штурвала от себя.

После выравнивания, когда вертикальные скорости становятся малыми, и в случае зависания на «воздушной подушке» принудительное выдерживание вертикальной скорости  $V_y = — (0,5—1,0)$  м/с не приводит к грубой посадке.

Как показали испытания и опыт полетов по указанной оптимальной траектории, выполнение посадки с перегрузкой 1,05—1,3 на удалении 400—500 м от порога ВПП не вызывает больших затруднений при соблюдении рекомендаций РЛЭ. У самолета при этом имеется

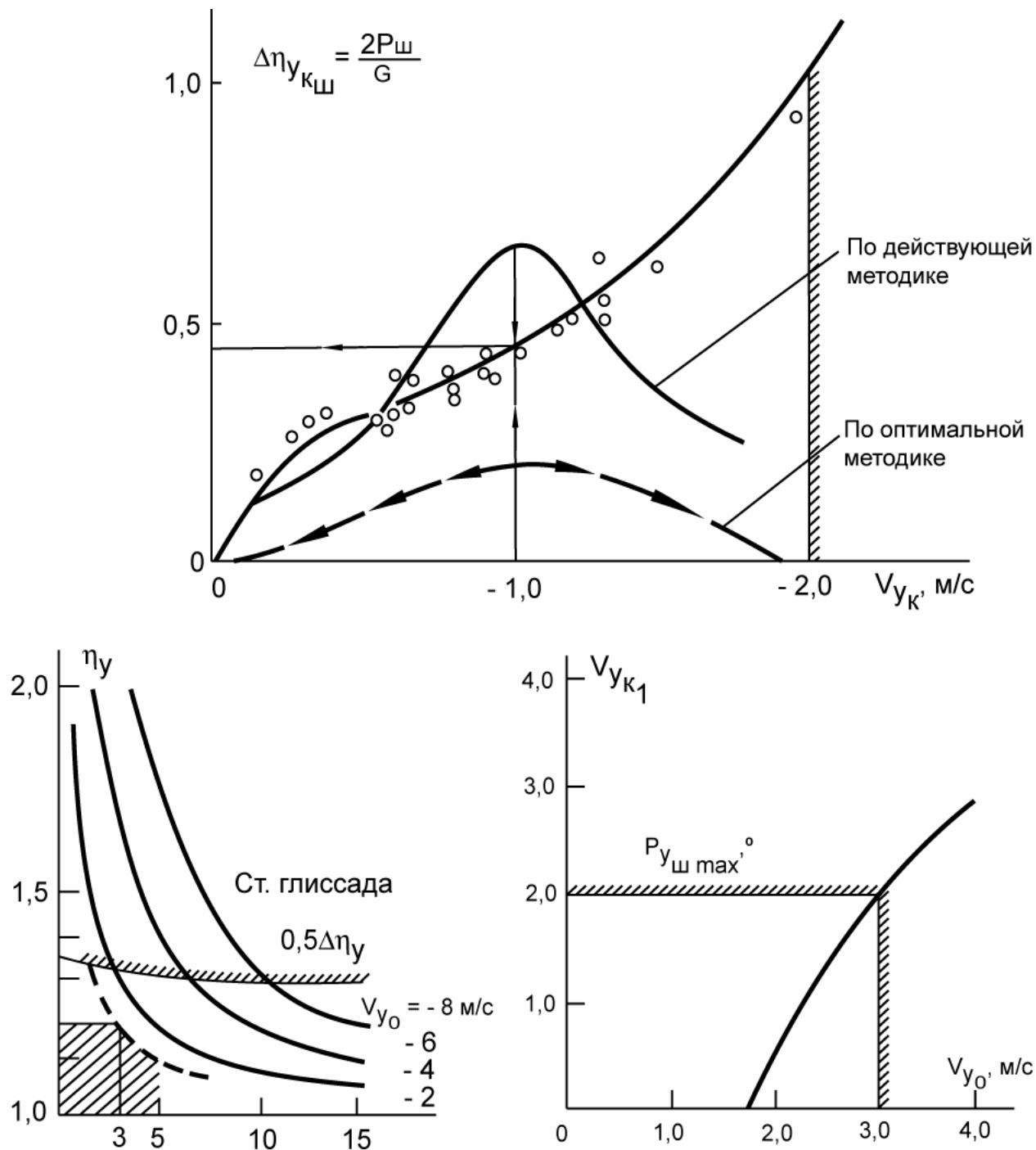


Рис. 32. Перегрузки, действующие на самолет при посадке

оптимальный диапазон углов тангажа при касании  $\vartheta = 2 — 3^{\circ}$ , который нужно соблюдать.

#### 5.6.2. МЕТОДИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ

Во исполнение указания МГА и в соответствии с утвержденным планом ГосНИИ ГА, ОКБ и ЛИИ МАП проведены дополнительные комплексные исследования по выявлению причин выкатываний и разработке рекомендаций по их предотвращению.

В ходе работы были тщательно проанализированы материалы по случаям выкатывания, выполнены продувки в аэродинамической трубе, проведен комплекс специальных летных испытаний. В результате проведенных исследований разработаны изменения к РЛЭ по уточнению действий экипажа на посадке в целях предотвращения выкатываний.

В рекомендациях учтены выявленные особенности поведения самолета на переходных этапах посадки с учетом характерных ошибок пилотирования. Особое внимание уделено ра-

циональному порядку использования всех имеющихся на самолете средств путевого и продольного управления (реверс, рули, элероны, передние колеса, тормоза), обеспечивающего требуемую точность приземления в расчетной зоне и устойчивый прямолинейный пробег с эффективным торможением. При этом учтено влияние конструктивных особенностей самолета на характер продольной и путевой устойчивости и управляемости.

Строгое соблюдение рекомендаций исключит неуправляемое движение самолета на всех этапах посадки.

Согласно разработанной методике выполнения посадки полет до высоты начала выравнивания следует производить, сохраняя сбалансированный на глиссаде режим снижения.

Расчет места приземления должен быть таким, чтобы в момент касания боковые отклонения самолета от оси ВПП не превышали 1/4 ширины ВПП. При этом движение самолета должно быть параллельно или в направлении к оси ВПП с отклонениями, не превышающими указанных в РЛЭ (п. 4.2.13). Например, при высоте начала маневра 30 м предельно допустимое боковое отклонение должно быть 30 м (но не более половины ширины ВПП).

Если указанные условия не обеспечиваются, необходимо выполнить уход на 2-й круг с высоты не ниже высоты начала выравнивания до уборки РУД на малый газ.

На высоте 6—4 м следует начинать выравнивание и уменьшить режим работающих двигателей до малого газа. К концу выравнивания РВ нужно предупредить увеличение угла тангажа и произвести приземление, не допуская выдерживания и взмывания самолета, удлиняющих дистанцию. Непосредственно после приземления следует выпустить интерцепторы и принять решение об использовании реверса тяги двигателей.

Реверс тяги двигателей включается:

если самолет движется параллельно оси ВПП непосредственно при касании;

если самолет приземлился под углом к оси ВПП после устранения угла упреждения, вывода самолета на траекторию движения, параллельную оси ВПП, и опускания самолета на передние колеса.

При правильном пилотировании приземление происходит в расчетной зоне на удалении 300—600 м от порога ВПП на скорости на 5—10 км/ч меньшей скорости захода и с вертикальной скоростью снижения 0,5—1 м/с.

При заходе на посадку по нестандартной глиссаде (с углом наклона более 3° и вертикальной скоростью снижения более 4 м/с) на высоте 20—15 м следует уменьшить вертикальную скорость снижения до 3—4 м/с. Приземление производится по указанной ранее методике.

В случае отделения самолета от ВПП после касания, необходимо зафиксировать колонку штурвала и, не допуская опускания носа, произвести повторное приземление самолета на основные колеса, выпустив интерцепторы, если они не были выпущены после первого касания. Опустите самолет на передние колеса с последующим отклонением колонки штурвала вперед до упора. Убедившись, что самолет движется параллельно оси ВПП, приступите к торможению. Реверс используйте до скорости 130—120 км/ч, а в случае необходимости (посадка на скользкую ВПП, отказ тормозов, малая длина ВПП и т. п.) — вплоть до полной остановки.

После посадки с применением реверса до полной остановки необходимо осмотреть ВНА и I ступень вентилятора и оцепить их состояние.

Торможение производите плавным синхронным обжатием педалей на скорости в пределах ограничений РЛЭ (п. 2.7.10). Приборная скорость начала торможения колесами, за исключением особых случаев полета, не более 240 км/ч при температуре наружного воздуха на земле до 25 °С и не более 225 км/ч при температуре до 32 °С. При температуре больше 32 °С скорость начала торможения должна быть не более 215 км/ч, после чего необходимо охладить колеса водой.

На пробеге направление выдерживайте плавным отклонением РН, своевременно парируя тенденцию самолета к отклонению от оси ВПП. На сухой ВПП также допускается одностороннее подтормаживание колес.

**ВНИМАНИЕ!** В случае увода самолета от оси ВПП с угрозой бокового выкатывания:

немедленно выключите реверс тяги обоих двигателей, одновременно полностью прекратите торможение колес шасси;

используя управление педалями и отклонение элеронов, а на сухой полосе, при необходимости, — одностороннее подтормаживание колес, обеспечьте движение самолета параллельно оси ВПП;

если органами управления не удается вывести самолет из заноса, то выключателем «Разворот колеса» выключите управление передним колесом, переведя его в режим самоориентирования. После ликвидации угла увода

при нейтральном положении педалей вновь включите управление передним колесом. Плавным отклонением педалей выведите самолет на линию, параллельную оси ВПП;

после полного восстановления управляемости и уверенного движения параллельно оси ВПП примените торможение колес, а при необходимости, вновь включите реверс тяги двигателей и используйте его вплоть до полной остановки;

не применяйте раздельное реверсирование тяги двигателей для устранения боковых отклонений самолета;  
не допускайте применение S-образного маневра самолета на пробеге для устранения боковых отклонений.

В целях исключения произвольных и ошибочных действий при управлении РН и тормозами самолета в процессе захода на посадку и пробега необходимо руководствоваться следующим:

в процессе захода на посадку положение ног на педалях должно быть таким, чтобы каблук касался пола, а средняя часть ступни располагалась на нижней границе педали; такое положение должно сохраняться до начала торможения;

перед началом торможения необходимо переместить ступни ног так, чтобы средняя часть каблуков размещалась на нижней границе педалей, а носки размещались в верхней части педалей, что обеспечивает достаточность хода педалей при их полном обжати;

при перемещении педалей не допускайте обжатия их без необходимости торможения.

При посадке на ВПП с пониженным коэффициентом сцепления необходимо строго выдерживать рекомендованные РЛЭ скорость захода на посадку и высоту пролета входного торца ВПП.

При отказе реверса одного из двигателей и появления опасности выкатывания в сторону реверс обоих двигателей следует выключить.

После восстановления направления движения самолета, при необходимости, повторно включите исправный реверс.

В случае, если при выключении реверса его створки не переключаются в положение прямой тяги (табло «Замок реверса» продолжает гореть), остановите двигатель.

В конце пробега:

установите переключатель режимов разворота передних колес в положение рулежного режима («55°» или «63°» в зависимости от модификации самолета);

включите выключатель «Вентиляц. шасси», при этом загорается табло «Запусти ВСУ» (для самолетов, оборудованных вентиляторами шасси);

уберите закрылки и убедитесь, что стабилизатор занял полетное положение, а предкрылки убраны;

уберите интерцепторы;

выключите обогрев ППД.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** В случае использования реверса тяги до полной остановки самолета, а также при выполнении посадки на ВПП, покрытую снегом или грязью, механизацию крыла не убирайте до заруливания на стоянку. На стоянке, убедившись в отсутствии льда, снега или грязи на предкрылках, закрылках и интерцепторах, уберите механизацию крыла и фары. До заруливания на стоянку допускается уборка закрылков только до 28.

Если проанализировать посадочную дистанцию и особенно ее воздушный участок, то окажется, что несоблюдение рекомендаций РЛЭ по выполнению посадки по изложенной методике приводит к большому разбросу как длины воздушного участка, так и самой посадочной дистанции. По старой методике этот разброс по воздушному участку составлял примерно от 300 до 1000 м, что было недопустимо при освоении минимума II категории ИКАО. По новой методике этот разброс колеблется уже в пределах от 300 до 600 м, что позволило ввести единые зоны приземления, пригодные для других типов ВС этого класса, поскольку в данном случае решающей является скорость захода на посадку. Воздушный участок сокращается за счет уменьшения разности скоростей захода на посадку и приземления. Эта разность составляет 5—10 км/ч, вместо ранее рекомендованной 20—25 км/ч. Это приводит также и к уменьшению потребного расхода РВ.

### 5.6.3. ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Теория и практика выполнения посадки при боковом ветре позволили в настоящее время выработать три метода приземления самолета:

метод упреждения в курс без доворота до момента полного приземления самолета — основной метод выполнения приземления при посадке с боковым ветром на самолете Ту-154;

метод упреждения в курс с доворотом перед приземлением;

метод скольжения.

Последние два метода приземления для самолета Ту-154 неприменимы.

Упреждение в курс без доворота до момента полного приземления является основным методом посадки тяжелых реактивных самолетов. Сущность его состоит в том, что выравнивание и приземление самолета производится с углом упреждения до момента уверенного приземления на ВПП (рис. 33). Отклонение педали по сносу осуществляется после приземления самолета. С точки зрения простоты пилотирования, преимущества данного метода неоспоримы:

отсутствие взаимного перекрещивания рук и ног в процессе снижения по глиссаде и выравнивания, свойственные методу скольжения, применяемому при посадках на легких самолетах;

повышенная точность приземления за счет меньшей занятости пилота;

отсутствие «зависания по крену» (при посадке на самолете Ту-154 это явление практически отсутствует);

практически исключается посадка на одну тележку шасси; угол упреждения до  $10 - 12^\circ$  устраняется через 2—4 с после касания и т. д.

Согласно РЛЭ скорость полета на самолете Ту-154 по глиссаде вплоть до приземления при болтанке должна быть на 10 км/ч больше, чем при нормальных условиях полета.

При заходе на посадку с боковым ветром после 4-го разворота до момента касания снос следует устранять только углом упреждения. При переходе на ручное управление самолетом необходимо обеспечить сохранение выбранного угла упреждения. Посадку следует выполнять с углом упреждения без крена и сноса.

После приземления необходимо выпустить интерцепторы, РН убрать угол упреждения, опустить самолет на передние колеса и при движении самолета по оси ВПП

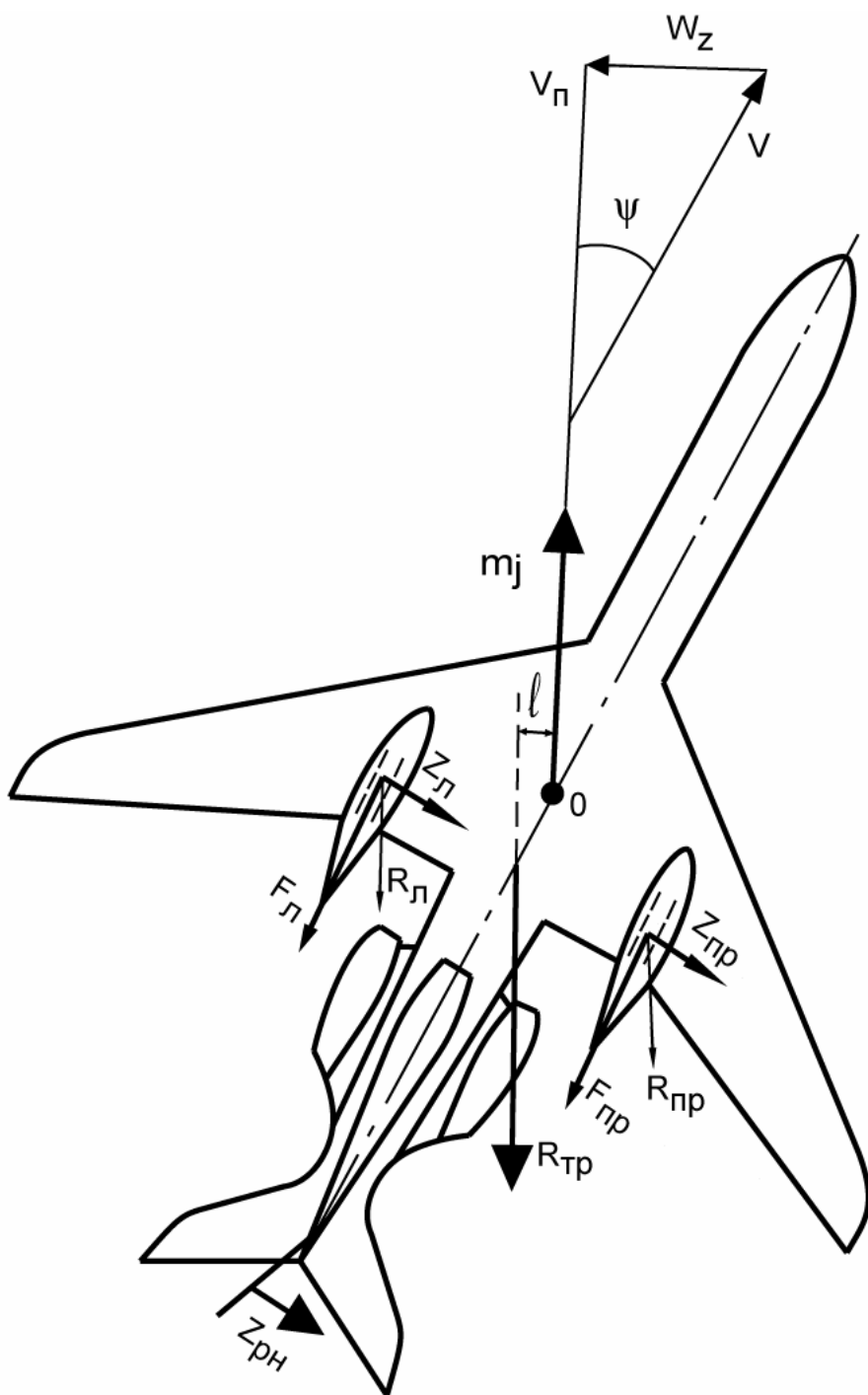


Рис. 33. Силы, действующие на самолет в момент приземления с углом упреждения при посадке с боковым ветром

или параллельно ей включить реверс тяги двигателей.

Если самолет, двигаясь параллельно оси ВПП, коснулся ее поверхности не на осевой линии, необходимо выдерживать начальное направление пробега самолета параллельно оси ВПП. При движении самолета под углом к оси ВПП плавными отклонениями педалей следует вывести самолет на линию, параллельную оси ВПП.



**ВНИМАНИЕ!** Предельно допустимая скорость бокового ветра:  
 при коэффициенте сцепления 0,6 и более и при отсутствии слоя осадков на ВПП — 17 м/с;  
 при коэффициенте сцепления менее 0,6 и при отсутствии слоя осадков на ВПП — определяется по графику  
 (рис. 34);  
 при наличии слоя осадков на ВПП независимо от величины коэффициента сцепления — 5 м/с;  
 при отказе двух гидросистем на сухой ВПП — 8 м/с.  
 Предельно допустимый коэффициент сцепления  $f_{цз} = 0,3$ .

Тренировочные и контрольно-проверочные полеты по минимуму II категории, предусматривающие использование системы имитации видимости (СИВ), проводятся при следующих условиях:

- высота нижней границы облаков не менее 100 м;
- видимость на ВПП не менее 1500 м;
- коэффициент сцепления на ВПП не менее 0,4;
- боковая составляющая ветра равна половине максимально допустимого значения.

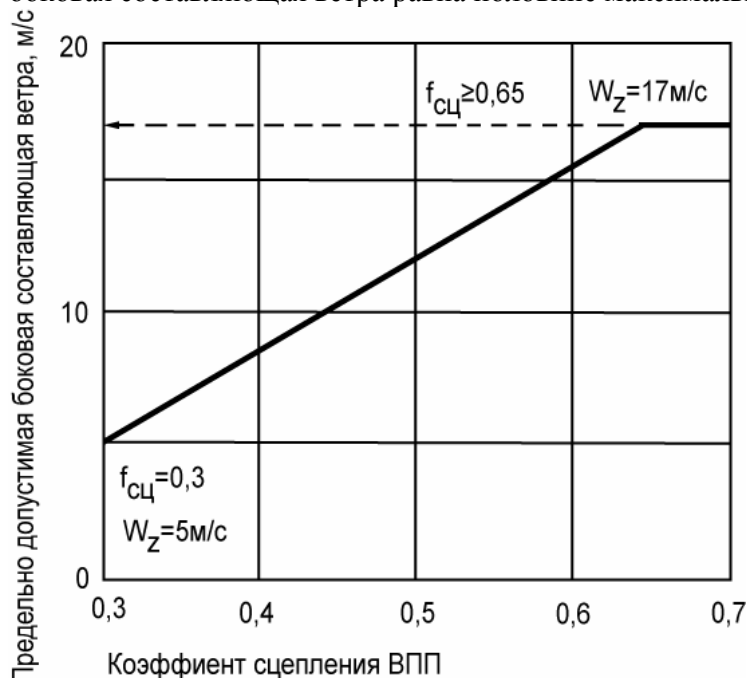


Рис. 34. Предельно допустимая боковая составляющая ветра в зависимости от коэффициента сцепления ВПП

## 5.7. АНАЛИЗ ПРИЧИН И МЕРЫ БОРЬБЫ С ВЫКАТЫВАНИЯМИ САМОЛЕТОВ ЗА ПРЕДЕЛЫ ВПП

### 5.7.1. ВЛИЯНИЕ СОСТОЯНИЯ ВПП И СКОРОСТИ БОКОВОГО ВЕТРА НА ВЕРОЯТНОСТЬ ВЫКАТЫВАНИЙ САМОЛЕТОВ ЗА ПРЕДЕЛЫ ВПП

Важнейшей проблемой, стоящей перед гражданской авиацией всех стран, является проблема выкатываний самолетов за пределы ВПП, особенно на боковые полосы безопасности (БПБ). Выкатывание на БПБ происходит со сносом и представляет серьезную угрозу безопасности полетов. Наибольшее количество таких выкатываний происходит в сложных метеоусловиях, с боковым ветром на ВПП, с малыми значениями коэффициента сцепления и при работающем реверсе тяги двигателей.

Выкатывания за торцевые пределы ВПП происходят в основном из-за превышения скорости захода на посадку или высоты пролета торца, запоздалого и неинтенсивного применения тормозных средств.

Выкатывания на БПБ с плохим сцеплением при посадке объясняются особенностями путевой устойчивости и управляемости и связанными с этим некоторыми трудностями в пилотировании самолета. Особенности управляемости самолета при посадке на скользкие ВПП обуславливаются в основном спецификой взаимодействия колес шасси с поверхностью ВПП и

реверса с набегающим воздушным потоком.

Одним из основных параметров, характеризующих состояние ИВПП, является коэффициент сцепления колес с ее поверхностью. Коэффициент бокового сцепления зависит от состояния ВПП и угла увода (угла скольжения) колеса.

