электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

**УДК 533.662.64**

# Разработка методики исследования авторотации при аварийных ситуациях

***Морозов А.А.,*** *студент*
*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,*
*кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Хлупнов А.И., доцент*
*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*
*kafsm3@sm.bmstu.ru*

**Введение.**

Вертолет, так же как и самолет, относится к летательным аппаратам тяжелее воздуха. Подъемная сила, необходимая для полета вертолета, создается одним или несколькими вращающимися винтами в отличие от неподвижных крыльев планера или самолета.

Свойства несущей системы вертолета выгодно отличают его от самолета. Если у самолета подъемная сила создается крылом, тяга для продвижения вперед — воздушным винтом, а управляется самолет специальными рулевыми поверхностями, т.е. каждая часть самолета выполняет специфические, узкие функции, то у одновинтового вертолета все функции, кроме управления в путевом отношении, выполняет несущий винт.

Несущий винт вертолета создает подъемную силу и тягу для поступательного полета, он выполняет функции руля высоты и элеронов, он же обеспечивает необходимую устойчивость вертолета. С этой точки зрения вертолет более совершенен, чем любой самолет.

Способность вертолета производить вертикальные взлеты и посадки, неподвижно висеть в воздухе и даже перемещаться в любом направлении делает этот вид летательного аппарата поистине замечательным. Вертолет не нуждается в аэродромах: он может взлетать и садиться в труднодоступных местах, а в отдельных случаях может производить погрузку и выгрузку людей и грузов без посадки, зависнув неподвижно над болотом или водной поверхностью, над вершинами деревьев или высоко в горах. Вертолеты широко применяются в народном хозяйстве, службах спасения и состоят на вооружении российской армии.

В данной работе будут рассмотрены действия пилота и особенности аэродинамики вертолета при аварийной ситуации, такой как отказ двигателя воздушного судна. Все исследования были проведены на базе ОАО «Московский вертолетный завод имени М.Л. Миля» в разные годы на различных вертолетах. Методики, затрагиваемые в данной работе, применимы сугубо для вертолетов одновинтовой схемы с рулевым винтом, в частности для машин марки Ми.

Вопрос о том, что однодвигательный вертолёт имеет гораздо больше шансов совершить безопасную посадку после отказа двигателя, чем однодвигательный самолёт, возникает в обсуждениях вертолётных проблем гораздо чаще, чем какой-либо другой. Несмотря на некоторые яркие описания, маневр не выполняется автоматически, но требует от пилота умения разумно распорядиться энергией, чтобы посадить машину не повредив ни машину, ни людей.

**Суть авторотации**

**Вход в авторотацию**

Неспособность произвести хороший переход к режиму авторотации после отказа двигателя является одной из главных причин вертолётных аварий. Ключом выполнения хорошего входа в авторотацию является поддержание оборотов несущего винта. Если позволить оборотам несущего винта провалиться слишком низко, на винте может возникнуть срыв, что может привести к его полной остановке. Задолго до достижения этой точки не возврата могут произойти другие неприятные вещи, такие как отключение генераторов от сети и падение давления в гидросистеме ниже минимально допустимого.

Причиной падения оборотов является то, что когда внезапно отказывает двигатель, несущий винт начинает потреблять свою собственную энергию, замедляясь, чтобы восполнить потерю мощности. Если у винта большой момент инерции, за счет тяжелых лопастей или концевых грузов, обороты будут падать значительно медленнее, чем у винта с лёгким лопастями. На скорость падения оборотов оказывает влияние также и режим полёта: отказ двигателя на высоко нагруженном режиме набора высоты приведет к более интенсивному падению оборотов, чем на режиме снижения.

Общепринятым способом остановить падение оборотов является быстрое уменьшение потребной винту мощности путем уменьшения общего шага. Вначале это приведет к потере тяги, но обеспечит снижение вертолёта и, соответственно, протекание воздуха через винт – первейшее необходимое условие для авторотации. Проходящий через винт снизу вверх поток воздуха очень быстро увеличит тягу винта даже при малой величине общего шага. Если за это время обороты не упадут слишком

низко, пилот сможет перевести вертолёт в режим установившейся авторотации с тягой, равной полётному весу, и регулировать скорость вращения винта небольшими изменениями общего шага, уменьшая его для увеличения оборотов и увеличивая, чтобы предотвратить раскрутку винта свыше допустимого предела. Этот процесс связан с существенной потерей высоты, при котором потенциальная энергия вертолёта переходит в кинетическую энергию винта.