На рис. 35 показана зависимость коэффициента бокового сцепления от угла увода колеса и состояния ВПП. С увеличением угла увода коэффициент бокового сцепления увеличивается до максимального значения (при угле увода 8—9°), затем начинает уменьшаться. Этим и определяется максимальное значение угла отклонения передних колес при взлете и посадке. Кроме того, коэффициент бокового сцепления уменьшается при увеличении степени торможения, которая определяется по относительному проскальзыванию колеса.

На рис. 36 показана зависимость коэффициентов бокового и продольного сцепления пневматиков от проскальзывания, из которой следует, что при проскальзывании  $\omega = 0,2$  коэффициент продольного сцепления имеет максимальное значение, а коэффициент бокового сцепления уменьшается в 2 раза.

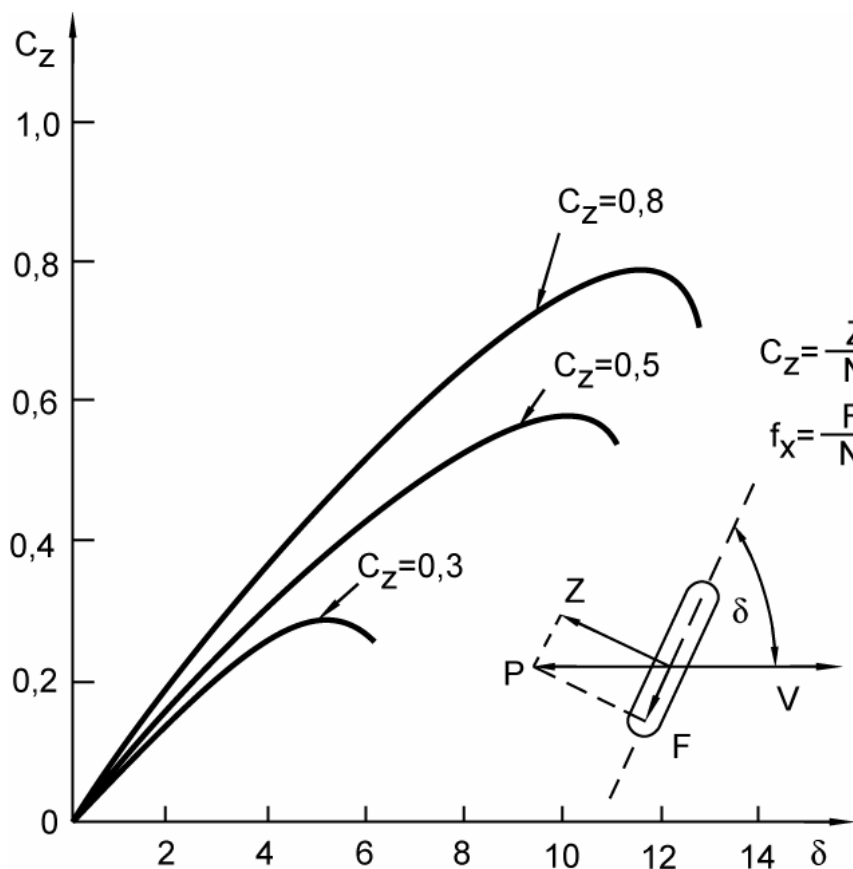


Рис. 35. Зависимость коэффициента бокового сцепления от угла увода и состояния ВПП

При глиссировании коэффициент бокового сцепления падает практически до нулевого значения, поэтому управляющий момент от передних колес исчезает и на определенных скоростях путевая управляемость не обеспечивается.

При глиссировании коэффициент бокового сцепления падает практически до нулевого значения, поэтому управляющий момент от передних колес исчезает и на определенных скоростях путевая управляемость не обеспечивается.

В связи с тем, что управляющий момент от РН увеличивается пропорционально квадрату скорости, а управляющий момент от передних колес уменьшается с увеличением скорости, суммарный располагаемый управляющий момент имеет минимальное значение на определенной скорости, соответствующей минимальной эффективности совместного действия РН и

передних колес.

На рис. 37 представлена обобщенная зависимость степени уменьшения максимально допустимой скорости бокового ветра (по отношению к сухой ВПП) от коэффициента сцепления для самолетов Ил-62, Ту-154, Ту-134. При сочетании скользкого состояния ВПП и максимально допустимой скорости бокового ветра, т. е. когда управляющего момента от РН и передних колес бывает недостаточно, приходится применять раздельное (одностороннее) подтормаживание колес левой или правой тележек шасси. В этом случае следует учитывать, что управляющий момент от одностороннего подтормаживания находится в прямой зависимости от коэффициента сцепления. В начале раздельного применения тормозов колес при попадании колеса на участок ВПП с низким коэффициентом сцепления восстанавливающего момента от основных тележек шасси окажется недостаточно. Это может спровоцировать пилота на увеличение интенсивности раздельного торможения, что при попадании заторможенного колеса на участок с повышенным коэффициентом сцепления приводит к резкому развороту в сторону заторможенной тележки, с которым бывает трудно справиться, особенно на скоростях, соответствующих наименьшей эффективности совместного действия РН и передних колес.

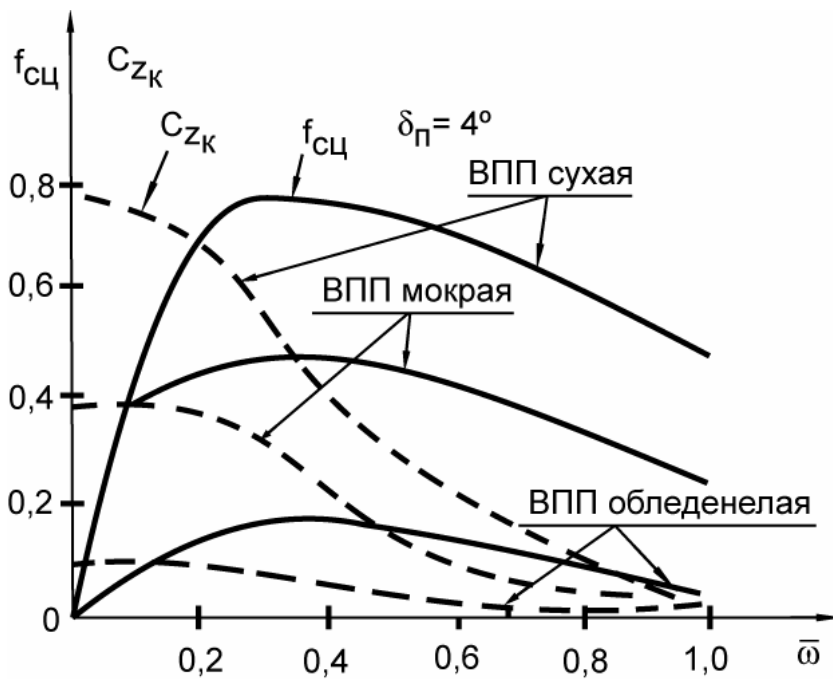


Рис. 36. Зависимость коэффициентов продольного и бокового сцепления пневматиков колес от относительного проскальзывания

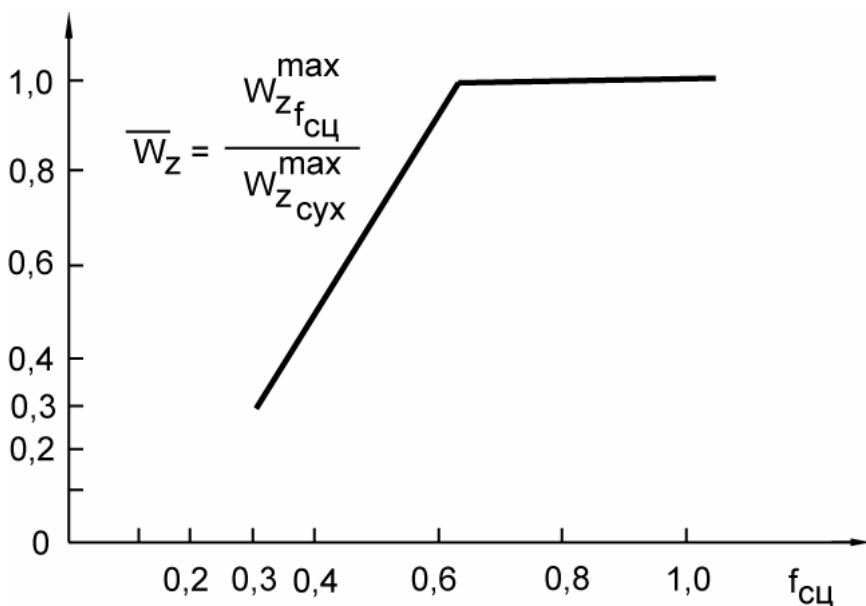


Рис. 37. Обобщенная зависимость степени уменьшения максимально допустимой скорости бокового ветра (по отношению к сухой ВПП) от коэффициента сцепления для самолетов Ту-154, Ту-134, Ил-62

На тормозном участке пробега из-за резкого уменьшения коэффициента бокового сцепления самолет становится менее устойчивым в путевом отношении, что требует от пилота более точного и строгого, а также своевременного отклонения передних колес и РН.

Коэффициент бокового сцепления и критический угол увода зависят от скорости движения самолета по ВПП и уменьшаются с увеличением ее.

Ухудшение путевой устойчивости и управляемости самолета при посадке приводит к выкатыванию его за боковые пределы ВПП. Частота выкатываний на БПБ на 1 млн посадок в среднем по типам самолетов составляет: Ту-154 — 57, Ту-134 — 49, Як-40 — 18, Ан-24 — 6. До 70% выкатываний происходит за боковые пределы ВПП.

Из них 70% выкатываний происходит при сочетании сложных метеоусловий, бокового ветра и скользкой поверхности ВПП, в том числе 40% выкатываний приходится на зимний период, т. е. когда ВПП заснежена или обледенела. Однако около 30% выкатываний происходит на сухой ВПП в простых метеоусловиях. Вероятность выкатываний по условиям посадки увеличивается:

- на скользкой ВПП в 25 раз по сравнению с сухой;
- при боковом ветре, близком к предельному, в 10 раз по сравнению со штилевыми условиями;
- в сложных метеоусловиях в 9 раз.

Из-за ошибок в технике пилотирования и нарушения правил полетов, т. е. по вине летного состава, происходит до 65% выкатываний. 13% выкатываний происходит из-за неправильной информации о состоянии ВПП и плохой ее очистки.

Случаи выкатываний довольно четко делятся на выкатывания за боковые границы ВПП в первой и второй половинах пробега. Выкатывания в первой половине происходят как на сухой, так и на мокрой ВПП, но преимущественно в сложных метеоусловиях, т. е. обусловлены недостаточной точностью захода на посадку.

К причинам недостаточно точного захода на посадку можно отнести:

- выполнение посадки при нарушении правил захода и необоснованном решении о посадке вместо ухода на 2-й круг;
- касание с боковыми и угловыми отклонениями, которые на мокрой ВПП устранить

труднее, чем на сухой;

касание с креном и скольжением, что приводит к сносу, юзу колес, потере управляемости; неумение парировать боковую составляющую скорости ветра.

Выкатывания на БПБ во второй половине пробега происходят, в основном, при сочетании скользкой ВПП и скорости бокового ветра, близкой к предельным значениям.

Причинами таких выкатываний являются:

раскачка самолета по курсу из-за несоразмерных отклонений РН и управляемой передней опоры самолета по устранению отклонений, допущенных в первой половине пробега;

появление возмущающего момента от неравномерного сцепления под колесами левой и правой опор самолета;

ассиметрия в реверсе тяги левого и правого двигателей или неодновременность его включения и выключения;

неумелое устранение пилотом возникших отклонений самолета от оси ВПП;

неудовлетворительная подготовка ВПП, а также неправильное определение коэффициента сцепления и фактического состояния ВПП;

принятие решения о посадке при боковом ветре, превышающем предельные значения для фактического состояния ВПП.

При посадке на мокрую ВПП допустимые боковые и угло-вые отклонения должны быть уменьшены, так как при одном и том же отклонении передних колес управляющий момент и располагаемая боковая перегрузка будут меньше, чем на сухой ВПП. Однако известно, что фактические отклонения самолета зависят от его летных характеристик и квалификации пилота, а не только от коэффициента сцепления.

Касание самолета с креном или скольжением происходит при исправлении боковых и угловых отклонений и неумении парировать боковую составляющую скорости ветра.

С углом упреждения самолет должен идти до полного касания основных стоек шасси. Самолеты с передней опорой обладают хорошей путевой устойчивостью за счет восстанавливающего момента от боковой силы колес основных стоек шасси. Боковая сила колес передней стойки дает достаточный момент. Поэтому, чтобы эффективнее использовать восстанавливающий момент от колес основных стоек, необходимо плавнее опускать самолет на переднюю стойку сразу после того, как будет совмещена ось самолета с линией, параллельной оси ВПП. Кроме того, при энергичном опускании самолета на переднюю стойку при отклонении РН для парирования ветра резко возникает момент от колес передней стойки на разворот самолета носом по ветру. При касании самолета не следует без особой необходимости допускать резкие и большие по величине отклонения РН даже при устранении угла упреждения при боковом ветре после касания.

Чем меньше коэффициент сцепления, тем меньше восстанавливающий момент и тем больше потребное время для установки продольной оси самолета по оси ВПП или параллельно ей. Для сокращения этого времени можно рекомендовать небольшими и плавными отклонениями РН по ветру помочь самолету занять правильное положение. Следует иметь в виду, что в начале пробега, когда РН эффективен, сравнительно легко повернуть самолет относительно центра тяжести влево или вправо. Стремление пилота вывести самолет на ось ВПП приводит к раскачке самолета. Если при этой раскачке ось самолета с направлением его движения (вектором путевой скорости) составит угол более максимального угла отклонения передних колес во взлетно-посадочном положении, то управляющий момент от колес передней стойки меняет знак, фактический угол увода колес будет иметь противоположное значение (при повороте колес передней стойки вправо управляющий момент будет направлен влево). В этом случае при уменьшении скорости до  $0,5 V_{REF}$  РН становится малоэффективным и самолет теряет управляемость (рис. 38, положение 2).

При посадке с предельно допустимой скоростью бокового ветра касание происходит с большим углом упреждения (до  $10—12^\circ$ ). Если передняя стойка шасси будет опущена до устранения угла упреждения, то даже при полном угле поворота колес передней стойки управляющий момент будет иметь противоположное значение (см. рис. 38, положение 1). Если передняя стойка будет опущена при неустраненном угле упреждения и нейтральном положении педалей (см. рис. 38, положение 1), угол увода колес может превышать критическое значение. При отклонении РН для устранения угла упреждения (при совмещенном управлении) колеса занимают последовательно положение 2 и 3. При положении 2 угол увода колес приближается к критическому значению, а момент от боковой силы, действующий в противоположную сторону, увеличивается, что может вызвать у пилота дополнительные затруднения в управлении.

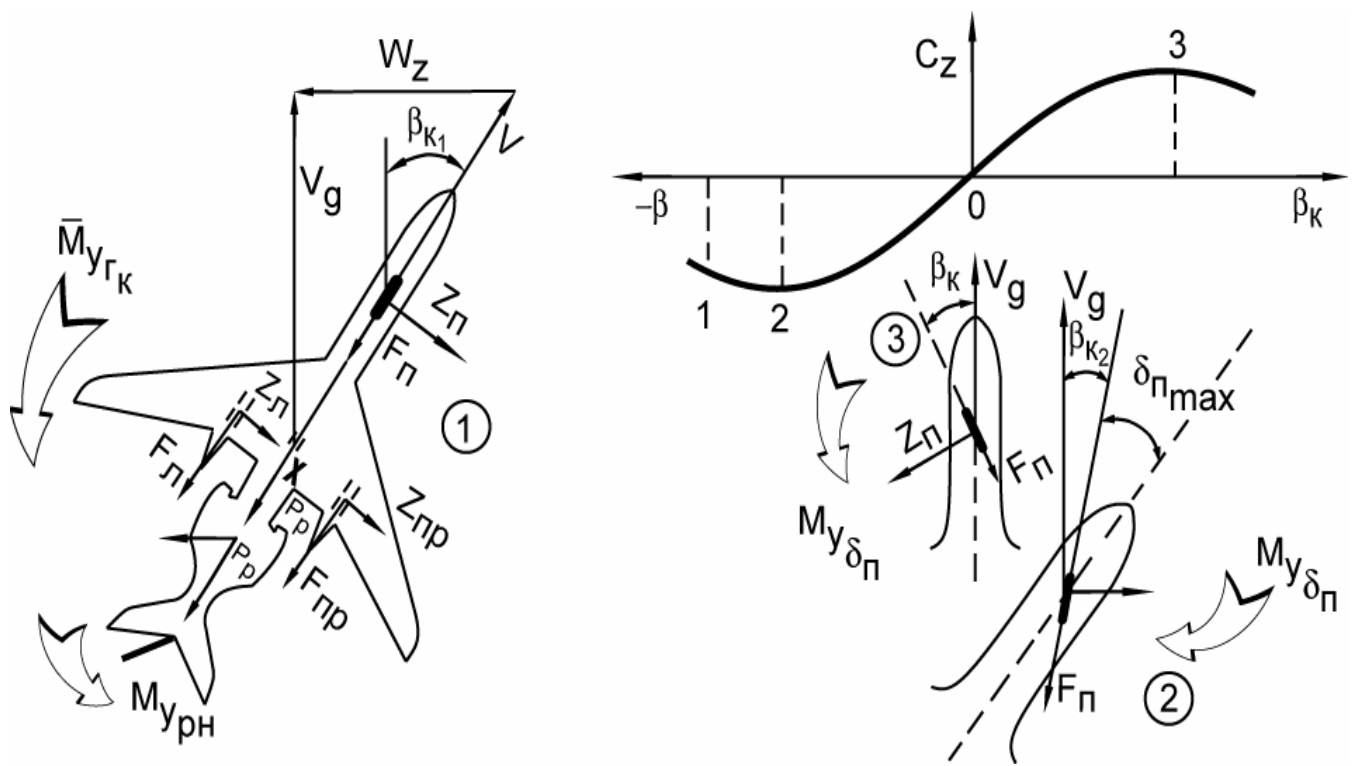


Рис. 38. Силы и моменты, действующие на самолет при посадке с боковым ветром на мокрую (обледеневшую) ВПП

Если самолет коснулся ВПП не на осевой линии с отклонениями, не угрожающими выкатыванию на БПБ, не следует после касания пытаться занять положение строго по осевой линии, а нужно удерживая продольную ось самолета параллельно осевой линии, опустить самолет на переднюю опору, после чего включить реверс тяги двигателей и применить тормозные средства в заданной РЛЭ последовательности. Опасного бокового отклонения самолета от оси ВПП при касании необходимо избегать, применяя в необходимых случаях уход на 2-й круг для более точного захода. Если же пилот будет вынужден выполнять маневр для устранения опасного отклонения, а в необходимых случаях и одностороннее подтормаживание, устранить это отклонение следует не стараясь вывести самолет сразу же на ось ВПП, а выдерживать направление пробега с плавным приближением к оси ВПП без ее пересечения.

Раннее включение реверса тяги двигателей до опускания самолета на переднюю опору и устранение угла упреждения способствует боковому смещению самолета под действием боковой составляющей реверсивной силы тяги двигателей (см. рис. 38, положение 1). Если это произошло, то необходимо немедленно убрать реверс тяги и прекратить торможение колес, используя управление педалями, без подтормаживания вывести самолет на ось ВПП или на параллельную ей линию. После исправления траектории движения и уверенного движения по посадочному курсу следует применить торможение колесами, а при необходимости вновь включить реверс тяги двигателей. Если разворот самолета вызван асимметрией в тяге двигателей на режиме реверса, необходимо убрать реверс тяги обоих двигателей, а после устранения разворота при необходимости снова увеличить режим реверса тяги.

На скользких ВПП или в условиях глиссирования при входе самолета на участке ВПП с неравномерным сцеплением возможны резкие развороты, приводящие к выкатыванию на БПБ. В этом случае тормозить следует импульсами. Раскачка самолета по курсу на заснеженной или обледеневшей ВПП, вызванная несоразмерными отклонениями РН в начальной стадии посадки, еще более опасна, так как после потери эффективности РН во второй половине пробега управляющий момент от колес передней стойки и стабилизирующий момент от колес основных стоек падают из-за уменьшения коэффициента сцепления и юза колес. При раскачке, приводящей к большим отклонениям продольной оси самолета от вектора путевой скорости, от колес шасси могут возникнуть дестабилизирующие моменты.

#### Выводы

1. Особенность управления самолетом на разбеге и пробеге обуславливается

спецификой взаимодействия колес шасси с ВПП.

2. Частота выкатываний распределяется следующим образом:

около 95 % — на посадке и около 5 % — на взлете;

70 % — на БПБ и 30 % — за КПБ;

около 70 % — при сочетании скользкой ВПП и бокового ветра;

около 70 % — в простых метеоусловиях на сухой ВПП.

3. Основные рекомендации по предотвращению выкатываний за пределы ВПП изложены в указании заместителя Министра гражданской авиации от 10.03.80 № 125/У и внесены в РЛЭ с учетом последующих исследований.

#### 5.7.2. СПЕЦИФИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА Ту-154 ПРИ ПРОБЕГЕ НА ВПП С МАЛЫМИ ЗНАЧЕНИЯМИ КОЭФФИЦИЕНТОВ СЦЕПЛЕНИЯ

Как известно, вероятность выкатываний самолетов на БПБ увеличивается с уменьшением коэффициента сцепления и увеличением боковой составляющей ветра. Однако имеются случаи, когда выкатывания самолетов Ту-154 на БПБ происходили и на сухих ВПП. В чем же причина этого? Для ответа на поставленный вопрос целесообразно в общих чертах рассмотреть конструктивные особенности самолетов с двигателями в хвостовой части фюзеляжа.

В авиационной литературе существует понятие отношения продольной базы шасси к колее шасси, т. е.  $L/Z_{ш}$ .

Коэффициент этого отношения на самолете Ил-86 равен 2, Ил-62 — 3,6, Ту-154 — 1,6, Ту-134 — 1,7, Як-42 — 2,6, Як-40 — 1,7. Такая значительная разница свидетельствует о принципиально различном подходе к решению вопросов устойчивости и управляемости самолетов на разбеге и пробеге. Наиболее устойчивыми на пробеге являются самолеты, у которых отношение продольной базы шасси к колее шасси меньше (Ту-154, Ту-134, Як-40). Повышенная устойчивость такого самолета, как Ту-154 объясняется наличием трехосных шестиколесных тележек на основных стойках шасси. Самолеты такого типа наиболее устойчивы на пробеге и менее управляемы. Поэтому, если началось смещение самолета на БПБ, то для того, чтобы его исправить, потребуется большое искусство пилота. Самолет становится плохо управляемым, особенно тогда, когда двигатели работают на максимальном режиме реверса.

Эффективность РН и РВ значительно снижается по той причине, что при переключке створок реверсивные решетки отклоняют газовый поток из двигателей вверх—вниз и вперед, создавая тормозную силу и кабрирующий момент. Но поток, выходящий вверх, смешивается с набегающим потоком воздуха в зоне вертикального оперения, меняет направление движения, тормозит его, что приводит к резкому падению эффективности РН и РВ. Больше того, решетки реверса, развернутые относительно вертикальной плоскости на  $15^\circ$ , ухудшают эффективность РН. Ухудшается и эффективность путевого управления от управляемой передней опоры самолета из-за кабрирующего момента от тяги реверса. Сцепление передних колес с поверхностью ВПП уменьшается еще и потому, что РВ недостаточно эффективен, чтобы создать дополнительный момент.

Таким образом, при включении реверсивного тормозного устройства путевая управляемость самолета как от РН, так и от колес передней стойки шасси уменьшается.

В процессе пробега самолета в определенном диапазоне скоростей существует зона наименьшей эффективности путевого управления, границы которой зависят от посадочной массы и центровки самолета, момента включения и выключения реверса, направления и скорости ветра, состояния ВПП и других факторов. Например, при  $f_{сц} = 0,35$  минимальная эффективность путевого управления самолета Ту-154 на пробеге с боковым ветром достигается на скоростях 130—140 км/ч.

Самолеты со стреловидным крылом и двигателями в хвостовой части фюзеляжа при неработающей автоматике отличаются плохими характеристиками затухания, крена и рыскания. Например, на самолете Ту-154 импульс РН при невмешательстве в управление приводит к 8—10 колебаниям всех боковых параметров относительно установившегося положения.

Для повышения демпфирования курсовых колебаний на самолете в системе управления РН установлен демпфер рыскания, работающий по определенному закону управления с передаточным числом, равным 2,5 град. РН/град. в секунду. Это привело практически к полному устранению

курсовых колебаний, тем самым была улучшена устойчивость в ущерб управляемости. При движении по ВПП это имеет отрицательный результат. Для исправления незначительного отклонения по курсу пилот отклоняет РН в нужную сторону. Но при появлении угловой скорости моментально включается в работу демпфер рыскания и препятствует этому довороту. Поэтому пилот вынужден дополнительным движением отклонить РН в эту же сторону на большую величину. Довернув самолет на необходимый угол, пилот ставит ноги нейтрально, естественно считая, что и РН стоит нейтрально. При уменьшении углового ускорения опять включается демпфер рыскания, но работает уже с обратным знаком, и происходит поворот самолета. Другими словами, в начале доворота демпфер рыскания препятствует его выполнению, а в конце — способствует. Это приводит к раскачке самолета вследствие несоразмерных, а зачастую и несвоевременных действий пилотов.

В условиях массового освоения летным составом самолетов Ту-154 встречаются большие трудности из-за особенностей его устойчивости и управляемости. Сочетание этих особенностей с такими отрицательными внешними факторами, как осадки, боковой ветер, низкий коэффициент сцепления и ошибки, допущенные пилотом, становится основной причиной выкатывания самолетов на БПБ.

Анализ материалов средств объективного контроля при расследовании выкатываний подтверждает закономерность ошибок и причин. После второго отклонения РН в сторону, обратную первому отклонению, самолет получает значительный импульс, который изменяет траекторию движения по ВПП под углом к ее оси, устранить которое затем уже не представляется возможным, т. е. самолет в это время находится в диапазоне наименьшей эффективности путевого управления.

При выполнении посадки с включением реверса на высоте 3 м перед приземлением, как это указывалось ранее в РЛЭ Ту-154, эффективность РН уменьшается еще раньше и зона наименьшей управляемости сдвигается в сторону больших скоростей.

Анализ записей средств объективного контроля при расследовании случаев выкатывания на БПБ показал, что в процессе пробега по ВПП после посадки у самолета Ту-154 имеется зона нулевой путевой управляемости, когда самолет не реагирует на полностью отклоненный РН. Диапазон неуправляемости находится в пределах времени работы двигателей на режиме максимальной отрицательной тяги. Посадка на покрытую осадками ВПП приводит к уменьшению сил сцепления и как результат — к увеличению этого диапазона.

На основании летных исследований были сделаны следующие выводы:

1. Эффективность рулевого управления самолетом Ту-154 при выполнении взлета и посадки зависит от порядка использования различных органов управления.

2. При отклонении штурвала на пробеге на половину хода и более элерон-интерцепторы оказывают влияние на управляемость самолета по курсу и позволяют использовать их для исправления отклонений самолета от оси ВПП в диапазоне скоростей 100—230 км/ч. При скоростях более 230 км/ч элерон-интерцепторы начинают работать в «элеронном» режиме, что приводит к кренению самолета.

3. Выпуск интерцепторов после касания позволяет улучшить путевую устойчивость и управляемость самолета на пробеге.

4. В момент включения реверса тяги двигателей в воздухе или до опускания передних колес наблюдаются колебания самолета на ВПП по курсу до 2—3° при одновременном (значительном) понижении эффективности РН. При включении реверса после опускания передних колес на ВПП путевые колебания самолета уменьшаются (по летной оценке).

5. Совмещенное управление РН и передними колесами способствует возникновению юза передних колес на всех скоростях движения самолета по ВПП при резких и больших по величине отклонениях педалей, независимо от коэффициента сцепления.

6. Выключение управления передней стойкой (движение передних колес в самоориентирующемся режиме) повышает устойчивость самолета на пробеге. В этом случае управляемость самолета по курсу обеспечивается РН до скорости 190 км/ч, при меньших скоростях — несимметричным торможением колес и отклонением элерон-интерцепторов на половину хода штурвала и более.

7. Устранение боковых отклонений самолета от оси ВПП на пробеге S-образным маневром приводит к раскачке самолета по курсу и требует неоправданно больших и частых отклонений органов управления, что может привести к потере путевой управляемости и выкатыванию самолета за пределы ВПП.

8. Техника устранения боковых отклонений самолета от оси ВПП одnorазовым доворотом в заранее намеченную точку в конце пробега проще в осуществлении, чем S-образный маневр, и приводит к колебаниям самолета по курсу.

9. Боковое отклонение от оси ВПП в момент касания не должно превышать 1/4 ширины полосы. При этом вектор путевой скорости должен быть направлен строго параллельно оси ВПП, т. е. посадка с развившимся сносом недопустима.

10. Для предупреждения случаев выкатываний самолетов пилотирование на пробеге должно быть направлено на своевременное парирование возникающих тенденций к изменению направления движения самолета. Реверс на посадке следует включать после опускания передних колес.

#### 5.7.3. ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРЕДОТВРАЩЕНИЮ ВЫКАТЫВАНИЙ САМОЛЕТОВ ЗА ПРЕДЕЛЫ ВПП

На основании материалов исследования выкатываний самолетов за пределы ВПП можно сделать следующие выводы:

1. Основными причинами выкатываний самолетов за пределы ВПП являются:  
неудовлетворительная подготовка ВПП, а также неправильное определение коэффициента сцепления и фактического состояния поверхности ВПП, особенно при выпадении осадков;  
выполнение посадки при нарушении правил захода на посадку и необоснованном решении о посадке вместо ухода на 2-й круг;  
несоразмерные действия РН по устранению отклонений в процессе пробега самолета;  
слабое знание летным составом особенностей устойчивости и управляемости самолета при наличии на нем демпферов рыскания и совмещенного управления РН с передними колесами.

2. Непосредственными причинами выкатываний за пределы ВПП могут быть:  
пролет торца ВПП на большой высоте и скорости при посадке на ВПП ограниченных размеров;

посадка на повышенной скорости с перелетом из-за позднего дросселирования двигателей;  
отказ средств торможения (редкий случай!);

применение аварийных тормозов при исправных основных приводит к быстрому разрушению пневматиков, а иногда и колес, выкатыванию за пределы ВПП и возможному пожару;  
несвоевременное применение средств торможения на пробеге и раннее выключение реверса тяги;

неучет бокового ветра;  
позднее принятие решения на прекращение взлета ( $V_{\text{реш}} > V_T$ ) и несвоевременное применение средств торможения;

несвоевременное исправление отклонений по курсу, высоту и скорости при заходе на посадку;

отсутствие точной информации о состоянии ВПП в момент приземления и др.

Для предотвращения выкатываний за пределы ВПП необходимо:

1. Во время общей подготовки и в процессе предполетной подготовки проанализировать основные особенности устойчивости и управляемости самолета Ту-154 при взлете и посадке на ВПП, покрытой осадками; знать скорость глиссирования самолета (для Ту-154 она составляет около 190 км/ч).

2. Не производить эксплуатацию самолетов без видимого рисунка протектора колес более чем на 50 % и несимметричного их расположения на тележке шасси.

3. Экипажам более качественно проводить предпосадочную подготовку на эшелоне перед снижением с обязательным учетом всех отрицательных факторов. В ходе проведения предпосадочной подготовки особое внимание членов экипажа сосредоточить на выполнении посадки в конкретных условиях. Тщательно проанализировать влияние на посадку:

бокового ветра и сдвига ветра;

уклона ВПП, характера ее покрытия, наличия воды, слякоти, снега;

коэффициента сцепления;

светосигнального оборудования, включения фар днем и ночью, в тумане и при осадках различной интенсивности;

противосолнечных козырьков, освещенности приборов и стеклоочистителей;

готовности экипажа к переходу на визуальный полет с учетом места, времени года и суток.



4. Перед тем, как начинать заход на посадку, командир ВС должен произвести всестороннюю оценку критичности посадки, а для этого необходимо учитывать следующие данные:

сведения, указанные ранее;

прогноз и фактическую погоду в аэропорту посадки и на запасном аэродроме;

посадочную массу самолета и скорость пересечения входной кромки ВПП;

дополнительную дистанцию для посадки на скользкую или залитую водой ВПП (максимально допустимая глубина слоя воды при взлете и посадке самолетов гражданской авиации не должна превышать 10 мм, слякоти — 12 мм).

5. Если на основе всестороннего учета этих данных вы пришли к выводу, что посадка небезопасна, следует дождаться прекращения дождя или уйти на запасной аэродром с более благоприятной погодой.

6. Если вы оценили, что посадка может быть осуществлена без особого риска, начинайте заход, выдерживайте наиболее точно параметры полета.

7. Для исправления боковых отклонений до высоты 60 м необходимо выполнять S-образный маневр. При этом, если на высоте менее 60 м боковое отклонение составляет более половины ширины ВПП, уйдите на 2-й круг. Исправление бокового отклонения на высоте менее 60 м выполняйте одноразовым поворотом в сторону оси ВПП.

8. При переходе с автоматического на ручное управление самолетом обеспечьте сохранение исходного угла упреждения. Посадку произведите с углом упреждения, равным углу сноса.

9. Пролет торца ВПП и приземление необходимо произвести на расчетных скоростях и в расчетном месте, не допуская продолжительного выравнивания и выдерживания.

10. При наличии ливневых осадков с видимостью менее 1000 м посадку не производите.

В заключение необходимо отметить, что каждый пилот и, особенно командир ВС, без достаточных знаний вопросов безопасности полетов не должен предпринимать попытку управлять реактивным самолетом.

Если вы, сделав критическую оценку, пришли к выводу, что взлет и посадка в данных условиях неразумны — не выполняйте их, задержите рейс и не взлетайте, уйдите на запасной аэродром, если вы считаете посадку небезопасной. Командиру ВС необходимо проявить свою инициативу и выполнить обязанности командира, не надеясь и не рассчитывая на чью-то помощь.

## Глава 6

# **ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА ПОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ СНИЖЕННЫХ МИНИМУМОВ ДЛЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ Ту-154**

В гражданской авиации опыт выполнения взлетов и посадок в реальных условиях минимумов I и II категорий систематически обобщается на разборах со специалистами всех категорий с обязательным доведением результатов до сведения экипажей по материалам средств объективного контроля и результатам оценки работы экипажей лицами командно-летного и инспекторского состава.

Особое внимание уделяется бдительности при принятии решения на выполнение взлета, посадки или ухода на 2-й круг из-за резкого изменения метеословий.

### **6.1. ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕННОЙ ВИДИМОСТИ. ПРАКТИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ**

Минимум для взлета самолета Ту-154 при ручном пилотировании определяется допустимым значением дальности видимости на ВПП, которое устанавливается с учетом характеристик бокового движения самолета на разбеге (в том числе с отказавшим двигателем), характеристик обзора из кабины экипажа, принятой методики выполнения разбега и составляет в условиях минимума II категории — 200 м. Указанная дальность видимости на ВПП обеспечивает

возможность видеть участок ВПП, необходимый для выдерживания направления разбега и удержания самолета в пределах ВПП.

Характеристики обзора из кабины экипажа (углы обзора вперед—вниз по направлению полета с рабочего места пилота) обуславливают невидимый участок ВПП «под собой» за счет конструкции носового обтекателя кабины. Длина этого участка постоянна при выполнении разбега с прижатыми передними колесами шасси до отрыва самолета по трехточечной методике. Ранний подъем передних колес с последующим разбегом на двух точках на самолете Ту-154 недопустим, так как увеличивается невидимый участок ВПП за счет увеличения угла тангажа и создаются условия отрыва на меньшей скорости. Углы обзора из кабины самолета составляют 15—16°, что соответствует длине невидимого участка ВПП на разбеге до подъема передних колес, равной 15—20 м.

При переводе самолета на взлетный угол тангажа невидимый участок ВПП составляет около 150—200 м в момент отрыва основных колес шасси от ВПП, а на высоте 10—20 м соответственно 250—300 м. Поэтому при взлете в условиях ограниченной видимости необходимо переходить на приборное пилотирование одновременно с подъемом передней стойки шасси.

Для самолета Ту-154 минимум для взлета установлен по дальности видимости на ВПП и составляет 200 м. Достаточно низкое значение допустимой дальности видимости на ВПП предъявляет высокие требования к состоянию аэродромных средств, обеспечивающих экипаж визуальной информацией о положении самолета в процессе разбега.

Эксплуатация самолетов в условиях дальности видимости 200 м допустима на аэродромах, оборудованных огнями осевой линии и ОВИ ВПП, при условии обеспечения требуемой видимости на всем протяжении ВПП. Это достигается при наличии инструментальных средств измерения видимости в трех точках ВПП регистраторами дальности видимости (РДВ). Решение о взлете принимается по меньшему значению видимости, которое должно соответствовать предельному минимуму. Поскольку предельный минимум для взлета по дальности видимости на ВПП значительно меньше посадочного, возможность посадки самолета на аэродроме вылета в случае отказа двигателя при наборе высоты или непосредственно после взлета исключена. Это вызывает необходимость назначения запасного аэродрома, погодные условия которого позволяют произвести посадку в случае продолженного взлета. Продолжительность полета до запасного аэродрома от аэродрома вылета не должна превышать 2 ч.

При наличии на аэродроме вылета препятствий, расположенных в секторе взлета и набора высоты, решение на взлет при дальности видимости на ВПП 200 м принимается при условии ограничения взлетной массы, в целях обеспечения требуемого градиента набора высоты для пролета над препятствиями с одним отказавшим двигателем. РЛЭ самолета Ту-154 содержит номограммы, по которым можно оценить необходимый градиент набора высоты при взлете с одним отказавшим двигателем и определить для конкретных условий допустимую взлетную массу, обеспечивающую пролет препятствий.

Подготовка командира ВС к полетам по минимуму для взлета включает наземное обучение и аэродромную тренировку по специальной программе. Присвоенный минимум действителен в течение 1 года. Для подтверждения минимума для взлета каждый командир ВС должен в течение года выполнить один взлет в реальных условиях дальности видимости на ВПП, соответствующей присвоенному минимуму, или пройти повторную аэродромную тренировку в естественных условиях или с применением шторки СИВ.

Практика полетов в условиях минимума II категории для взлета позволила выработать необходимые рекомендации для наиболее безопасного выполнения такого взлета в реальных метеоусловиях:

1. После занятия исполнительного старта для точной выставки взлетного курса необходимо прорудить 10—20 м точно по оси ВПП.

2. В процессе разбега командир ВС все внимание уделяет выдерживанию направления. Он безотрывно следит за осевой линией, своевременно устраняя тенденцию самолета к боковому смещению, не допуская боковых отклонений от осевой линии.

3. Необходимая информация о скорости и параметрах работы силовых установок обеспечивается докладами штурмана и бортинженера.

4. При достижении скорости подъема передней стойки шасси Одновременно с ее отрывом командир ВС переходит на приборное пилотирование, в первые секунды уделяя основное внимание показаниям авиагоризонта (выдерживание взлетного угла тангажа, отсутствие крена) и указателя скорости (разгон самолета), затем переходит на обычное распределение внимания и

выполнение рекомендаций РЛЭ.

5. Отказ двигателя на разбеге (при своевременном его обнаружении) не вызывает больших затруднений в выдерживании направления. Если отказ двигателя обнаружен с опозданием, и это привело к возникновению бокового смещения, необходимо немедленно произвести маневр по устранению бокового отклонения, обеспечивающий движение самолета параллельно оси ВПП. При невозможности устранить боковое отклонение до скорости  $V_1$  взлет необходимо прекратить, удерживая самолет на ВПП.

6. В процессе выполнения прерванного взлета очень важно уметь правильно оценить оставшееся до конца ВПП расстояние, используя цветность боковых и осевых огней конечного 900-метрового участка ВПП, а также маркировочные знаки зоны приземления.

7. При использовании самолетных фар в тумане ночью следует учитывать эффект светового экрана, который затрудняет восприятие огней, а в некоторых случаях уменьшает количество видимых огней. Наиболее благоприятными сочетаниями включения фар являются: крыльевых в положении «Большой свет», фюзеляжных — в положении «Малый свет». Окончательное решение о применении фар принимается командиром ВС с учетом конкретных условий.

8. Необходимо иметь в виду, что хорошая видимость осевых огней, хотя бы в пределах 30—50 м, даст пилоту больше информации о положении самолета, чем дополнительные 2—3 боковых огня. Надежный зрительный контакт с осевой линией обеспечивается, если взгляд пилота будет направлен вперед на 30—50 м.

При взлете и посадке днем используется также дневная маркировка ВПП. На рис. 39 приведены два варианта маркировки зоны приземления ВПП, применяемые на аэродромах гражданской авиации.

**Маркировка порога ВПП** состоит из ряда продольных полос длиной 30 м и шириной около 2 м.

**Маркировка посадочного магнитного путевого угла (ПМПУ)** располагается у порога ВПП и состоит из двузначных чисел.

Параллельные ВПП маркируются латинскими буквами L (левая) и R (правая), которые располагаются между знаками порога и цифрами ПМПУ.

**Маркировка осевой линии** состоит из полос одинаковой длины. Интервал между полосами равен длине полосы и составляет 30 м. Маркировка осевой линии наносится на всем протяжении ВПП.

**Маркировка зоны приземления** состоит из парных прямоугольных знаков, размещаемых симметрично относительно оси ВПП на участках 900 м с обоих ее концов. Поперечный интервал между знаками составляет 18—22,5 м, продольный — 150 м. На аэродромах, оборудованных огнями приземления — «световым ковром», поперечный интервал между знаками равняется интервалу между огнями зоны приземления. Маркировка зоны приземления включает знаки зоны приземления и знак фиксированного расстояния, который наносится в виде пары прямоугольников шириной 8 м и длиной 50 м на расстоянии 300 м от порога ВПП. Знаки зоны приземления как на основной схеме, так и на схеме с обозначением расстояния имеют длину 22,5 м. Ширина знаков на основной схеме 3 м, на схеме с обозначением расстояния — 1,8 м, интервал — 1 м.

**Маркировка краев ВПП** наносится сплошной линией шириной 1 м на всем протяжении ВПП. В местах сопряжения ВПП и РД маркировка краев ВПП может прерываться.

## 6.2. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ В РЕАЛЬНЫХ И ИМИТИРУЕМЫХ УСЛОВИЯХ МИНИМУМОВ I И II КАТЕГОРИЙ

Подготовка летного состава к заходам на посадку и выполнению посадки по минимумам I и II категорий имеет особое значение. Мало того, что пилот теоретически знает и практически умеет управлять автоматикой самолета, он еще должен постоянно совершенствовать навыки пилотирования в реальных метеоусловиях, на тренажере и в имитируемых условиях минимумов I и II категорий по СИВ.

Отсутствие необходимых навыков выполнения полетов при ограниченной и внезапно изменяющейся видимости сказалось на качестве выполнения полетного задания в некоторых аэропортах в нашей стране и за рубежом, когда из-за неправильного взаимодействия имели место авиационные происшествия и инциденты.

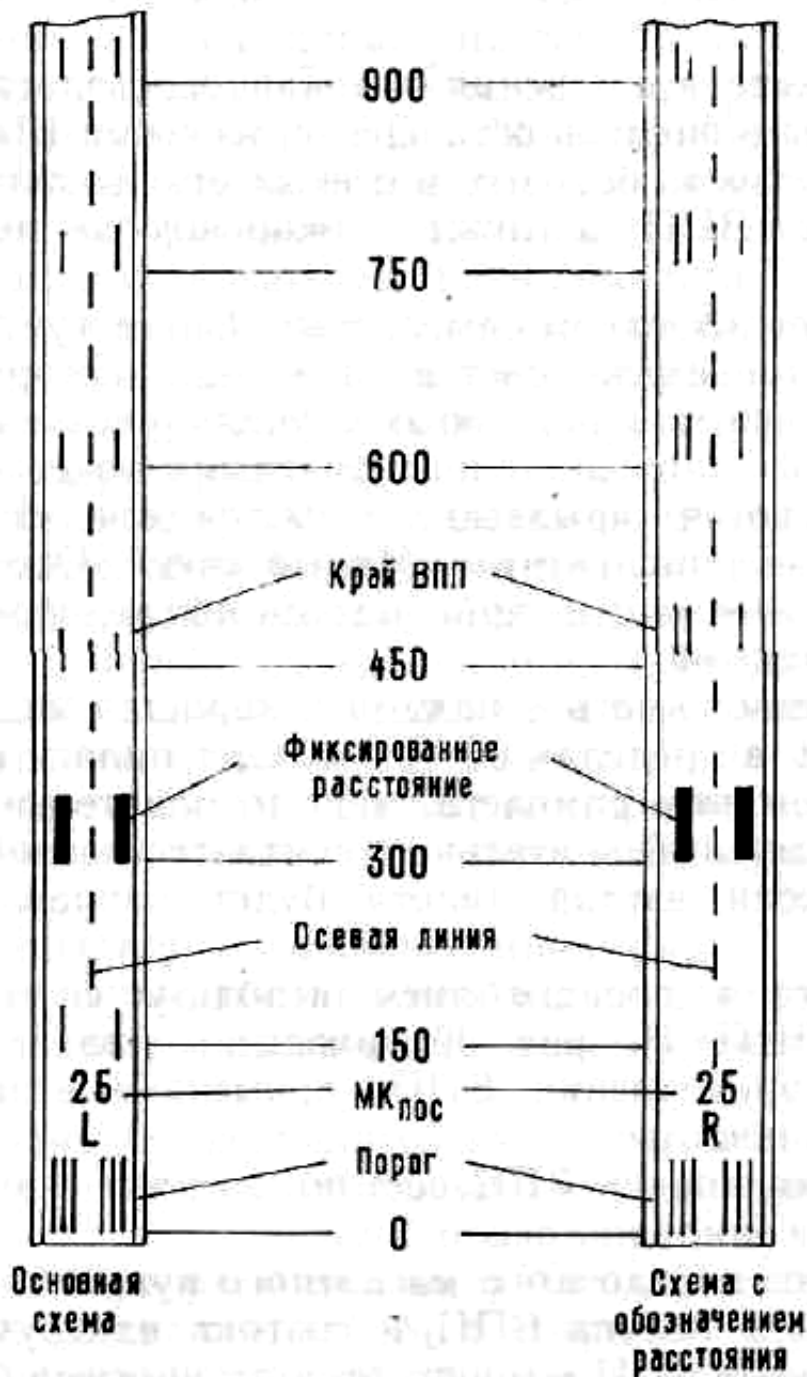


Рис. 39. Варианты маркировки зоны приземления ВПП, применяемые на аэродромах гражданской авиации

боковых отклонений и выполнении посадки из-за отсутствия пространственного восприятия положения самолета. Поэтому посадка в условиях минимума II категории на «световой ковер» должна производиться без фар.

На основе накопленного опыта было окончательно определено, при каких положениях ВС относительно ВПП обеспечивается безопасная посадка (см. рис. 23 и 24).

Наиболее сложным является вопрос об обеспечении безопасной посадки, выполняемой командиром ВС после успешного захода на посадку с ВПП 30 м при видимости менее 800 м с использованием ОВИ-1.

Анализ материалов исследований и опытной эксплуатации показал:

1. К моменту достижения ВПП 30 м командиры ВС наблюдали световые ориентиры системы ОВИ-1 в количестве, необходимом для правильной оценки положения самолета в пространстве относительно ВПП, принятия решения о посадке и выполнения посадки: Во всех случаях (100 %) командиры ВС видели огни подхода, расположенные в непосредственной

В условиях минимума II категории не исключена возможность неожиданного попадания в область густого непрогнозируемого тумана в непосредственной близости от земли (ниже ВПП). Поэтому недооценка возможных ситуаций, упрощенчество при полетах в реальных условиях недопустима.

При аэродромных тренировках командира ВС особое внимание необходимо уделять выработке навыков своевременного принятия решения о посадке, пилотированию при посадке в условиях имитации дальности видимости на ВПП ~400 м и посадке на «световой ковер» по существующей методике.

При аэродромных тренировках второго пилота особое внимание необходимо уделять выработке навыков работы с бортовой системой автоматического управления при заходе на посадку и уходе на 2-й круг (в том числе при отказе системы), выполнению директорного захода и ухода на 2-й круг по приборам в ручном режиме.

Следует отметить, что при освоении полетов по минимуму II категории была выявлена такая закономерность: включение фар на режим «Малый свет» или «Большой свет» не дает положительного эффекта. Более того, свет фар затрудняет определение пространственного положения ВС при установлении визуального контакта, особенно при тумане и влажности 100 %. Эффект экрана может привести к авиационному происшествию при исправлении

близости от порога ВПП и порог ВПП, 65—82 % командиров ВС наблюдали посадочные огни ВПП на участке 100—150 м от порога ВПП.

2. Система ОВИ-1 при видимости 800 м дает возможность выполнения предпосадочного маневра для устранения допустимых боковых отклонений.

3. Выполнение посадок при минимуме 30X800 на аэродромах с ОВИ-1 легче, чем при минимуме 30X400 м на аэродромах II категории.

4. Все заходы на посадку были оценены командирами ВС как посадочные.

Опыт полетов в реальных условиях и на тренажере подтверждает теоретические исследования о повышении нервно-эмоциональной нагрузки у членов экипажа, особенно к ВПР и в момент принятия решения на посадку. Установление визуального контакта с земными ориентирами (светооборудованием аэродрома) начинается, как правило, на больших высотах, превышающих ВПР на 40 м и более, тем самым ослабляется контроль за приборным пилотированием. Именно в этот период активизация внимания второго пилота на выдерживании заданного режима полета в автоматическом и директорном режимах захода крайне необходима, особенно после команды (информации) штурмана: «Оценка», так как при «раздвоении» внимания (приборы—земля—приборы и т.д.) командир ВС уже не имеет точной информации о скорости, высоте и вертикальной скорости снижения в момент внекабинной оценки обстановки. Необходимость раздвоения внимания вызывается тем, что приборная информация, которой в настоящее время располагают пилоты, не позволяет определить фактическое пространственное положение самолета относительно посадочной траектории с точностью и надежностью, необходимой для принятия решения о посадке. Визуальное же наблюдение наземных ориентиров не дает точного представления о скорости, высоте и вертикальной скорости снижения самолета, а в ряде случаев и о его положении относительно заданной глиссады снижения.

Процесс перехода от оценки внекабинного пространства к приборам и обратно очень сложен и требует определенного времени и тренировки в переключении внимания. Такая тренировка должна быть тщательно проведена на тренажере и в реальных полетах.

Особое внимание необходимо уделять предпосадочной подготовке по взаимодействию членов экипажа на конечном этапе захода на посадку. При ее проведении необходимо детально разобрать все вопросы взаимодействия, представить пространственное положение самолета к моменту отключения автоматики. Это необходимо для того, чтобы подавить стремление, довернуть самолет на посадочный круг вследствие кажущегося отклонения самолета относительно ВПП.

На основе анализа метеобстановки, радиотехнического и светотехнического оборудования аэродрома члены экипажа и прежде всего командир ВС должны уметь детально представлять себе картину в момент оценки и установления визуального контакта с огнями-приближения, входными огнями, огнями зоны приземления, осевыми огнями ВПП и глиссадными огнями. Экипаж должен четко знать порог ВПП. Анализируя метеобстановку в полете, при проведении предпосадочной подготовки, необходимо очень хорошо представлять ветровой режим на предпосадочной прямой по высотам и особенно на ВПР и ниже ВПР, вероятное пространственное положение после перехода на визуальную оценку при достижении ВПР и ниже ВПР. Следует проанализировать вероятность появления сдвига ветра и его влияние на траекторию снижения самолета, возможность появления нисходящих потоков и внезапного ухудшения видимости. Все это даст возможность избежать ошибки и отклонения, подавить иллюзию отклонения самолета относительно оси ВПП из-за несовпадения векторов путевой и воздушной скоростей при данном подобранном угле сноса.

В связи с тем, что на современных самолетах Аэрофлота отказы автоматических систем захода на посадку крайне редки, нам не удалось детально проанализировать действия экипажа при различных отказах автоматических систем. Однако систематическая тренировка экипажей на авиационном тренажере дала возможность выявить некоторые существенные проблемы по действиям экипажа при оценке обстановки (для принятия решения о посадке или уходе на 2-й круг) и на ВПР. На этих высотах, где сосредоточено максимальное внимание и коэффициент загрузки командира ВС предельный, появление различных отказов и срабатывание сигнализации воспринимается с запаздыванием, а табло «Н» часто не воспринимается, что отрицательно влияет на принятие решения о посадке или уходе на 2-й круг.

По всей вероятности, имеется элемент притупления бдительности, связанный с редким появлением отказов автоматических систем, сравнительно малой подвижностью стрелок приборов при заходе в автоматическом режиме из-за высокого качества автоматического

пилотирования, малой операторской и мыслительной активностью отдельных пилотов по восприятию непрерывно текущей информации. Появление несигнализируемого отказа и даже сигнализируемого за пределами комадно-пилотажных стрелок может представлять определенную опасность. Поэтому для того, чтобы пилоты при заходе на посадку в автоматическом режиме оставались в контуре управления, необходимо детально представлять образ полета. Они должны быть полностью мобилизованы на своевременное и грамотное принятие решения. Формирование образа полета в нужный момент при автоматическом заходе достигается систематической тренировкой на тренажере, в полете и в процессе мыслительной деятельности при анализе (проигрывании) полета. Требуются новые методы психологической подготовки экипажей, научно обоснованные конкретные рекомендации летному составу, нужны теоретические основы летной деятельности, т. е. знание инженерной психологии (эргономики).

При заходе на посадку в автоматическом режиме по минимуму II категории автомат тяги используется до ВПР. В связи с этим необходимо иметь в виду, что автомат тяги на самолете Ту-154Б для выдерживания заданной скорости с отклонением  $\Delta V = \pm 10$  км/ч изменяет режим работы двигателей по оборотам в более широком диапазоне по сравнению с выдерживанием заданной скорости пилотами при заходе в штурвальный режим.

При посадочных массах самолета Ту-154Б в пределах 80 — 75 т потребные обороты роторов компрессоров высокого давления при снижении по стандартным глиссадам с углом наклона  $\theta = -2^\circ 40' - 3^\circ$  находятся в пределах  $n_{в.д.} = 80-85$  % (в зависимости от атмосферных условий: давления, температуры, скорости и направления ветра). Поэтому в целях контроля работы автомата тяги и исключения работы двигателей на режимах, близких к малому газу, необходимо при заходе на посадку усилить контроль за оборотами, обязав бортинженера в случае уменьшения оборотов ниже 80 % немедленно докладывать об этом командиру ВС для принятия правильного решения о дальнейшем использовании автомата тяги. Указанный контроль позволит выработать необходимые навыки для полетов в условиях минимума III категории, которая предусматривает управление тягой двигателей до высоты 6 м с дальнейшим автоматическим переводом РУД на малый газ.

Практика полетов подтверждает необходимость осуществления непрерывного контроля за положением РВ, отклонения которого должны находиться в пределах  $(3-10)^\circ$ , т.е. РВ отклонен вверх. Такое положение РВ, как было указано ранее, обеспечивает лучшие условия как ручного, так и автоматического пилотирования.

Поспешные и несогласованные действия членов экипажа в условиях жесткого дефицита времени, раннее отключение автоматики (до возникновения твердого убеждения в том, что заход посадочный), может привести к нежелательным последствиям, а запоздалое принятие решения об уходе на 2-й круг в штурвальный режим может еще более осложнить ситуацию.

Выполнение посадки без этапа выдерживания и парашютирования, как это рекомендовано РЛЭ, на скорости, меньшей скорости захода на посадку на 5—10 км/ч, с плавным дросселированием двигателей с высоты 5 м и ниже дало возможность повысить качество расчета и посадки. Приземление, как правило, происходит на удалении 400—600 м от торца ВПП с вертикальной перегрузкой  $\eta_y = 1,2-1,4$ . Случаи неправильных действий при работе с автопилотом и автоматом тяги в реальных и имитируемых условиях, а также на тренажере были единичными. Однако они давали основание для улучшения качества наземной подготовки и тренировки летного состава. Несвоевременное отключение автопилота и автомата тяги приводили к авиационным происшествиям и грубым посадкам, что отрицательно влияло на уровень безопасности полетов, особенно при неожиданном попадании в туман на этапе выравнивания. Поэтому действия экипажа в условиях неожиданного попадания в туман вблизи земли должны быть предельно четкими для немедленного ухода на 2-й круг. Отработка таких действий производится на тренажере и при тренировках с использованием СИВ. Тренеровочные полеты показали большие возможности СИВ. Однако СИВ не может полностью заменить полеты в реальных метеоусловиях, так как она не дает в полном объеме психологического эффекта, который имеет место при заходах на посадку в естественных метеоусловиях.

В процессе непосредственного выполнения посадки на этапе выравнивания и увеличения угла тангажа экран шторки опускается, что создает впечатление уменьшения видимости, особенно тогда, когда приземление происходит на скорости, меньшей расчетной на 10—15 км/ч с большим углом тангажа, т.е. с отклонением от рекомендаций РЛЭ. Эти особенности известны летному составу. Они учитываются при отработке навыков выполнения посадки.

Основной задачей экипажа в условиях минимума II категории является правильная оценка

ситуации на ВПР и принятие грамотного решения о посадке или уходе на 2-й круг. Это стало определяющим в разработке концепции выполнения полетов при предельных значениях минимума погоды и особенно минимума II категории.

Большую роль для надежного контакта с ВПП играет и маркировка точки прицеливания для начала выравнивания самолета над ВПП в условиях видимости 400 и 600 м. Проекция этой точки должна находиться над ВПП на пересечении продолженной глиссады с воображаемой плоскостью, расположенной на высоте 5 м над ВПП.

Точка прицеливания, по мнению пилотов, имеющих опыт полетов в реальных условиях минимума II категории, должна быть выделена с помощью яркого цветного треугольника или другого контрастного светового ориентира. Это обусловливается тем, что микроориентировка на ВПП чрезвычайно затруднена для пилота в условиях тумана и ливневых осадков, что является одной из причин приземления на огни подхода.

С учетом приоритетных задач при заходе на посадку на конечном этапе захода в условиях минимума II категории и накопленного опыта полетов необходимо признать целесообразными основные принципы распределения функциональных обязанностей и взаимодействия пилотов по управлению ВС при заходе на посадку в сложных метеоусловиях (рис. 40), разработанные Центром ГА СЭВ.

Эти принципы дали возможность решить основную задачу — освободить командира ВС от функций пилотирования дать ему возможность сосредоточить внимание на оценке ситуации и принятии грамотного решения повысить уровень безопасности полетов. Их дальнейшее совершенствование было заложено в последующих изданиях Инструкции по взаимодействию и технологии работы членов экипажа самолета Ту-154 (рис. 41).

Методические полеты по изысканию рациональных методов пилотирования ВС по минимуму II категории и тренировочные полеты в подразделениях гражданской авиации выявили ряд вопросов, которые требуют своего решения. Если раньше была проблема, с какой максимальной информационной нагрузкой пилотов возможен надежный заход на посадку, то теперь встал вопрос о предельно минимальной рабочей нагрузке пилотов, при которой они оставались бы надежным звеном в контуре управления. Для этого пилотам необходимо постоянное мысленное моделирование образа полета, который является главным средством контроля и обобщения поступающей информации, а также предвидения дальнейших действий пилота. Это достигается систематической тренировкой и применением специальных методов психологической подготовки членов экипажей, позволяющих развивать пространственное образное мышление. Подготовку экипажей для полетов в условиях минимума II категории следует проводить наиболее опытным летно-инструкторским составом на аэродромах и в авиапредприятиях с хорошей учебно-методической базой.

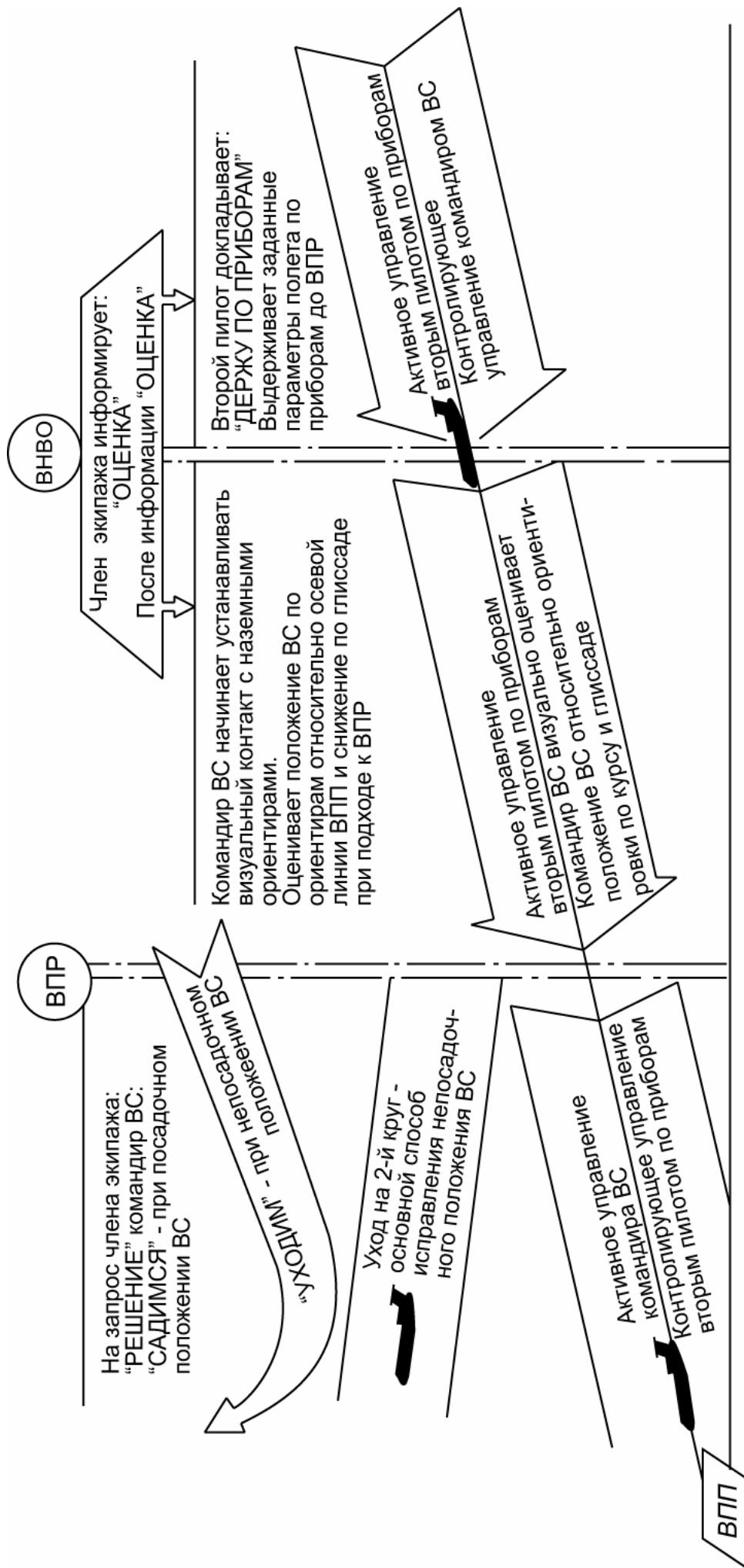
### **6.3. ХАРАКТЕРНЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ САМОЛЕТА, ОШИБКИ И ИХ ПРИЧИНЫ. СПОСОБЫ УСТРАНЕНИЯ ОТКЛОНЕНИЙ ПРИ ПОСАДКЕ**

Как уже отмечалось, качество посадки в значительной мере зависит от качества выполнения ряда предшествующих элементов: захода и расчета, скорости снижения (вертикальной и по траектории), сбалансированности самолета триммерами, центровки и т. д.

При точном выполнении указанных элементов обеспечивается высокое качество посадки и, наоборот. Необходимо, чтобы с ВПР все предварительные действия перед посадкой были выполнены: подобраны скорость и обороты, самолет стриммирован по всем каналам, траектория его движения выдержана и принято одно решение — садиться или уходить на 2-й круг.

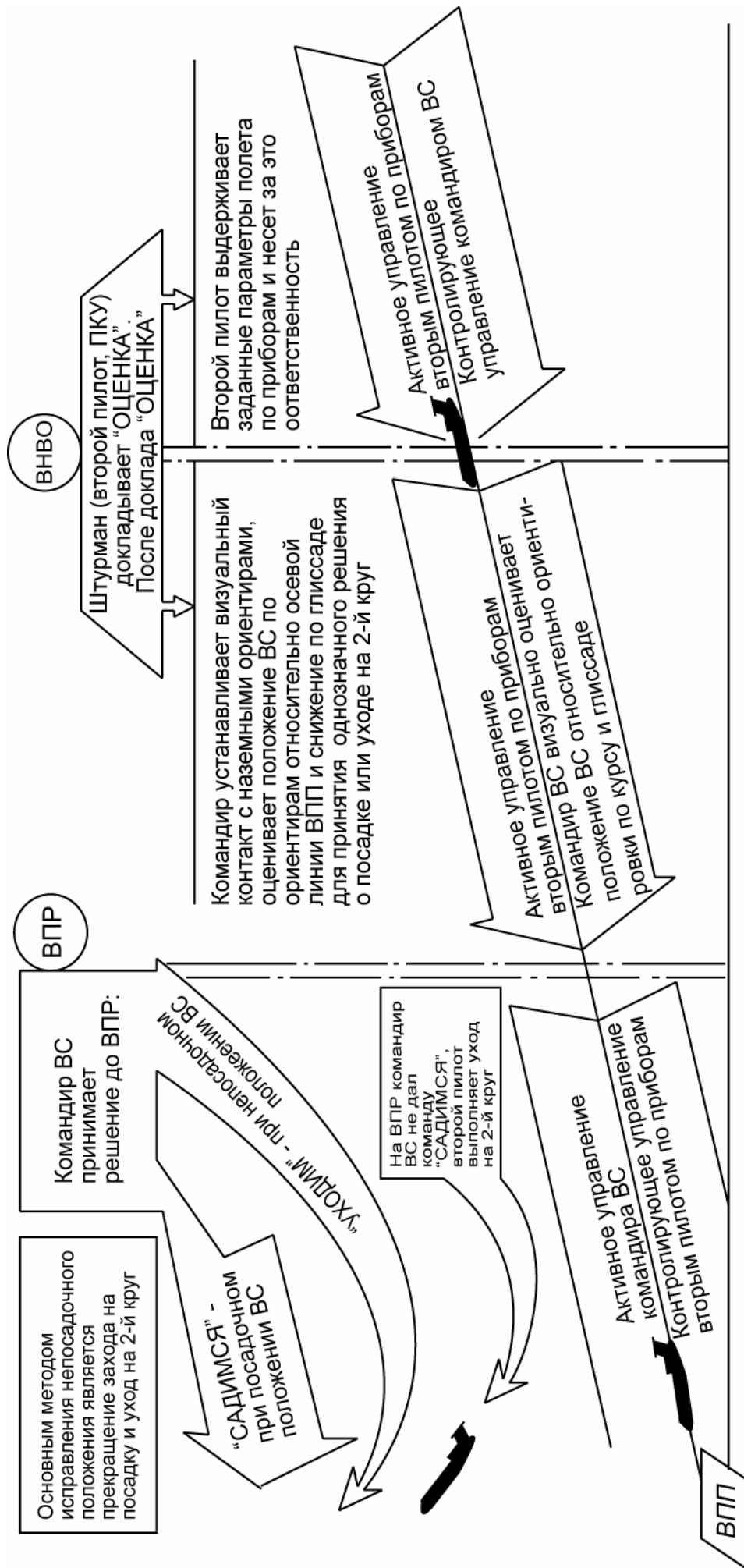
В практике полетов на самолете Ту-154 имеют место такие отклонения, как низкое или высокое выравнивание, «козлы» на посадке, отклонения от заданного направления при выравнивании, особенно при боковом ветре и др.

Эти отклонения самолета создаются пилотом в результате плохого восприятия и оценки высоты начала выравнивания, незнания особенностей поведения самолета на посадке, вредного переноса навыков работы на предыдущем типе самолета или вследствие несоразмерных движений штурвалом. Иногда причинами низкого выравнивания, взмывания и «козлов» являются одновременно и неправильное восприятие высоты, и несоразмерные движения штурвалом. Пилот, который хорошо замечает малейшие отклонения по высоте, но несоразмерно действует



**Рис. 40.** Основные принципы распределения функциональных обязанностей и взаимодействия пилотов по управлению ВС при заходе на посадку в сложных метеоусловиях





**Рис. 41.** Основные принципы распределения обязанностей между членами экипажа самолета Ту-154 при заходе на посадку и уходе на 2-й круг

штурвалом, как правило, допускает частые, но небольшие взмывания. Это характерно при посадке с малыми посадочными массами при увеличенных скоростях и задних центровках.

Рассмотрим отдельные отклонения самолета Ту-154 на посадке.

#### **Уменьшение угла и скорости снижения при подходе к высоте начала выравнивания**

Указанное отклонение происходит в результате того, что в ВПП (после выхода из облаков) пилот переносит взгляд не в точку начала выравнивания, пытаясь выдержать продолженную глиссаду, а дальше, в результате чего уменьшается угол и скорость снижения. Если полет до ВПП проходил на неустановившемся режиме с тенденцией набора скорости и расчет на посадку был с недолетом (самолет оказался ниже глиссады), то после ВПП и переноса взгляда на желаемую точку выравнивания и соответственного уменьшения вертикальной скорости без увеличения тяги двигателей самолет начинает «проваливаться», что не исключает его касания до ВПП при несвоевременном увеличении оборотов двигателей и сохранении расчетных параметров снижения до высоты начала выравнивания. Данное отклонение для самолета Ту-154 не характерно и встречается довольно редко.

#### **Увеличение угла и скорости снижения при подходе к высоте начала выравнивания («подныривание» под глиссаду)**

При расчете с перелетом, особенно на ВПП ограниченных размеров, командир ВС (пилот) переносит взгляд на ранее намеченную точку начала выравнивания. Оказавшись на ВПП выше глиссады и стремясь во чтобы-то ни стало сесть, вместо того, чтобы уйти на 2-й круг, он отжатию штурвала от себя увеличивает угол и скорость снижения. Не имея достаточного опыта посадки с повышенной вертикальной скоростью и не зная специфических особенностей продольной устойчивости и управляемости самолета Ту-154, особенно с предельно передними центровками, пилот производит грубую посадку.

#### **Высокое выравнивание с выдерживанием**

Перед началом выравнивания угол направления взгляда больше привычного для выполнения нормальной посадки, вследствие чего высота до земли кажется меньше фактической, т. е. порог привычной различимости предметов на поверхности ВПП (огни ВПП, шероховатости поверхности и т.д.) наступает раньше, а информация штурмана (члена экипажа) о высоте не всегда воспринимается в динамике действий РВ. При наличии задней центровки и привычном, но несоразмерном с темпом уменьшения вертикальной скорости движении штурвала на себя самолет более энергично увеличивает угол атаки, что уменьшает просадку. При запаздывании в дросселировании двигателей и превышении скорости увел иченная эффективность РВ также способствует высокому выравниванию с выдерживанием.

Поскольку в горизонтальном полете при высоком выравнивании и задросселированных двигателях происходит энергичное падение скорости, необходимо по мере гашения скорости и приближения самолета к земле движением штурвала на себя уменьшить вертикальную скорость для производства мягкой посадки.

#### **Низкое выравнивание**

Позднее начало выравнивания с повышенной вертикальной скоростью, несбалансированность самолета триммером РВ и предельная передняя центровка, а также ошибки восприятия расстояния до земли — все это способствует низкому выравниванию и преждевременному грубому приземлению самолета с непогашенной вертикальной скоростью. Если вертикальная скорость будет больше 3—4 м/с, а начало выравнивания ниже 4—6 м, то всякая попытка исправить ошибку восприятия и неучет предельно передней центровки энергичным взятием штурвала на себя не приведут к желаемым результатам, грубая посадка неизбежна. Для самолета Ту-154 низкое выравнивание недопустимо.

#### **Взмывание**

Наиболее вероятной ошибкой данного отклонения является неправильная оценка высоты и скорости снижения самолета. Ошибка в восприятии приводит к ошибкам действий РВ, т. е. действия несоразмерны со скоростью приближения самолета к земле.

Причинами могут быть:

поздний перенос взгляда на землю или приближение его к носу самолета с одновременным

фиксированием взгляда на детали ВПП;

неумение определять расстояние до земли и соразмерять движение штурвала со скоростью снижения самолета;

большая скорость снижения и поспешность в придании самолету посадочного положения; перенос навыков взятия штурвала с ранее освоенных типов самолетов, требовавших более значительных усилий (частые невысокие взмывания);

резкие движения штурвалом вследствие зажима управления и напряженности;

позднее дросселирование двигателей на повышенной скорости с перелетом и стремление посадить самолет немедленно и т.д.

### «Козлы»

При выполнении посадки на самолете Ту-154, как и на ВС многих типов имеет место такое отклонение в технике пилотирования которое еще на заре развития авиации получило наименование «козел». Одной из причин его возникновения является неправильное определение пилотом расстояния до земли и несоразмерные со скоростью приближения самолета к земле движения штурвалом при выравнивании. «Козление» самолета проявляется в его отделении от ВПП с последующим приземлением. При возникновении «козлов» вследствие увеличения углов атаки крыла в момент приземления самолета, а также обратной реакции после обжатия передней стойки и пневматиков (приземление на передние колеса) происходит отделение самолета от земли. Этому способствуют некоторые конструктивные особенности самолета Ту-154.

Первая особенность заключается в запаздывании в системе обратной связи управления РВ, которое проявляется в том, что РВ отклоняется вверх или вниз после прекращения движения штурвала на себя или от себя.

Вторая особенность заключается в том, что изменение угла атаки, перегрузки и вертикальной скорости при отклонении РВ также происходит с запаздыванием из-за большого момента инерции самолета относительно поперечной оси. Время запаздывания тем больше, чем меньше скорость самолета и более передняя центровка.

Указанные особенности самолета Ту-154 необходимо учитывать на посадке. Пилот должен уметь правильно определять расстояние до земли и соразмерять движение штурвала при выполнении посадки со скоростью полета и скоростью приближения самолета к земле с учетом времени запаздывания отклонения РВ, изменения угла атаки, перегрузки и вертикальной скорости.

Ошибки в определении расстояния до земли обычно являются следствием неправильного направления взгляда при выравнивании и недостаточного опыта в восприятии расстояния до земли при информации штурмана о расстоянии до земли по радиовысотомеру. При чрезмерном удалении взгляда вперед от самолета происходит низкое выравнивание и приземление самолета с повышенной вертикальной скоростью и отделением самолета от земли. Если пилот после отделения самолета будет стремиться снизить высоту путем значительной отдачи штурвала от себя, то вследствие запаздывания в изменении положения самолета при отклонении РВ, штурвал может быть отдан больше, чем необходимо. Самолет перейдет на снижение с большим углом и увеличенной вертикальной скоростью, чем желает этого пилот. Заметив это и стремясь уменьшить скорость приближения самолета к земле, пилот возьмет штурвал на себя. Но так как самолет реагирует на отклонения штурвала с опозданием, прекращение снижения также произойдет с опозданием и касание земли может произойти сначала передними, а затем основными колесами, в результате чего самолет под действием амортизационных усилий от сжатия передней стойки резко поднимет нос, крыло перейдет на большие углы атаки, а так как скорость еще велика, самолет снова отделится от земли. Неправильные действия штурвалом могут привести к прогрессирующим и малоскоростным «козлам». При наличии передней центровки и потере скорости, которая неизбежна при «козлении», РВ может не хватить для исправления указанного отклонения, и самолет с большой вертикальной скоростью приземлится на переднюю стойку. Указанное отклонение имело место в авиационных происшествиях и инцидентах как в период освоения самолета Ту-154, так и в ходе дальнейшей его эксплуатации. Методика исправления указанных отклонений изложена в РЛЭ самолета Ту-154.

Необходимо помнить о том, что исправление отклонений самолета на малой скорости требует большого искусства пилотирования, так как самолет в этом случае находится на режимах, близких к срывным. Быстрое гашение скорости после первого касания может привести к дальнейшему грубому приземлению, особенно при включенном реверсе и значительном отделении самолета от земли. Поэтому после включения реверса повторное отделение самолета

недопустимо.

### **Отклонения от заданного направления во время выравнивания, приземление со сносом, невыдерживание направления на пробеге**

При выравнивании создается крен, так как не учитывается снос при боковом ветре или допускается крен и скольжение. Этому также способствует подход к высоте начала выравнивания с неподобранным углом сноса. Слишком сосредоточивается внимание на определении расстояния до земли и не замечаются крены и отклонения. Пилот пассивен на посадке, не замечает сноса, а если и замечает, то бороться с ним не умеет, в результате самолет садится с креном и сносом. Иногда до касания самолета дается педаль по сносу, тем самым ухудшается качество приземления самолета из-за чрезмерной напряженности на посадке. После приземления не учитывается тенденция к развороту самолета против ветра или в сторону двигателя, ранее вышедшего на режим реверса тяги. Несвоевременные и неправильные движения педалями приводят к рысканию самолета. Излишние движения педалями при отсутствии отклонений приводят к потере направления движения самолета, особенно при боковом ветре и малом коэффициенте сцепления.

Рассматривая характерные отклонения самолета на посадке, мы убеждаемся, что почти каждая ошибка пилота вызывает отклонение самолета и является помехой в производстве качественной посадки.

Ошибки могут быть различными как по характеру, так и по величине и значимости. Основные из них:

- неправильное распределение и переключение внимания при выполнении посадки;
- неправильное определение порядка и способов выполнения отдельных элементов посадки;
- неправильное или несвоевременное восприятие и оценка условий посадки;
- несвоевременные и несоразмерные действия рулями управления.

Восприятие и действие неразрывно связаны между собой. Действие следует за восприятием. Поэтому, если восприятие (определение расстояния до земли) было неправильным, то и действие будет ошибочным. Так, ошибка пилота в определении расстояния до земли на посадке приводит к низкому или высокому выравниванию, а иногда и «козлению».

Движения рулями управления которые по своему характеру, темпу или величине не соответствуют конкретным условиям полета, приводят к отклонениям. Так, энергичные и излишние по величине движения штурвалом на себя на посадке при предельно задних центровках приводя к взмыванию или высокому выравниванию и т. д.

Характерной особенностью ошибок является то, что, в отличие от отклонений, их не всегда можно наблюдать, определить их поэтому труднее. Об ошибках пилота можно судить, преимущественно наблюдая за связью его движений рычагами управления с характером и величиной допускаемых при этом отклонений. Ошибки могут вызываться различными причинами. Под причиной ошибок понимается явление, вызывающее неправильные восприятие, оценку обстановки или действия пилота, связанные с управлением самолета. Основными причинами ошибок являются:

- общая неподготовленность пилота;
- отрицательное влияние приобретенных ранее навыков, мешающих правильно выполнять другие действия в новых условиях на другом типе самолета;
- излишняя напряженность, которая сужает внимание, сковывает мускулатуру и этим лишает возможности правильно действовать;
- отрицательные индивидуально-психологические и моральные качества (рассеянность внимания, безынициативность, слабая воля, недисциплинированность и т. д.);
- недостатки в организации и руководстве полетами (большое количество полетов в летний день, излишняя информация инструктора по СПУ и т. д.).

Необычные (трудные) условия посадки могут служить причиной ряда ошибок. Так, излишне яркие, или, наоборот, тусклые огни подхода и ВПП могут привести к неправильной оценке расстояния до земли и вызвать отклонение при выравнивании. Выполнение посадки при сильном боковом ветре, сдвиге ветра, в условиях атмосферных осадков может вызвать ошибочные действия как по профилю посадки, так и по сохранению направления на пробеге. Необычные условия создаются при отказе авиационной техники и т. д.

Условия полета, возникшие в результате ранее допущенных ошибок и отклонений в одних элементах полета приводят к изменению условий выполнения последующих элементов.

В некоторых случаях такие изменения условий связаны с их усложнениями, что вызывает неправильные действия пилота по управлению самолетом. Так, например, увеличение скорости снижения по глиссаде требует более плавных движений штурвалом при выравнивании. Пилот без достаточного опыта при подходе к земле на повышенной скорости не сможет соразмерять свои движения штурвалом на посадке с изменившимися поступательной и вертикальной скоростями и допустит новое отклонение — взмывание.

Причины ошибок, как и сами ошибки, в большинстве случаев влияют друг на друга и проявляются во взаимосвязи. В отличие от ошибок, их причины непосредственно отклонений не вызывают, но создают условия для возникновения ошибочных действий пилота.

Поскольку к полетам по минимумам I и II категорий допускаются командиры ВС и экипажи с большим опытом выполнения полетов в сложных метеоусловиях, перечисленные отклонения и ошибки у этих специалистов встречаются редко.

При освоении полетов по минимумам I и II категорий, а также и в дальнейших полетах имеют место следующие характерные ошибки и отклонения на этапе полета по продолженной глиссаде:

подход к порогу ВПП с перемещенной вертикальной скоростью («подныривание» под глиссаду или вписывание в нее сверху);

невыдерживание постоянной вертикальной скорости (волнообразный полет с переменными оборотами двигателей и некоординированными отклонениями штурвала);

S-образный боковой маневр с падением скорости;

использование скольжения для парирования сноса;

полет с переменной скоростью (разгон или торможение).

Следует считать недопустимыми такие отклонения и ошибки, как:

пересечение порога ВПП на недопустимо малых высотах (менее 7 м) с вертикальной скоростью более 4 м/с;

пересечение порога ВПП на высотах более 17 м (полет выше глиссады при  $\theta = 2^\circ 40'$ ) с вертикальной скоростью менее 3 м/с, особенно при посадке на ограниченную ВПП;

предварительное дросселирование двигателей на 10 % и более вне зоны ВПП, до высоты начала выравнивания.

Эти отклонения и ошибки могут повлечь за собой грубые посадки с «козлами» вне зоны приземления или до полосы, особенно при сдвиге ветра. Следует также избегать необоснованно повышенных скоростей захода на посадку с углами атаки по АУАСП менее  $2^\circ$ , когда угол тангажа на глиссаде становится отрицательным. В этом случае, если допустить ошибку в определении высоты начала выравнивания и приземлить самолет на повышенной скорости, возможна скоростная посадка на три точки или на переднюю опору самолета с последующим «козлением», особенно при посадке с попутным ветром. В условиях бокового ветра возможно выкатывание на БПБ.

Если рассмотреть отклонения и ошибки, которые имеют место при посадке самолета, то их можно классифицировать следующим образом:

ошибки преждевременного перевода самолета на пониженные вертикальные скорости на высоте 10—15 м, в результате чего происходит падение скорости и грубая посадка с «козлами»;

завышенный проход торца ВПП с попыткой сесть без перелета ближе к торцу также приводит к посадке с «козлами»;

ранняя уборка газа, опасная при передних центровках и заниженных скоростях захода. Если убрать газ на большой высоте, то появляется дополнительный пикирующий момент, который искривляет траекторию полета с тенденцией увеличения вертикальной скорости. При этом возможна грубая посадка, так как РВ при больших углах его отклонения становится малоэффективным ( $\delta_b > 20^\circ$ );

посадка с неотключенным автоматом тяги, что приводит к значительному перелету из-за влияния воздушной подушки и неубранной тяги;

резкая работа РВ на выравнивании. Это недопустимо, так как сбалансированный по всем каналам самолет с подобранными скоростями и режимом работы двигателей не требует больших отклонений РВ, чтобы переломить траекторию;

не учитываются особенности поведения самолета при самом приземлении. Не нужно затягивать процесс выравнивания, так как при этом происходит посадка на воздушную подушку и, в итоге, парашютирование самолета с большой высоты и грубая посадка.

Возможны и другие ошибки и отклонения.

#### **6.4. ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ И КАЧЕСТВА ПОДГОТОВКИ ЭКИПАЖЕЙ ДЛЯ ПОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ СНИЖЕННЫХ МИНИМУМОВ ДЛЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ ВС**

Безопасность, экономичность и регулярность полетов ВС может быть повышена путем улучшения организации и четкой работы всех служб, обеспечивающих движение ВС, и непременным повышением уровня профессиональной подготовки, воспитания чувства ответственности летного состава за выполнение полетов в условиях сниженных минимумов погоды.

Анализ авиационных происшествий показал, что недоученность летного состава проявляется при выполнении следующих элементов полета:

взлет с предельным боковым ветром при различных состояниях ВПП;

посадка в условиях резкого ухудшения видимости из-за попадания в туман и ливневые осадки (грубые посадки, выкатывание на БПБ и КПБ);

уход на 2-й круг;

принятие решения о посадке.

Недооценка возможных ситуаций, упрощенчество при полетах в условиях минимума II категории приводит к плохим последствиям.

Проблема автоматического управления ВС, эргономические вопросы надежности системы «экипаж — воздушное судно» еще недостаточно изучены.

Назрела необходимость в Руководстве по выполнению всепогодных полетов при минимумах I, II и III категорий, которое должно содержать требования к ВС, оборудованию аэродрома, принципы взаимодействия экипажа и диспетчера, требования к уровню квалификации членов экипажа, методические рекомендации при уходе на 2-й круг с предельно малых высот при внезапном попадании ВС в зону густого тумана и ливневых осадков.

Необходимо совершенствовать технологию взаимодействия членов экипажа на пиковом участке захода на посадку в момент приближения к ВПП и после ВПП в условия минимумов I, II и III категорий, чтобы избежать лишних разговоров и сосредоточить внимание на приборном и визуальном контроле. 14—16 с, которые имеются в распоряжении с высоты начала визуальной оценки до начала выравнивания—не время для разговоров. Такие команды, как «Держу по приборам», «Решение» изжили себя. Необходимо ограничиться краткой информацией: «Оценка», «Садимся», «Уходим»... «20, 10, 5, 3, 2, метр» (см. рис. 41).

Для повышения регулярности и экономичности полетов целесообразно: использовать минимумы 30X800 м, 45X800 м, 45X600 м на аэродромах, сертифицированных по I категории, но имеющих радиомаячные системы, отвечающие требованиям II категории.

ИФАЛПА в 1975 году предложило, а ИКАО ратифицировала промежуточный минимум ПА 45X600 м, который можно было бы применить в гражданской авиации СССР.

Внедрение минимумов для посадки 30X800 м, 45X800 м и 45X600 м позволяет: повысить регулярность и экономичность полетов за счет снижения минимумов для посадки, что дает экономический эффект, исчисляемый миллионами рублей; уменьшить непроизводительный расход топлива, связанный с уходом на запасной аэродром, а также с перелетами для тренировок в условия минимума II категории; повысить коэффициент использования бортового и наземного оборудования; ускорить процесс подготовки экипажей в условиях минимума II категории за счет выполнения заходов на посадку до высоты 30 м, в том числе, в условиях хуже минимума I категории.

Необходимо:

оборудовать аэродромы комплексом средств автоматизированного захода на посадку;

дооборудовать ВС, заменив устаревшие бортовые системы автоматического управления новыми;

совершенствовать методику подготовки и допуска летного состава к полетам в условиях сниженных минимумов;

активизировать работу постоянно действующих комиссий по внедрению сниженных минимумов для взлета и посадки ВС;

обеспечить все типы ВС системами СИВ для тренировки летного состава в имитируемых

условиях сниженных минимумов;

совершенствовать методические документы по подготовке летного состава;

использовать средства объективного контроля для углубленного анализа работы экипажа при заходе в сложных метеоусловиях;

повысить персональную ответственность командно-летного состава за допуск экипажей к полетам по минимумам I и II категорий;

совершенствовать методику оценки экономической эффективности использования автоматизированных средств посадки.

## **6.5. КАЧЕСТВЕННАЯ ПОДГОТОВКА ЭКИПАЖА — ЗАЛОГ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ. ОЦЕНКА ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ**

В настоящее время в авиации не существует универсальных средств борьбы с явлениями неожиданного сдвига ветра, турбулентности, туманообразования, гололеда и ливневых осадков, усложняющих пилотирование ВС. Во многих странах мира проводится определенная работа, которая поможет уменьшить опасность, связанную с перечисленными явлениями. От знаний проблемы полетов в сложных метеоусловиях до устранения трудностей и опасностей — длинный путь. Внимательное изучение донесений, данных о погоде, турбулентности, тумане, сдвиге ветра и т.д. должно быть естественным делом в период подготовки к полетам и в процессе их выполнения. Даже опытный синоптик может не учесть какой-либо фактор, который является звеном, ведущим к пониманию всей проблемы. Поэтому экипаж и прежде всего командир ВС должны быть готовы к безопасному выполнению захода или уходу на запасной аэродром.

Отличие точного и успешного захода на посадку по приборам от неудачного обычно состоит в следующем: при выполнении первого хорошо подготовленный командир ВС дисциплинирует себя и свой экипаж, мобилизуя на выполнение обязанностей каждым до того, как начинается заход на посадку. Именно об этом говорится в документах по организации летной работы и обеспечению безопасности полетов. Командир ВС тщательно продумал и в его сознании глубоко отложилась полная картина выполнения захода на посадку: навигационные средства, превышение глиссады над дальним и ближним приводами, угол наклона глиссады, ВПР, превышение глиссады над торцом ВПП, тип огней подхода, курс, скорость и направление ветра, окружающие условия вблизи ВПП, процедура ухода на 2-й круг, состояние самолета. Момент захода на посадку по курсоглиссадной системе — не время для того, чтобы начинать изучение процедуры захода. Обдумайте все вопросы, прежде чем стремиться получить диспетчерское разрешение на посадку, радиолокационное обеспечение и переходить на управление по командам диспетчера посадки, что обычно происходит в аэропортах с высокой интенсивностью воздушного движения. Необходимо, чтобы как можно большая часть работы выполнялась экипажем до наступления конечного этапа — захода на посадку. Нельзя переоценить те особые требования которые предъявляются экипажу в отношении соблюдения им дисциплины и взаимодействия при выполнении захода на посадку и посадке. Дисциплина и взаимодействие членов экипажа жизненно важны на всех этапах полета. Любой полет необходимо начинать с планирования, подбора наивыгоднейшего режима и эшелона полета. Следует быть твердо уверенным в том, что составленный перед полетом план отвечает всем необходимым требованиям по безопасности полетов. Это позволит устранить те проблемы, которые могут дополнительно утяжелить нагрузку на экипаж во время полета. На борту самолета должно быть достаточное количество топлива, ибо во время полета, возможно, придется менять первоначальное решение. Вы, может быть, будете думать о заходе на посадку (хотя ваш разум подсказывает, что он в данный момент нецелесообразен), вместо того, чтобы серьезно подумать об имеющихся резервах, которые бы дали вам возможность продержаться в воздухе до тех пор, пока будут созданы лучшие условия для захода на посадку. Озабоченность второстепенными проблемами делает еще более вероятным допущение экипажем ошибок и мешает выполнению им в полном объеме и с предельной точностью всей работы, связанной с пилотированием самолета. Это особенно недопустимо при выполнении захода на посадку и посадке, особенно в сложных метеоусловиях. Очень важно, чтобы экипаж работал как одна согласованно действующая и дисциплинированная команда. Это единственное условие, которое может предотвратить нарушение гарантий безопасности, обеспечиваемых порядком распределения обязанностей между членами экипажа по выполнению задачи, как это предусмотрено в основных документах летной деятельности. Чем ниже снижается ВС, тем более критической становится ситуация. Любые проблемы, возникающие

при выполнении инструментального захода на посадку, и вызванные ими малейшие сомнения в том, что не все обстоит благополучно, должны являться причиной для прекращения захода на посадку, оценки и определения возникших трудностей. Необходимо помнить, что существуют определенные виды техники пилотирования или навыки, которые можно и нужно освоить для обеспечения безопасности полетов. Через определенные промежутки времени необходима переподготовка, так как знания, навыки и умения притупляются. Всегда справедливо положение о том, что летное дело — искусство, в котором надо постоянно совершенствоваться. В жизни пилота нет такого момента, когда бы к его квалификации, способностям и знаниям предъявлялось требований больше, чем во время выполнения захода на посадку по приборам при предельных значениях минимума погоды в условиях неожиданного попадания в туман или значительный сдвиг ветра. Важным при этом является учет следующих факторов:

1. Большую опасность представляет ситуация, связанная со сдвигом ветра, при котором ВС, находясь на предельно малой высоте, лишается необходимой воздушной скорости. В этом случае необходим большой и немедленный прирост тяги.

2. Для двигателей реактивного ВС величина тяги пропорциональна частоте вращения двигателя (подаче воздушного потока и температуре), качеству топливовоздушной смеси. По мере увеличения частоты вращения быстро увеличиваются воздушный поток, температура и к.п.д. двигателя. Важно помнить, что перемещением РУД при малых оборотах двигателя не обеспечивается создание той тяги, которая создается при эквивалентном перемещении РУД при больших оборотах двигателя, если необходимо создать дополнительную тягу. Особенно это необходимо при экстренном уходе на 2-й круг в случае внезапного попадания в зону тумана, ухудшающего видимость до величины, не позволяющей безопасно посадить самолет. В этот момент командиру ВС (пилоту) не следует думать о перегрузке двигателей, необходимо энергично увеличить обороты двигателей, вплоть до взлетных. Дальнейшую корректировку необходимых оборотов может осуществить второй пилот или бортинженер в зависимости от заданной скорости. Пилот, пилотирующий ВС, может настолько увлечься точным регулированием оборотов, что потеряет над ним контроль. А воздушное судно необходимо непрерывно пилотировать.

При выполнении захода на посадку в условиях сдвига ветра так же необходимо учитывать положение закрылков. Разработка и использование средств механизации крыла самолета позволили внести значительный вклад в обеспечение безопасности полетов. Эти средства дают возможность снизить скорость в режимах взлета, захода на посадку и посадки. Однако большая подъемная сила сопровождается большим лобовым сопротивлением. Когда ВС уже почти касается колесами шасси ВПП, большое лобовое сопротивление является полезным, так как оно способствует уменьшению посадочной дистанции. Рассмотрим летные характеристики самолета Ту-154Б в связи с влиянием сдвига ветра. Прежде всего напомним, что самолет имеет ограничения по максимальным скоростям при выпущенной механизации, близким к расчетным скоростям в условиях сдвига ветра (см. РЛЭ Ту-154Б). Поэтому в условиях значительного сдвига ветра и сильной турбулентности при максимальной посадочной массе  $m = 80$  т выдерживание скорости на 20 км/ч выше расчетной, т. е.  $V_{пр} = 290$  км/ч, выпуск закрылков на  $\delta_3 = 45^\circ$  дает запас по ограничению максимальной скорости всего лишь 10 км/ч, что недопустимо в условиях сильной болтанки, так как выдерживать заданную скорость практически невозможно. В указанных условиях целесообразно выпустить закрылки на  $\delta_3 = 28^\circ$ , предварительно рассчитав требуемую посадочную дистанцию. Скорость снижения по глиссаде в указанных условиях будут больше на 15 км/ч, т.е.  $V_{REF} = 305$  км/ч (запас по максимальной скорости из условий прочности закрылков составит  $\Delta V = 55$  км/ч). В целях сокращения посадочной дистанции приземление следует произвести на скорости на 5—10 км/ч меньшей скорости  $V_{REF}$ .

Теперь рассмотрим вопрос о лобовом сопротивлении, располагаемых и потребных тягах в посадочной и полетной конфигурациях самолета. В сложных условиях сдвига ветра, который может быть при заходе на посадку по минимумам I и II категорий ИКАО, самолет подвергается опасности потому, что он лишается достаточной воздушной скорости в тот момент, когда его двигатели работают в режиме взлета, посадки или ухода на 2-й круг, конфигурация его обладает большим лобовым сопротивлением и его полет проходит под большим углом атаки.

Каждое ВС обладает своими индивидуальными полетной и минимальной критической скоростями, а также кривой потребной тяги и связанной с нею скоростью.

Предположим, что кривая потребной тяги идентична кривой лобового сопротивления. Кривая лобового сопротивления классически отображается как график воздушной скорости и



соответствующей ей величины тяги (рис. 42).

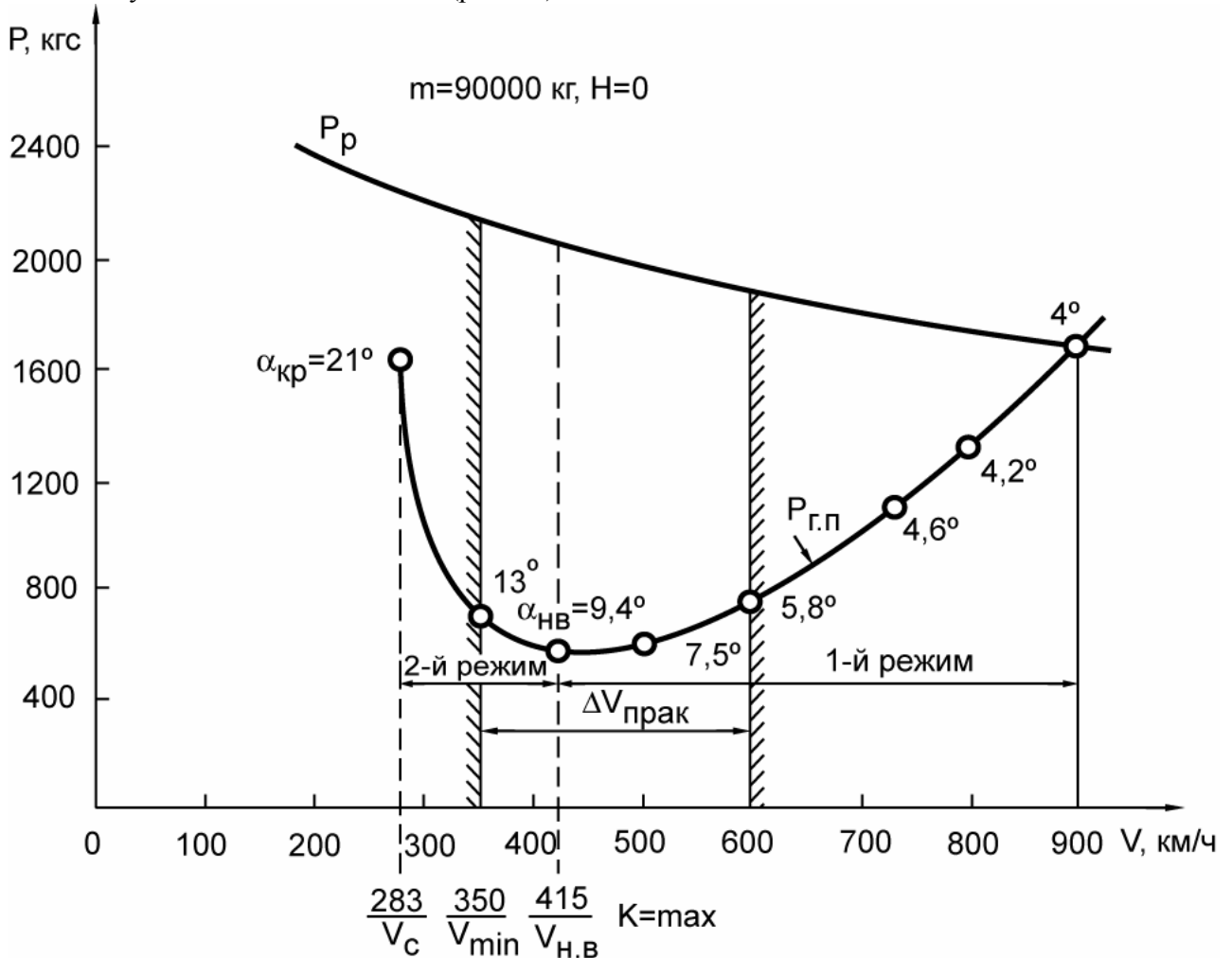


Рис. 42. Кривые потребных  $P_{г.п}$  располагаемых  $P_p$  тяг самолета Ту-154Б

Общее лобовое сопротивление представляет собой комбинацию индуктивного и профильного сопротивления. Индуктивное сопротивление зависит от угла атаки и создается подъемной силой. Профильное сопротивление вызывается трением обшивки самолета о воздух и может быть представлено как сопротивление, возникающее при трении о воздух плоской плиты, площадь которой равна площади обшивки корпуса самолета. Для развития максимальных скоростей требуются большие величины тяги. Большие величины тяги так же необходимы для преодоления самолетом лобового сопротивления на скоростях, близких к скоростям сваливания. Между двумя крайними пределами кривой потребной тяги существует момент, при котором относительно малая величина тяги позволяет выдерживать горизонтальный полет. Этой малой величине тяги соответствует наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{нв}$ . В зависимости от положения механизации крыла его величина может быть разной. Приблизительно 75 % общего лобового сопротивления ВС, движущегося со скоростью, близкой к скорости сваливания, составляет индуктивное лобовое сопротивление, что является результатом создающейся подъемной силы. Совсем иначе действует профильное сопротивление. Оно резко увеличивается по мере увеличения скорости ВС. При движении ВС с максимальной скоростью профильное сопротивление составляет около 90 % общего лобового сопротивления.

Таким образом, в диапазоне малых скоростей превалирует индуктивное сопротивление, в диапазоне высоких скоростей — профильное сопротивление. Если изучить кривые, относящиеся к скорости, тяге и лобовому сопротивлению, то станет очевидным, что существует область, в которой для каждого уменьшения скорости требуется создание большей тяги. И это характерно для диапазона малых скоростей, близких к скоростям сваливания.

Указанная область, в которой для поддержания режима полета с уменьшением скорости требуется увеличение тяги, называется обратной стороной тяги или областью второго режима полета.

Существует четкое различие понятий «находится на обратной стороне кривой тяги» и

«находится позади кривой тяги»: «находится на обратной стороне кривой тяги» — не является необычным случаем; «находится позади кривой тяги» представляет собой случай, когда могут возникнуть большие трудности. Если самолет оказался за пределами кривой тяги, то, чтобы выйти на нее, необходимо или увеличить тягу, уменьшить лобовое сопротивление и пожертвовать высотой, или выбрать какую-либо комбинацию из этих действий. При определенных условиях некоторые из этих корректирующих действий не могут быть предприняты или не представляются действенными. В результате происходит неконтролируемое снижение ВС.

Помните, что обратная сторона кривой тяги в диапазоне малых скоростей — это такой режим, при котором, чем меньше будет скорость самолета, тем больше потребная тяга для поддержания горизонтального полета или необходимой скорости снижения. Это также тот режим полета, при котором основную роль играет индуктивное сопротивление. Таким образом, это режим, при котором снижение скорости требует увеличения угла атаки при увеличении результирующего сопротивления и увеличения тяги для выдерживания режима горизонтального полета или необходимых скоростей снижения. Скорость снижения прямо пропорциональна избытку лобового сопротивления по отношению к тяге. Тяга является превалирующим фактором, который позволяет выдерживать скорость захода на посадку. Для изменения лобового сопротивления при помощи рулей требуется меньше времени, чем для изменения тяги при помощи РУД. Путем изменения угла атаки лобовое сопротивление может быть значительно увеличено или уменьшено. Например, при  $m=80$  т снижение по глиссаде самолета Ту-154Б происходит на  $V_{пр} = 270$  км/ч,  $C_{Ya} = 1,263$ ,  $C_{Xa} = 0,252$ ,  $\alpha = 6^\circ$ . При резком увеличении угла атаки на данной скорости с  $\alpha = 6^\circ$  до  $\alpha = 11,6^\circ$ ,  $C_{Ya} = 1,75$ ,  $C_{Xa} = 0,315$ , лобовое сопротивление увеличилось с  $X_a = 12272$  кгс до  $X_a = 15340$  кгс ( $X_a = P_n = (m \cdot g) / k \cdot \sin \theta$ ).

В авиационной жизни было много случаев посадок с недолетом или «козлением», приводившим к авиационным происшествиям или их предпосылкам, когда пилот вдруг понимал, что самолет находится ниже глиссады, посадка до ВПП неизбежна, и тогда он резко брал штурвал на себя, поднимая нос самолета, прибавляя тягу, в то время как двигатели работали в посадочном режиме и, естественно, терпел неудачу, так как угол атаки значительно увеличивался за доли секунды с увеличением лобового сопротивления до нескольких сот килограмм-сил (в нашем примере до 3068 кгс), а для увеличения тяги двигателей до необходимой величины требуется несколько секунд. Сопротивление увеличивается быстрее, чем тяга. За быстро уменьшающейся воздушной скоростью и вызванной этим потерей подъемной силы следовало большое увеличение скорости снижения (аналогично эффекту выпуска интерцепторов, когда самолет за счет падения подъемной силы «проваливается»).

Явление сдвига ветра может в указанной ситуации заставить врасплах по той простой причине, что сознание пилота, его внимание занято решением текущей задачи по пилотированию самолета. Тогда не исключено авиационное происшествие.

Самолет Ту-154Б при  $m = 80$  т в посадочной конфигурации ( $\delta_3 = 45^\circ$ ,  $\delta_{пр} = 18,5^\circ$ ,  $\delta_{ст} = 5,5^\circ$ ) выполняет посадку на  $V_{пос} 260—250$  км/ч. При  $V_{пос} = 252$  км/ч лобовое сопротивление  $X_a \approx 9900$  кгс. Для той же массы при выполнении горизонтального полета в полетной конфигурации на  $V = 400$  км/ч потребная тяга, равная лобовому сопротивлению, составит около 5300 кгс.

При выпуске шасси, закрылков на  $28^\circ$ , предкрылков на  $18,5^\circ$  и скорости  $V = 288$  км/ч лобовое сопротивление составит  $\sim 11400$  кгс в режиме горизонтального полета, а при выпуске закрылков на  $45^\circ$  и  $V = 270$  км/ч около 16000 кгс, т.е. при отклонении закрылков с  $28^\circ$  до  $45^\circ$  потребуется увеличить тягу еще на 4600 кгс. Следует отметить, что если для выполнения горизонтального полета с убранными шасси и механизацией крыла на  $V_{пр} = 400$  км/ч потребная тяга составит всего лишь 5300 кгс, то для выполнения горизонтального полета на  $V_{пр} = 270$  км/ч с полностью выпущенной механизацией лобовое сопротивление, а следовательно и потребная тяга увеличатся примерно в 3 раза, что необходимо учитывать, особенно при полете в сложных метеоусловиях, сдвиге ветра, высоких температурах и низких давлениях, а также при заходе на посадку с одним или двумя отказавшими двигателями.

А теперь представим ситуацию при заходе на посадку по минимуму I или II категории, когда с высоты 100 м сдвиг ветра в 30 м/с на 100 м, т.е. приборная скорость начала падать за каждую секунду на 1 м/с ( $V_v \approx 3,3$  м/с, время полета 30 с). При снижении в посадочной конфигурации по глиссаде с углом залегания  $\theta = 2^\circ 40'$  потребная тяга для массы  $m = 80$  т составит  $P_n = 12272$  кгс. Чтобы предотвратить дальнейшее падение скорости необходимо создать дополнительную тягу такой величины, чтобы самолет получил ускорение не менее  $1 \text{ м/с}^2$ .

$$\Delta P \geq m \Delta j = 80000 \text{ Н} = 8155 \text{ кгс.}$$

Таким образом, для удержания самолета на глиссаде без дальнейшего падения скорости сдвиг ветра 30 м/с на 100 м высоты потребует первоначального увеличения тяги до  $12272 + 8155 = 20427$  кгс. В указанной ситуации целесообразно уйти на 2-й круг, повторить заход, выдерживая увеличенную скорость на 15—20 км/ч, или уйти на запасной аэродром. Уход на 2-й круг с малой высоты в посадочной конфигурации требует повышенного внимания и использования взлетной тяги. В условиях высоких температур и низких давлений, когда располагаемая тяга двигателей падает на тысячи килограммов, очень сильный сдвиг ветра может привести к авиационному происшествию. Знание метеобстановки, вызывающей экстремальные условия полета (сдвиг ветра, резкое ухудшение видимости, сильное обледенение, ливень и т.д.), является безусловной необходимостью для пилота. Кроме того, он должен быть хорошо осведомлен о летных характеристиках самолета, знать положения по тангажу и величины тяги (примерные обороты в процентах в зависимости от давления и температуры воздуха), которые требуются при выполнении обычных заходов на посадку. Превышение угла тангажа и тяги свидетельствует о том, что заход на посадку выполняется при встречной составляющей ветра. Уменьшение угла тангажа и тяги указывает на присутствие попутного ветра. Скорость снижения при полете по неизменной наклонной траектории или по глиссаде является функцией путевой скорости. При заходе на посадку, выполняемом в условиях встречной составляющей, вызывающей уменьшение путевой скорости, требуется увеличение тяги и угла тангажа, вертикальная скорость снижения  $V_y$  при этом будет уменьшаться. Самолет, движущийся по типичной глиссаде  $\theta = 3^\circ$  за каждый километр будет снижаться на 52 м. Для удержания самолета на такой глиссаде вертикальные скорости снижения  $V_y$  при указанных путевых скоростях должны быть такими, как указано в табл.

Таблица 10

Вертикальные скорости снижения при некоторых путевых скоростях			Угол наклона глиссады $\theta = 3^\circ$			Угол наклона глиссады $\theta = 2^\circ 40'$		
Путевая скорость		Вертикальная скорость $V_y$ , м/с	Путевая скорость		Вертикальная скорость $V_y$ , м/с			
$V_y$ , км/ч	$V_y$ , м/с		$V_y$ , км/ч	$V_y$ , м/с				
180	50	2,6	180	50	2,3			
198	55	2,9	198	55	2,5			
216	60	3,2	216	60	2,8			
234	65	3,4	234	65	3			
252	70	3,7	252	70	3,3			
270	75	4,0	270	75	3,5			
288	80	4,2	288	80	3,8			
306	85	4,5	306	85	4			
324	90	5	324	90	4,3			

Если наведение по глиссаде или траектории полета не обеспечивается и расстояние от торца ВПП известно, то полет при выдерживании скорости снижения  $V_y = 4—3,5$  м/с и  $V_y = 270$  км/ч будет проходить по траектории, близкой глиссаде с углом залегания  $\theta = 3^\circ — 2^\circ 40'$ .

Все заходы на посадку без использования посадочного радиолокатора должны выполняться с учетом верхнего предела угла наклона глиссады. Способность визуально определять траекторию полета с углом наклона  $2,5—3^\circ$  можно развить путем зрительного запоминания визуальных ориентиров, наблюдаемых при заходе на посадку по системе ИЛС или СП. Необходимо помнить, что местность, характеристика ВПП и отклонения от железной траектории полета — все это может повлиять на точность определения указанного угла. Приподнятость ВПП или зоны захода на посадку создает впечатление высоты, хотя фактическая высота оказывается меньше, чем это кажется. Расположение ВПП или зоны захода на посадку в низине создает противоположное впечатление. Из-за дымки, пыли, ярких огней и темноты может показаться, что ВС находится на большей, чем в действительности, высоте. Яркие огни ВПП кажутся ближе, а тусклые — дальше. Кроме того, на перспективное восприятие ВПП может повлиять ее ширина, взятая по отношению к длине. Однако использование приборного оборудования самолета и знание экипажем специфических проблем, возникающих при указанных заходах на посадку, дают возможность свести к минимуму упомянутые ошибки восприятия.

Может показаться, что высказанное не имеет отношения к проблеме захода на посадку в сложных метеоусловиях. На самом деле оно имеет самое непосредственное отношение. Визуальные ориентиры при ограниченной или обманчивой видимости не позволяют быстро

определить высоту полета, пространственное положение и скорость снижения ВС. Отклонения от глиссады снижения, воздушную скорость, вертикальную скорость и высоту можно определить скорее путем контроля показаний бортовых приборов, чем визуально. Быстрое определение перечисленных параметров имеет важное значение для обеспечения безопасного захода на посадку. Координация наблюдений по приборам имеет такое же важное значение, как согласованность действий экипажа.

Важное значение для качественной подготовки экипажей являются выработанные требования к качеству выполнения полетов.

Программой подготовки и допуска летного состава к полетам по минимуму II категории определены следующие нормативы техники пилотирования экипажей при контрольно-проверочных полетах:

не должно быть отступлений от требований РЛЭ и технологии работы экипажа;

не допускается автоматический режим захода на посадку ниже 30 м;

при выполнении посадок место приземления самолета должно находиться на расстоянии  $450 \pm 150$  м от порога ВПП и относительно ее оси не более  $1/4$  ширины ВПП;

при выполнении директорных заходов на посадку отклонения самолета от заданной траектории при пролете ДПРМ не должны превышать по курсу  $\pm 2$  точки, по глиссаде — выходить за пределы силуэта самолета (по прибору ПНП-1);

на высотах ниже 100 м не должно быть срабатываний табло предельных отклонений от зон курса и глиссады;

при ручном уходе на 2-й круг просадка самолета не должна превышать 15 м, приращение перегрузки должно быть не более 0,3.

Оценка техники пилотирования экипажа (пилота) дается проверяющим пилотом-инструктором непосредственно в процессе контрольно-проверочных полетов, но решение о допуске экипажа к полетам по минимуму II категории может быть принято проверяющим только после подтверждения данными МСРП установленных нормативов. Информация о выполненных заходах на посадку, зарегистрированная МСРП, представляется проверяющему в виде графиков основных параметров полета и таблицы.

В 1983 г. во всех управлениях гражданской авиации введены в действие технологии оценки экипажей по допуску к полетам в условиях минимумов I и II категорий ИКАО на самолетах Ту-154Б и Ил-62М.

Технологией предусматривается автоматизированная обработка на аппаратуре «Луч-84» по специальной программе параметров полета, зарегистрированных МСРП, автоматический вывод необходимой информации на графопостроитель и бланк экспресс-анализа. В бланке экспресс-анализа содержится минимальный объем информации, необходимой проверяющему для оценки подготовленности экипажа в соответствии с установленными нормативами.

Технология оценки подготовки экипажей предусматривает следующие этапы:

получение исходной информации (заполнение экипажем карточки-отчета и передача ее вместе с магнитной лентой МСРП в группу УРАПИ);

кодирование информации с карточки-отчета;

обработка по специальной программе на аппаратуре «Луч-84» и вывод результатов обработки на графопостроитель, бланк экспресс-анализа;

передача бланка экспресс-анализа, графиков и карточки-отчета по заходу на посадку в летный отряд для контроля выполнения программы и качества подготовки экипажа;

передача бланка экспресс-анализа в ПДО (при наличии замечаний к работе средств обеспечения захода на посадку).

Кроме того, данной технологией предусматривается вывод параметров полета на перфоленту для хранения информации и использования ее в последующем для обобщения и анализа летной и технической эксплуатации самолетов гражданской авиации с использованием автоматических бортовых систем управления заходом на посадку по минимумам I и II категорий ИКАО.

Автоматизация обработки данных МСРП для оценки подготовки экипажей позволяет не только сократить трудоемкость получения информации по технике пилотирования но и повысить глубину контроля, его объективность. Однако окончательную оценку подготовленности экипажа, как уже отмечалось, дает проверяющий, так как необходимый алгоритм технически сложно реализовать. Это связано с ограниченными возможностями МСРП и ее датчиков:

отсутствует контроль с необходимой точностью вертикальной скорости снижения по

глиссаде;

отсутствует оценка положения самолета относительно равносигнальных зон курса и глиссады;

отсутствует оценка техники пилотирования по командным стрелкам в директорном режиме захода на посадку;

расстояние точки приземления определяется с ошибкой  $\pm 100$  м, так как отсутствует однозначная информация о моменте касания самолета поверхности ВПП.

Чрезвычайно важной является информация о положении самолета относительно зон курса и глиссады. Поэтому должна быть внедрена запись на МСРП сигналов отклонения от равносигнальных зон курса и глиссады на самолетах Ту-154Б, Ту-134А, Ил-62М.

## Глава 7

# ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОУСЛОВИЯХ

Обеспечение полетов как в простых, так и в сложных метеорологических условиях организуется и осуществляется в соответствии с требованиями Воздушного Кодекса Союза ССР, Положения об использовании воздушного пространства СССР, Основных правил полетов в воздушном пространстве СССР для авиации всех ведомств, Наставления по производству полетов в гражданской авиации СССР, наставлений, регулирующих деятельность служб, обеспечивающих полеты, и других нормативных актов в целях безопасного, регулярного и эффективного выполнения полетов.

Обеспечение полетов включает:

воспитательную работу по обеспечению полетов, штурманское обеспечение, обеспечение аэронавигационной информацией, метеорологическое, инженерно-авиационное, аэродромное, электросветотехническое, радиотехническое, орнитологическое, обеспечение полетов службой организации перевозок, режимно-охранное, поисково-спасательное и аварийно-спасательное, медицинское обеспечение, оперативное управление производством, управление воздушным движением.

Все эти виды обеспечения относятся ко всем видам полетов, включая и полеты в сложных метеоусловиях. Однако такие виды обеспечения полетов, как метеорологическое, радиотехническое, электросветотехническое имеют свои особенности и повышенные требования при полетах различной сложности. Чем ниже минимум погоды для обеспечения взлетов и посадок ВС, тем больше требования к оснащенности аэродрома и точности характеристик радиотехнических и электросветотехнических средств обеспечения полетов.

### 7.1. ОСОБЕННОСТИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ САМОЛЕТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ ПО МИНИМУМАМ I И II КАТЕГОРИЙ

#### 7.1.1. ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ ПО МИНИМУМАМ I И II КАТЕГОРИЙ

Метеорологическое обеспечение взлетов и посадок ВС основано на применении технических средств контроля параметров атмосферы прежде всего по видимости, высоте облаков, скорости ветра и атмосферному давлению. Известны такие автономные серийно выпускаемые средства, как трансмиссометры РДВ-2 с базой 50 м, РДВ-3 с базой 100 м, ИВО-1М с приставкой ДВ-1 с диапазоном измерения высоты нижней границы облаков (ВНГО) от 30 м, анеморумбометры М63-М1.

Перечисленные приборы, кроме М63-М1, входят в состав комплексной автоматической метеостанции типа КРАМС-М, также широко используются на аэродромах гражданской авиации, осуществляющих полеты по минимуму I категории. Станция обеспечивает автоматическое измерение параметров видимости, высоты облаков, параметров приземного ветра, атмосферного давления, а также температуры и влажности воздуха и обработку показаний приборов. При этом вычисляется видимость огней ВПП; результаты измерений и обработки представляется в цифровом виде в службах УВД аэродрома на цифровых индикаторах, освещающая фактическую погоду в зоне рабочего старта ВПП. Значения силы света огней ВПП и параметры яркости фона по

ступенчатой шкале вводятся в КРАМС-М вручную. Выдаваемые сведения регистрируются на ленте рулонного телеграфного аппарата.

Обслуживание полетов по минимуму II категории осуществляется с обязательным применением станции КРАМС-М1 со спецпрограммой, обеспечивающей учащенное обновление измерительной информации (минутный режим). Станция КРАМС-М1, кроме введения минутного режима, имеет измененную форму выдачи информации по параметрам видимости (три значения видимости на ВПП и минимальное значение метеорологической дальности видимости — МДВ). В комплект добавлены два преобразователя параметров ветра, что позволяет оперативно контролировать поле ветра в трех пунктах вблизи ВПП на общем скользящем двухминутном интервале (на стартах и в любом дополнительном пункте; в середине ВПП или на дополнительном уровне—на мачте). К станции могут подключаться трансмиссометры с базой 20, 50, 100 м в любом сочетании. В настоящее время на аэродромах, обеспечивающих полеты по минимуму II категории, реально используются РДВ-2 с базой 50 м. Для измерения ВНГО в качестве основного средства используются ИВО-1М с ДВ-1, но также проработана возможность сопряжения со станцией триангуляционного облакомера М105, обеспечивающего измерение ВНГО от 10 м.

С 1983 г. станции КРАМС-М1 оснащаются новым импульсным фотометром ФИ-1 с двумя отражателями. Прибор обеспечивает измерение и регистрацию прозрачности атмосферы в широком диапазоне МДВ 50—6000 м. Принцип действия прибора ФИ-1 основан на измерении степени ослабления интенсивности световых импульсов после прохождения слоя атмосферы заданной толщины.

Станция КРАМС-М1 позволяет осуществлять контроль входной информации не только по МДВ, но и по ВНГО и имеет возможность электрического сопряжения с автоматической системой УВД «Старт-2».

Для оперативного показа в службах УВД фактической погоды на аэродроме, не оборудованном КРАМС-М, путем ручного набора выпускается автономное индикаторное устройство АИУ. Ведутся работы по созданию аэродромной метеорологической информационно-измерительной системы АМИИС. По мере разработки новых датчиков и расчетных алгоритмов (горизонтальной и наклонной видимости, сдвига ветра, других опасных явлений погоды) они будут вводиться в состав метеостанции.

Автоматическая метеостанция АМИИС имеет, по сравнению с КРАМС-М1, следующие особенности:

- большее число автоматических измеряемых параметров;
- одновременный непрерывный сбор измерительной метеоинформации со всей территории аэродрома;
- автоматический контроль входной измерительной информации и ее регистрацию на техническом носителе;
- выдачу данных внешним и внутренним потребителям в установленных формах и их регистрацию.

В зарубежной практике (Франция, ФРГ, США, Великобритания) на крупных аэродромах установлены автоматические системы измерения ДВ ВПП с электронно-вычислительными машинами, к которым в качестве датчиков подключены: трансмиссометр (или несколько трансмиссометров), фотометр (датчик яркости фона), переключатель силы света огней, на панели автоматической системы высвечиваются данные о ДВ ВПП с нескольких трансмиссометров; имеются дублирующие индикаторы в диспетчерских помещениях службы движения.

#### 7.1.2. РАЗМЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ ВБЛИЗИ ВПП

С учетом временной и пространственной изменчивости дальности видимости, согласно Рекомендациям ИКАО и ВМО, измерители ДВ устанавливаются в трех пунктах вблизи ВПП: в 300 м от обоих торцов ВПП и в районе ее середины, если длина ее более 2500 м. Приборы устанавливаются на расстоянии 120 м от осевой линии ВПП, отражатель поднимается на высоту 5 м (уровень глаз пилота в момент приземления).

В целях обеспечения надежности информации рядом с рабочими комплектами приборов РДВ должны устанавливаться резервные комплекты. Индикаторы и самописцы всех установленных приборов должны быть выведены на основной наблюдательный пункт.

Измеритель ВНГО устанавливается на БПРМ. На основном наблюдательном пункте должна быть обеспечена возможность дистанционного измерения ВНГО (приставка ДВ-1 к

прибору ИБО).

Вблизи зон касания и отрыва самолетов должны быть установлены приборы для измерения скорости и направления приземного ветра. Рекомендуемая высота установки датчиков ветра по ИКАО от 6 до 10 м.

Объективность измерений метеорологических параметров и оперативность сообщения информации могут быть обеспечены только с автоматизацией процессов измерения и сообщения информации. Модернизированный вариант КРАМС-М1 соответствует требованиям точности измерений дальности видимости, ВНГО, приземного ветра, давления, температуры и влажности воздуха. Станция обеспечивает обновление на световом табло результатов измерения через каждые 2 мин.

### 7.1.3. ИНФОРМАЦИЯ О МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Информация о метеорологических условиях на аэродроме передается экипажу и всем заинтересованным в ней потребителям в виде метеосводки. Наблюдения производятся в период полетов непрерывно, измерение метеорологических параметров и составление сводок — через каждые 0,5 ч. В период времени, когда значения ВНГО и ДВ приближаются к установленным пределам (на большинстве аэродромов за такие пределы приняты ВНГО, равная 200 м, и ДВ, равная 2000 м), сводки для распространения в пределах аэродрома составляются через каждые 15 мин. Штормовые оповещения о возникновении или усилении на аэродроме опасных для авиации метеорологических явлений составляются при их наличии. Кроме того, наблюдения и измерения производятся по запросам работников службы движения. Ответы на запросы должны поступить не позже, чем через 2 мин.

Средствами передачи информации по аэродромным службам являются прямая громкоговорящая связь (ГГС), телетайпная аппаратура «Строка». Информация на борт передается по КВ и УКВ-каналам.

Межаэродромная передача информации производится по каналам связи гидрометслужбы (СПАС), гражданской авиации и Министерства связи.

При обеспечении полетов по минимуму II категории ИКАО метеоинформация должна быть передана не позже, чем через 15 с после окончания наблюдения. Такая оперативность передачи может быть обеспечена только при автоматизации процесса наблюдений и передачи информации.

#### Содержание метеосводок

В метеосводку включаются метеоэлементы в следующем порядке:

четырёхбуквенный индекс аэродрома;

количество облачности (в десятых долях неба) дробью (в числителе — общая, в знаменателе — нижнего яруса), форма (сокращенно русскими названиями), высота облачности в метрах;

дальность видимости в метрах или километрах;

явления погоды;

ветер (направление в градусах, скорость в метрах в секунду);

давление воздуха в миллиметрах ртутного столба или миллибарах;

температура воздуха в градусах Цельсия;

относительная влажность воздуха в процентах.

В условиях ВНГО до 200 м и менее и (или) ВД до 2000 м и менее в конце сводки погоды передается прогноз ВНГО и ДВ на ближайший час.

В сводках за получасовые промежутки времени (00—30, 01—30 и т.д.), если отсутствует облачность нижнего яруса, видимость 10 км и более, отсутствуют осадки и другие опасные для авиации явления, ветер не превышает 5 м/с, наряду с четырёхбуквенным индексом аэродрома указывается «погода хорошая» без уточнения перечисленных параметров.

Зарубежные сводки для авиации передаются кодом «МЕТАР». Порядок передачи метеоэлементов несколько иной, чем описанный:

ветер (направление в градусах, скорость в метрах в секунду или в узлах);

видимость в метрах;

явления погоды;

облачность (количество в октантах, форма — сокращенными латинскими

наименованиями, высота в сотнях футов);

температура и точка росы в градусах, для отрицательных температур перед значением ставится буква М);

давление в миллиметрах ртутного столба или миллибарах.

Погода хорошая обозначается («CAVOC»).

В данных о фактической погоде на аэродромах, где магнитное склонение составляет  $5^\circ$  и более, направление ветра указывается от магнитного меридиана.

## 7.2. РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Радиотехническое обеспечение полетов предусматривает:

обеспечение органов УВД необходимыми радиотехническими средствами (РТС), средствами связи и контроля за движением воздушных судов;

содержание средств радиотехнического обеспечения полетов и средств связи в исправном состоянии;

планирование использования РТС и средств связи, а также их технического обслуживания;

учет и анализ отказов и неисправностей РТС и средств связи, разработку и проведение мероприятий по повышению надежности работы этих средств;

подготовку и допуск инженерно-технического состава баз ЭРТОС к технической эксплуатации РТС.

Для радиотехнического обеспечения полетов в простых и сложных метеоусловиях используются автоматизированные системы УВД, посадочные радиолокаторы, радиомаячные системы посадки, оборудование системы посадки (ОСП), радиопеленгаторы, средства воздушной и наземной связи. РТС включаются за 30 мин до расчетного времени посадки, и во всех случаях по требованию экипажа.

При использовании ПРЛ фотоконтроль за заходами воздушных судов на посадку осуществляется во всех случаях.

Радиотелефонный обмен между диспетчерами службы движения (руководителями полетов) и экипажами ВС, переговоры взаимодействующих должностных лиц диспетчерских пунктов УВД, метеоконсультации экипажей и диспетчеров, прохождение штурманского предполетного контроля, а также информация, передаваемая по радиоканалам метеовещания, подлежат обязательной регистрации на аппаратуре автоматической магнитной звукозаписи. Материалы звукозаписи должны храниться не менее пяти суток в аэропортах 1 и 2-го класса и не менее трех суток в остальных аэропортах.

### 7.2.1. РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ II КАТЕГОРИИ

В состав наземного радиооборудования системы посадки II категории входят: курсовой радиомаяк (КРМ), глиссадный радиомаяк (ГРМ), маркерные радиомаяки (МРМ), аппаратура автоматического контроля и дистанционного управления, вспомогательная контрольно-измерительная и сервисная аппаратура.

**Курсовой радиомаяк** предназначен для выдачи информации (сигналов) о положении самолета относительно вертикальной плоскости, проходящей через ось ВПП. Антенная система радиомаяка располагается строго на оси ВПП на расстоянии 600—1000 м от порога ВПП, противоположного направлению захода на посадку. КРМ работает на одной из 20 фиксированных частот в диапазоне 108,1 — 111,9 МГц. Излучение горизонтально поляризованное.

Антенна КРМ излучает в пространство сложную диаграмму, модулированную по амплитуде сигналами с частотой 90 и 150 Гц. Диаграмма излучения КРМ образует в пространстве курсовой сектор таким образом, что сигнал модуляции 90 Гц преобладает слева (по заходу) от линии курса, сигнал модуляции 150 Гц — справа. Вдоль оси ВПП эти сигналы равны и образуют так называемую равноточную линию курса.

При работе с типовым бортовым приемным оборудованием КРМ обеспечивает дальность действия на высоте круга не менее:

45 км в секторе  $\pm 10^\circ$  относительно оси ВПП;

30 км в секторе  $\pm 35^\circ$  относительно оси ВПП.

К радиомаякам II категории предъявляются повышенные требования в отношении их помехоустойчивости. Они строятся, как правило, по двухканальному принципу. По существу, это



два радиомаяка, каждый из которых имеет свой передатчик, модулированную систему и аппаратуру контроля. Антенна «узкого» канала имеет ширину диаграммы  $\pm (5—6)^\circ$  и обеспечивает пропорциональное управление при полете по курсу. Антенна «широкого» канала излучает диаграмму  $\pm 35^\circ$  и обеспечивает уверенное отшкаливание стрелки пилотажного прибора и срабатывание бленкера в районе 3—4 разворотов.

Линия курса в районе порога ВПП со стороны захода на посадку устанавливается и поддерживается с точностью  $\pm 7,5$  м. При отклонении линии курса в этом районе более чем на 7,5 м происходит автоматическое переключение аппаратуры на резервный комплект либо аварийное отключение.

Глиссадный радиомаяк предназначен для выдачи информации о положении самолета относительно заданной линии снижения в вертикальной плоскости. Антенная система ГРМ располагается таким образом, чтобы продольная линия прямолинейного участка глиссады проходила над порогом ВПП на высоте 15 м. Этим определяется продольное удаление от порога ВПП антенной системы ГРМ. Для стандартного угла наклона глиссады  $2,7^\circ$  и для местности без уклонов это расстояние составляет 250 м. Боковое смещение ГРМ от оси ВПП лимитируется требованиями безопасного пролета над препятствиями и составляет, как правило, 180 м.

Антенная система ГРМ излучает в пространство сложную диаграмму, модулированную по амплитуде сигналами с частотой 90 и 150 Гц, причем ниже линии глиссады преобладает сигнал 150 Гц, выше глиссады до угла не менее  $1,75^\circ$  (угол наклона глиссады) — сигнал 90 Гц. Угол наклона глиссады устанавливается в пределах от  $2—4^\circ$ . Стандартным принят угол  $2,7^\circ$ . Точность установки и поддержания угла наклона глиссады  $\pm 0,4^\circ$ , что для стандартного угла глиссады  $2,7^\circ$  составляет 7 угловых минут.

Важным параметром ГРМ является так называемая «опорная точка» — высота залегания линии глиссады над порогом ВПП. Стандартами ИКАО и государственными стандартами эта величина для II категории должна быть  $(15 \cdot 10^3)$ . С учетом превышения антенны ГРМ над нижней точкой шасси номинальная высота пролета порога ВПП составляет 10—14 м.

ГРМ работает на одной из 20 фиксированных частот в диапазоне 330,2—335,0 мГц с интервалами между частотными каналами 600 кГц.

Дальность действия ГРМ не менее 18 км. Эта дальность обеспечивается в секторе  $\pm 8^\circ$  относительно оси ВПП в горизонтальной плоскости и в секторе от  $0,45$  до  $1,75^\circ$  в вертикальной плоскости. Практически это означает, что на удалении, по крайней мере, 18 км при полете на маяк должно быть уверенное отшкаливание глиссадной стрелки прибора ПНП вверх. При нахождении самолета между 3- и 4-м разворотом и до окончания 4-го разворота глиссадный сигнал может не приниматься (бленкер открыт, стрелка ПНП в районе нуля).

Жесткие требования к искривлениям в маяках II категории вызвали необходимость создания двухканальных радиомаяков.

Маркерные радиомаяки предназначены для выдачи информации о расстоянии самолета от порога ВПП в фиксированных точках вдоль оси ВПП. В гражданской авиации СССР МРМ располагаются, как правило, на расстоянии 1050 м (ближний) и 4000 м (дальний) от порога ВПП.

Международные нормы на размещение МРМ несколько другие: дальний маркер (по международной терминологии «внешний») обозначает точку входа в глиссаду и устанавливается на удалении 3,9 морской мили ( $\sim 7$  км) от порога ВПП.

МРМ работают на одной фиксированной частоте 75 мГц и излучают в пространство остронаправленную диаграмму в вертикальной плоскости. Сигнал дальнего маркера модулируется частотой 400 Гц, которая, в свою очередь, манипулирована непрерывной последовательностью тире, передаваемой со скоростью 2 тире в секунду. Сигнал ближнего маркера модулируется частотой 1300 Гц, которая, в свою очередь, манипулирована непрерывной последовательностью точек, передаваемой со скоростью 6 точек в секунду.

Характеристики излучения внешних радиомаяков зарубежных аэродромов аналогичны характеристикам дальнего маркера аэродромов гражданской авиации СССР (400 Гц, 2 тире в секунду). Средний маркер устанавливается на удалении  $(1050 \pm 150)$  м от порога ВПП и излучает непрерывную серию чередующихся тире и точек, передаваемых со скоростью 2 тире и 6 точек в секунду с частотой модуляции 1300 Гц. В некоторых зарубежных аэропортах между БРМ и порогом ВПП устанавливается внутренний маркер. Он излучает непрерывную последовательность точек, передаваемых со скоростью 6 точек в секунду.

### **Контроль выходных характеристик**

Основные параметры (положение линии курса и глиссады, крутизна зон, выходная мощность передатчиков) непрерывно контролируются встроенной аппаратурой допускового контроля, которая в случае отклонения хотя бы одного параметра за пределы допустимых норм отключает основной комплект оборудования, включает резервный и выдает соответствующую сигнализацию на КДП инженеру и диспетчеру.

В целях повышения достоверности контроля каждый из параметров контролируется по трем независимым каналам с логической обработкой сигналов по мажоритарному принципу (два из трех). Контроль параметров излучения радиомаяков II категории в дальней зоне производится с помощью высокоточной контрольно-измерительной аппаратуры, размещенной в кузове автомобиля. В соответствии с регламентом технического обслуживания дважды в неделю в дальней зоне (4—5 км от КРМ и 250 м от ГРМ) производятся измерения положения курса и глиссады, крутизны зон, снимаются диаграммы направленности.

Влияние местных условий на выходные характеристики радиомаяков вызывает необходимость периодически производить летный контроль параметров. Для этих целей служат специальные самолеты-лаборатории типа Ан-24 АЛК, которые осуществляют ежемесячный облет систем посадки II категории в течение первого года эксплуатации и ежеквартальный облет в последующий период. На каждый облет двух комплектов КРМ и ГРМ одного направления посадки затрачивается 30 летных часов.

По истечении двух недель после установленного срока облета в случае, если он не произведен, система посадки исключается из регламента — такое важное значение придается поддержанию характеристик наземного посадочного оборудования в требуемых пределах.

Высокая надежность современного оборудования, характеризующаяся 4000 ч наработки на один отказ, а также совокупность всех мероприятий по наземному и летному контролю позволяют поддерживать характеристики наземного радиооборудования систем посадки в реальных эксплуатационных условиях в пределах требований II категории.

### **7.3. ЭЛЕКТРОСВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ**

Электросветотехническое обеспечение полетов предусматривает:

планирование использования электросветотехнических средств, а также их технического обслуживания;

содержание электросветотехнических средств в исправном состоянии;

учет и анализ отказов и неисправностей электросветотехнических средств, разработку и проведение мероприятий по повышению надежности этих средств;

подготовку и допуск инженерно-технического состава службы ЭСТОП и технической эксплуатации электросветотехнического оборудования.

Светосигнальное оборудование аэродрома должно быть включено:

в ночных условиях — за 15 мин до захода солнца или расчетного времени прибытия (вылета) ВС;

в дневных условиях — при видимости 2000 м и менее;

в других случаях — по указанию руководителя полетов или по требованию экипажа.

#### **7.3.1. СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ АЭРОДРОМА ДЛЯ МИНИМУМА II КАТЕГОРИИ**

Светосигнальное оборудование аэродрома предназначено для обеспечения руления, взлета и посадки днем и ночью при различных условиях, включая дальность видимости на ВПП 200 и 400 м и высоту принятия решения 30 м. Оно дает визуальную информацию, необходимую для обеспечения конечного этапа захода на посадку, посадки и пробега после приземления, а также для обеспечения взлета и руления по аэродрому.

Система светосигнального оборудования для минимума II категории (рис. 43) представляет собой совокупность системы для минимума I категории и дополнительного светосигнального оборудования, установленного на ВПП и на участке 300 м до начала ВПП.

Применение дополнительного светосигнального оборудования вызвано тем, что при ограниченной видимости для принятия решения и значительно меньшем видимом секторе со световыми ориентирами система позволяла получить визуальную информацию о пространственном положении самолета, необходимую для выполнения посадки.

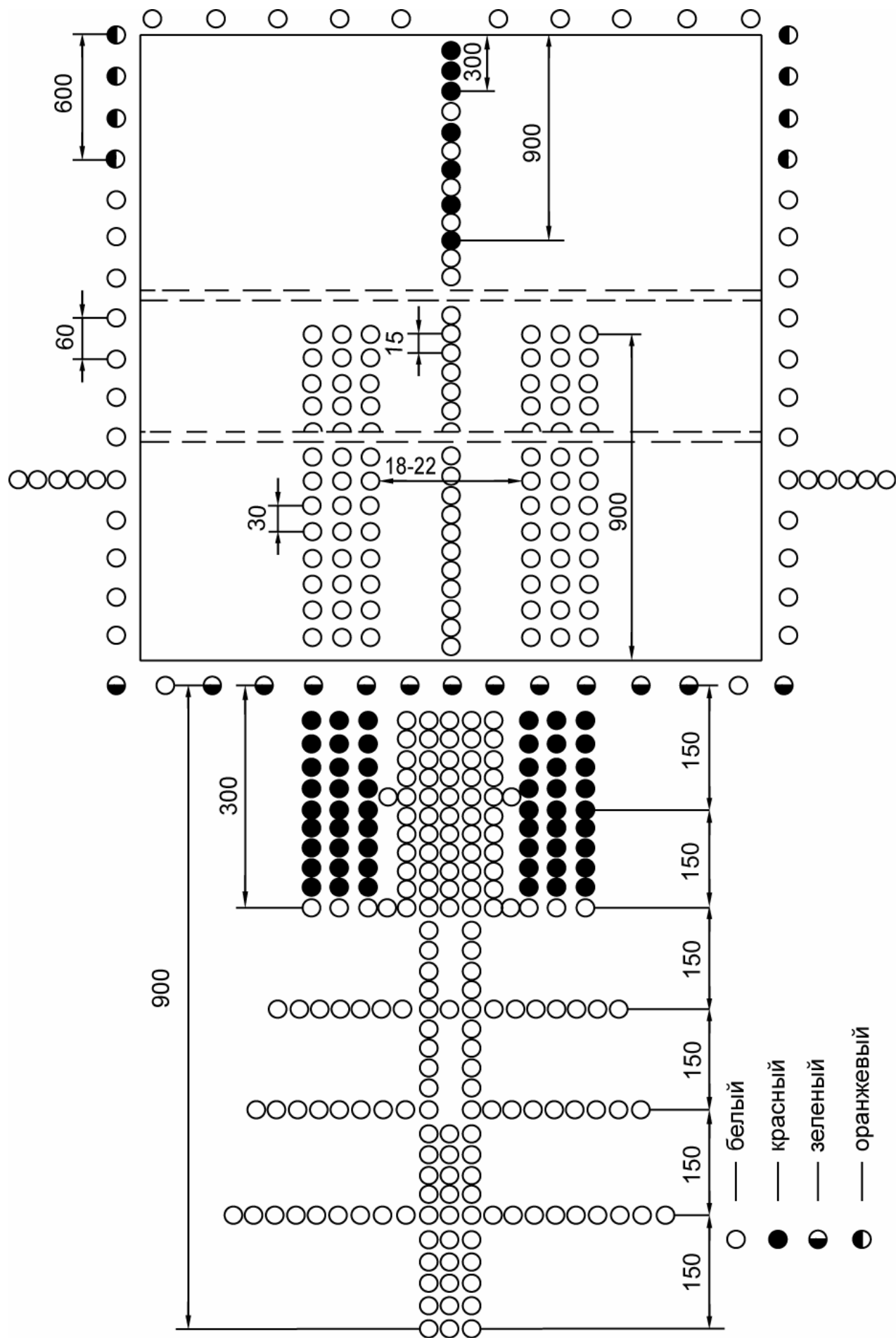


Рис. 43. Светосигнальное оборудование для минимума II категории, применяемое на аэродромах СССР

Основные элементы системы: огни приближения и световых горизонтов, входные огни, боковые и осевые огни ВПП, огни зоны приземления, ограничительные огни.

Кроме указанного оборудования, для обеспечения посадки могут применяться импульсные огни приближения и глиссадные огни, что не является обязательным для минимума II категории.

Для обеспечения руления предназначены боковые рулежные огни, а также световые указатели (управляемые и неуправляемые).

**Огни приближения и световых горизонтов** предназначены для обозначения направления на ось ВПП и указания о наличии бокового отклонения, а также для информации о расстоянии до начала ВПП (строенные огни приближения — участок 900—600 м до торца, сдвоенные огни — участок 600—300 м, линейные огни по пять арматур — участок 300 м до торца).

Боковые огни приближения красного цвета служат для обозначения участка 300 м до начала ВПП и лучшего обозначения начала ВПП благодаря цветовому контрасту этих огней с зелеными входными огнями.

Огни световых горизонтов создают искусственный горизонт и информируют о пространственном положении самолета в поперечном направлении (наличии крена).

Огни приближения и световых горизонтов белого цвета установлены в соответствии с типовой схемой для минимума I категории в зоне подхода на участке 900—300 м от начала ВПП. Расстояние между огнями приближения в продольном направлении составляет 25—30 м. При этом на участке 900—600 м от начала ВПП каждый огонь приближения состоит из трех арматур, а на участке 600—300 м — из двух арматур. На участке 300 м от начала ВПП огни приближения, установленные на продолжении оси ВПП, представляют собой короткие световые горизонты шириной 4 м из пяти арматур каждый. Кроме того, на этом участке имеются большие огни приближения красного цвета, установленные на продолжении ряда огней зоны приземления. Каждый боковой огонь представляет собой короткий световой горизонт шириной 3 м, состоящий из трех арматур. Расстояние между рядами внутренних арматур 18—22,5 м.

Световые горизонты из огней белого цвета расположены на расстояниях 750, 600, 450, 300 и 150 м от начала ВПП. Их ширина составляет соответственно 52,5; 45; 37,5; 30 и 22,5 м. Расстояние между огнями в световом горизонте 2,7 м.

Часть систем для минимумов I и II категорий имеет шесть световых горизонтов, при этом первый из них, как правило, устанавливается на расстоянии 900 м от начала ВПП, а ширина световых горизонтов составляет 83, 73, 63, 53, 42 и 32 м.

В системах светосигнального оборудования для минимума II категории, смонтированных на аэродромах, огни приближения и световых горизонтов на участке 900—300 м до торца ВПП размещены по так называемой схеме Кальверта (см. рис. 38). В большинстве зарубежных аэропортов огни приближения размещены по схеме ALPA — АТА (рис. 44). Обе схемы являются стандартами ИКАО (прил. 14). При этом на участке 300 м до торца ВПП принцип расположения огней для обеих схем одинаков.

На схеме ALPA — АТА каждый огонь приближения, располагаемый на продолжении оси ВПП, представляет собой линейный огонь шириной 4,5 м из пяти арматур. Указанный размер принят из условия, что линейный огонь приближения должен быть достаточно узким, чтобы сохранился эффект центральной линии, и в то же время достаточно широким, чтобы каждый линейный огонь мог быть использован в качестве светового горизонта.

В схеме ALPA — АТА линейный огонь приближения одновременно является коротким световым горизонтом, может быть дополнен импульсным огнем, а световой горизонт шириной 30 м в основном служит для обозначения расстояния 300 м до начала ВПП.

**Огни ВПП.** У торца ВПП установлены **входные огни** зеленого цвета. Они обозначают начало ВПП. Огни равномерно размещены между рядами посадочных огней с интервалами 3 м и дополнены огнями фланговых горизонтов из пяти огней каждый. Линия входных огней располагается на расстоянии не более 3 м от начала ВПП.

В 300 м от начала ВПП слева и справа от нее установлено по пять огней знака приземления. При наличии глиссадных огней огни знака приземления не применяются. Глиссадные огни позволяют осуществлять снижение по нормальной глиссаде, пользуясь только визуальной информацией и контролировать высоту самолета по отношению к глиссаде.

В системе VASI при снижении по нормальной глиссаде дальний горизонт глиссадных

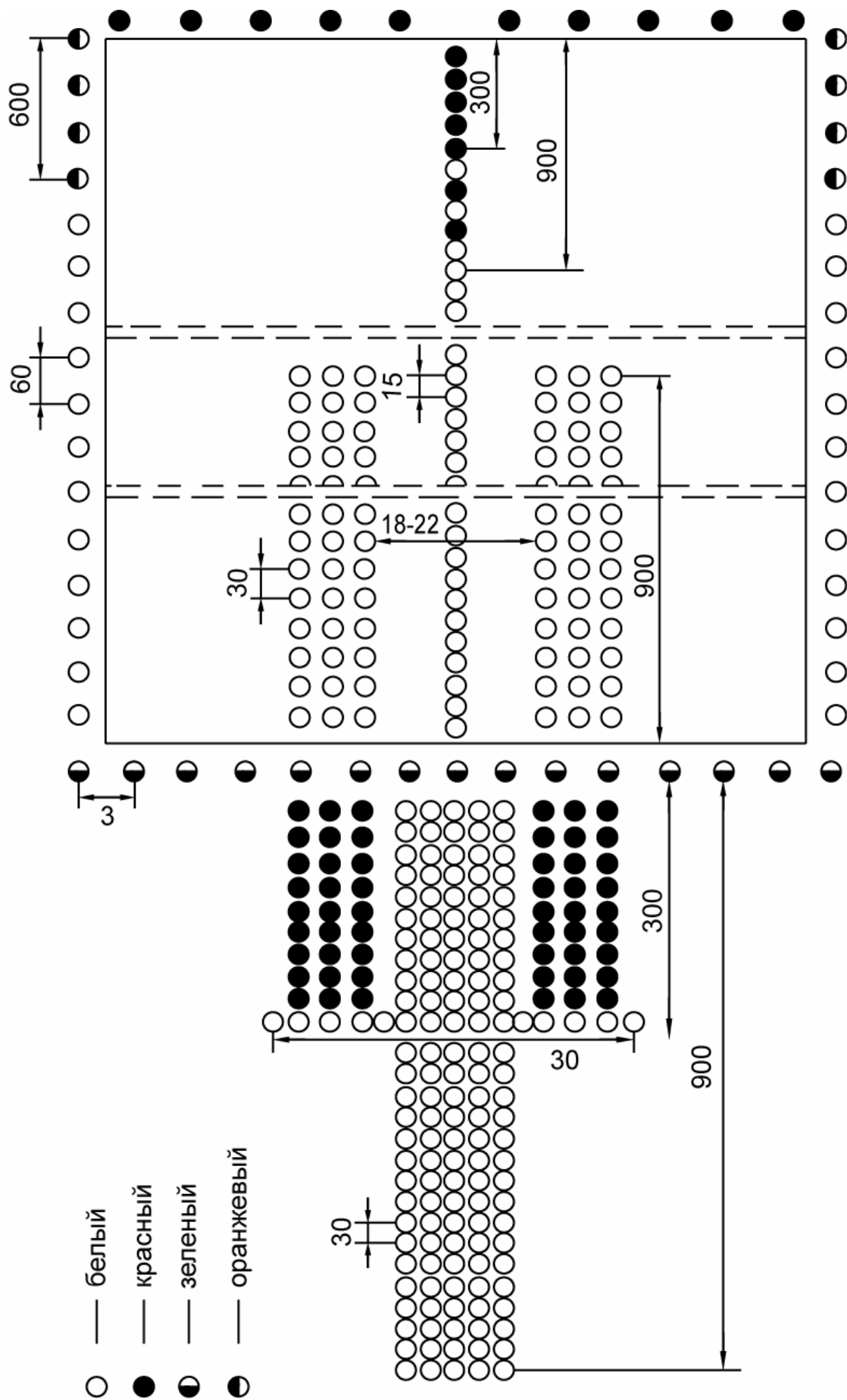


Рис. 44. Светосигнальное оборудование для минимума II категории, применяемое за рубежом

огней будет виден красным, а ближний — белым. При полете несколько ниже глиссады ближний горизонт будет розовым, а дальний — красным. При нахождении значительно ниже нормальной глиссады оба горизонта будут красными.

При полете несколько выше глиссады ближний горизонт виден белым, дальний — розовым, значительно выше глиссады — оба горизонта будут белыми.

Вдоль наружных краев ВПП на расстоянии 60 (50) м друг от друга установлены боковые огни ВПП белого цвета. На последних 600 м ВПП эти огни излучают желтый свет.

На всем протяжении ВПП с интервалами 15 (12,5) м установлены осевые огни. Осевые огни на всей длине ВПП, кроме последних 900 м излучают белый свет.

На участке 900—300 м от конца ВПП белый свет огней чередуется с красным, а на последних 300 м ВПП все осевые огни излучают красный свет. Осевые огни ВПП служат для светового обозначения оси ВПП, а также для маркировки ВПП по расстоянию. Так чередующиеся белый и красный осевые огни информируют, что до конца ВПП осталось меньше 900 м, а красные осевые огни — что до конца ВПП осталось 300 м. Осевые огни значительно облегчают движение самолета по оси ВПП при взлете в сложных условиях, когда боковые огни становятся малоэффективными.

На первых 900 м ВПП установлены огни зоны приземления белого цвета. Огни расположены в виде двух продольных рядов строенных арматур симметрично оси ВПП. Расстояние между рядами огней в продольном направлении 30 (25) м, между рядами внутренних арматур 18—22,5 м. Огни зоны приземления («световой ковер») благодаря небольшому расстоянию между рядами огней и обозначению поверхности ВПП в виде светящихся точек позволяют устранить темновой провал и значительно облегчить определение высоты самолета над землей при посадке, особенно ночью и при густом тумане. Огни зоны приземления совместно с осевыми огнями ВПП позволяют производить посадку без бортовых самолетных фар.

Для обозначения конца ВПП установлены ограничительные огни красного цвета.

При хорошей видимости ночью нет необходимости в полной системе прожекторных огней. Поэтому в этих условиях используются только линзовые огни с малой силой света.

**Рулежное оборудование.** Вдоль боковых краев рулежных дорожек с интервалом 60 м установлены рулежные огни синего цвета, у перекрестков рулежных дорожек — световые указатели со стрелкой зеленого цвета, показывающей направление движения и номер рулежной дорожки, а в местах примыкания РД к ВПП — световые указатели со стрелкой зеленого цвета, стоп-сигналы красного цвета и указатели с номером РД.

### 7.3.2. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРИМЕНЕНИЮ СИСТЕМЫ ОВИ

Система ОВИ предназначена для обеспечения взлета и посадки в условиях широкого диапазона метеоусловий.

Чтобы эффективно использовать огни в разнообразных условиях, сила их света (яркость) регулируется в больших пределах: от 100 до 0,2 %. Регулировка применяется для того, чтобы сила света огней для каждого диапазона дальности видимости обеспечивала требуемую дистанцию обнаружения их и в то же время исключала возможность слепящего действия. Система регулирования предусматривает шесть групп яркости. Каждой группе соответствует определенный набор включаемых огней и их ступени яркости.

В условиях хорошей видимости ночью включаются только огни кругового обзора. В условиях ухудшенной и плохой видимости включаются огни прожекторного типа и огни кругового обзора.

Включение огней на требуемую яркость производит диспетчер посадки с помощью кнопок оперативного управления, размещенных на панели дистанционного управления системой огней.

Система светосигнального оборудования включается диспетчером ночью в любых метеоусловиях, а днем — при дальности видимости менее 2 км. Однако командир ВС имеет право потребовать включения системы днем и при дальности видимости более 2 км.

При выполнении посадки, если огни видны недостаточно хорошо, командир ВС обязан передать диспетчеру: «Увеличьте яркость огней», а если яркость огней слишком велика, своевременно подать команду: «Уменьшите яркость огней». При этом диспетчер посадки соответственно увеличивает или уменьшает яркость огней на одну ступень.

Яркость огней зоны приземления, осевых огней и глиссадных огней регулируется не с помощью кнопок оперативного управления, а отдельными переключателями, поэтому при

необходимости изменения их яркости следует указывать название этих огней, например:

«Уменьшите (увеличьте) яркость огней зоны приземления».

Следует иметь в виду, что излишняя яркость огней системы, особенно огней зоны приземления и осевых огней ВПП, может затруднить посадку или взлет. Поэтому не рекомендуется без надобности требовать увеличения яркости огней системы ночью в условиях минимумов I и II категорий или при низкой облачности.

Перед взлетом командир ВС обязан оценить яркость огней ВПП (осевых и боковых), определить количество видимых огней и при необходимости, если огни видны плохо или оказывают слепящее действие, потребовать от диспетчера увеличения или уменьшения их яркости.

Для определения величины боковых отклонений при заходе на посадку следует использовать световые горизонты и шестиух размеров, а также боковые огни приближения и огни зоны приземления.

При использовании системы глиссадных огней типа VASI необходимо руководствоваться следующим:

глисадными огнями можно пользоваться при полете по прямой с расстояния 6—7 км до торца ВПП, если позволяют метеоусловия;

в условиях минимума II категории глисадными огнями пользоваться нельзя, так как оба световых горизонта будут видны очень короткое время либо только после пролета торца ВПП;

для снижения по нормальной глиссаде пилот должен видеть ближний горизонт глисадных огней белым, а дальний — красным.

Если ближний горизонт наблюдается белым, а дальний розовым, или оба белыми, необходимо увеличить вертикальную скорость снижения и снижаться до тех пор, пока дальний горизонт не станет красным. Увеличение вертикальной скорости должно быть не более установленной РЛЭ.

Если ближний горизонт наблюдается розовым, а дальний красным или оба горизонта красные, необходимо прекратить снижение до тех пор, пока ближний горизонт не станет белым.

Использованию визуальных индикаторов глиссады в гражданской авиации придается большое значение. По решению МГА на оснащение в нашей стране принимается принцип системы глисадных огней «РАРІ», стандартизированный ИКАО.

Многолетний опыт летной эксплуатации в странах членах ИКАО показал большую эффективность визуальных указателей глиссады, в связи с чем они получили довольно широкое распространение. Об этом говорит, например, такой факт, что сейчас за рубежом эксплуатируется около 3500 визуальных глисадных систем.

Цель применения визуальных глисадных систем в документах ИКАО сформулирована так: «Обеспечение визуального наведения, позволяющего пилоту установить траекторию полета по определенной глиссаде, сохранить и контролировать эту траекторию в приемлемых пределах в течение всего времени от захвата до точки, ближайшей к месту касания, в целях уменьшения возможности случайного перелета или недолета».

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>Введение</b>	3
<b>Глава I. Общие сведения о заходе на посадку в условиях минимумов I и II категорий</b>	4
1.1. Основные термины	4
1.2. Основные требования к летному экипажу	5
1.3. Программа летной подготовки и квалификационной проверки	7
1.4. Тренажеры	7
<b>Глава 2. Психологические особенности выполнения захода на посадку в различных режимах управления самолетом</b>	10
<b>Глава 3. Психологические особенности захода на посадку при низком минимуме погоды. Высота принятия решения</b>	11
<b>Глава 4. Основные принципы распределения обязанностей между членами экипажа при заходе на посадку в условиях посадочных минимумов I и II категорий</b>	16
<b>Глава 5. Некоторые особенности аэродинамики и пилотирования самолета Ту-154Б при заходе на посадку и посадке</b>	21
5.1. Основные определения и общие требования к летным характеристикам, устойчивости и управляемости самолета при заходе на посадку	21
5.2. Предпосадочные характеристики самолета. Уравнения движения	28
5.3. Особенности балансировки, продольной устойчивости и управляемости самолета в режиме захода на посадку. Влияние центровки на безопасность полета	32
5.4. Пилотирование самолета на конечном этапе захода на посадку	42
5.4.1. Общие принципы управления самолетом в продольном движении при заходе на посадку	42
5.4.2. Заход на посадку в автоматическом режиме	53
5.4.3. Заход на посадку в директорном режиме (управление по командным стрелкам приборов ПКП-1)	58
5.4.4. Методика устранения отклонений самолета от оси ВПП и глиссады при автоматическом и директорном заходе на посадку	61
5.5. Уход на 2-й круг	67
5.5.1. Уход на 2-й круг в штурвальном режиме при отказе одного двигателя на глиссаде на самолете с задатчиком стабилизатора	70
5.5.2. Автоматический уход на 2-й круг	70
5.6. Посадка и посадочная дистанция	73
5.6.1. Оптимальная траектория выполнения посадки	73
5.6.2. Методика выполнения посадки	77
5.6.3. Посадка при боковом ветре	79
5.7. Анализ причин и меры борьбы с выкатываниями самолетов за пределы ВПП	81
5.7.1. Влияние состояния ВПП и скорости бокового ветра на вероятность выкатываний самолетов за пределы ВПП	81
5.7.2. Специфические особенности устойчивости и управляемости самолета Ту-154 при пробеге на ВПП с малыми значениями коэффициентов сцепления	86
5.7.3. Выводы и рекомендации по предотвращению выкатываний самолетов за пределы ВПП	88
<b>Глава 6. Обобщение опыта полетов в условиях сниженных минимумов для взлета и посадки самолетов Ту-154</b>	89
6.1. Особенности взлета в условиях ограниченной видимости. Практические рекомендации	89
6.2. Выполнение посадки в реальных и имитируемых условиях минимумов I и II категорий	91
6.3. Характерные отклонения самолета, ошибки и их причины. Способы устранения отклонений при посадке	95
6.4. Пути повышения эффективности и качества подготовки экипажей для полетов в условиях сниженных минимумов для взлета и посадки ВС	102
6.5. Качественная подготовка экипажа — залог безопасности полетов. Оценка техники пилотирования	103
<b>Глава 7. Обеспечение полетов в сложных метеоусловиях</b>	109
7.1. Особенности метеорологического обеспечения полетов самолетов гражданской авиации по минимумам I и II категорий	109
7.1.1. Технические средства метеорологического обеспечения полетов по минимумам I и II категорий	109
7.1.2. Размещение приборов вблизи ВПП	110
7.1.3. Информация о метеорологических условиях	111
7.2. Радиотехническое обеспечение	112
7.2.1. Радиотехнические системы посадки II категории	112
7.3. Электросветотехническое обеспечение	114
7.3.1. Светосигнальное оборудование аэродрома для минимума II категории	114
7.3.2. Рекомендации по применению системы ОВИ	118