Однако существует и альтернативная процедура, которая применима, если отказ двигателя произошел на большой скорости поступательного полёта. В этой ситуации пилот может использовать преимущества наличия кинетической энергии поступательного движения, выполнив умеренное взятие ручки управления на себя перед уменьшением общего шага. Такой маневр переводит винт на положительный угол атаки, что уменьшает тормозящий крутящий момент и поддерживает тягу винта и высоту полёта до тех пор, пока поступательная скорость не уменьшится до наивыгоднейшей скорости авторотации. И в этот момент общий шаг уменьшается для перехода в режим установившейся авторотации.

Мне известно об одном пилоте, который отработал эту технику пилотирования на вертолёте UH-1 до такой степени, что мог задержать сброс общего шага на 9 секунд после выключения двигателя. (Мне известно также об одном пилоте, который возражает против этой альтернативной процедуры. Боб Ферри из фирмы Хьюз говорит: “Первым делом всегда уменьшайте общий шаг! Мне известно о нескольких погибших пилотах, которые не делали этого”).

**Установившаяся авторотация**

В процессе установившейся авторотации баланс энергии достигается постоянной потерей потенциальной энергии из-за снижения машины. Установившийся поток воздуха сквозь винт создает достаточную мощность, чтобы обеспечить лётные потребности вертолёта на этой скорости. Минимальная скорость снижения получается на скорости минимальной потребной мощности горизонтального полёта. Однако, разумно авторотировать на скорости на 10…20км/ч большей, для того чтобы иметь дополнительную кинетическую энергию на раскрутку несущего винта при предпосадочном маневре с увеличением тангажа.

На большинстве вертолётов рекомендована частота вращения несущего винта, выбранная для горизонтального полёта на большой скорости и поэтому в других полётных условиях она не столь эффективна, как могла бы быть. Например, дистанция планирования может быть увеличена путем уменьшения частоты вращения винта несколько ниже нормального значения. Однако, это должно делаться осторожно,

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

поскольку при уменьшении частоты вращения ниже некоторой величины, скорость снижения будет скорее увеличиваться, чем уменьшаться. Чем больше полётный вес, тем выше должна быть оптимальная частота вращения.

Даже при минимально возможной скорости снижения на режиме установившейся авторотации вертолёт обладает слишком большой кинетической энергией, чтобы её могла поглотить амортизация шасси при посадке. От лётчика зависит разумно распорядиться различными энергетическими ресурсами для того, чтобы приземление произошло в допустимых по шасси пределах.

Проблема сводится к уменьшению кинетической энергии вертолёта почти до нуля к моменту касания земли, постоянно поглощая в необходимом количестве в процессе снижения энергию из проходящего сквозь диск воздуха и из запасенной в винте кинетической энергии для обеспечения потребности вертолёта в мощности для полёта, вплоть до касания земли – и при всём этом, не допуская падения оборотов винта до величины, при которой может возникнуть срыв.

Решением является маневр, начинающийся со своевременного взятия ручки управления на себя, что одновременно увеличивает тягу винта вследствие увеличения угла атаки во время отклонения тяги винта назад, уменьшая таким образом и поступательную и вертикальную скорости. Во время этого маневра увеличивается также кинетическая энергия винта в результате увеличения оборотов – желательно до максимально разрешенной величины. Дополнительная энергия винта важна не сама по себе, а тем, что она дает возможность пилоту исправить неоптимальные управляющие действия в финальные критические секунды перед приземлением.

Лётные испытания вертолёта UH-1C показали, что, самое большее, только 15% энергии, связанной с потерей высоты и поступательной скорости, может быть превращено в кинетическую энергию винта во время маневра с увеличением тангажа. При отклонении ручки управления назад винт с малым массовым моментом инерции может набрать такую кинетическую энергию, которая будет сопоставима по величине с энергией винта с большим массовым моментом инерции, чья скорость вращения не может быть быстро увеличена.

Увеличение тангажа взятием ручки управления на себя должно продолжаться до тех пор, пока вертолёт не погасит свою скорость до 55…75 км/ч, при которой большая часть кинетической энергии поступательного полёта уже будет использована. После этого наступает момент для реализации кинетической энергии, запасенной в винте, путем увеличения общего шага, чтобы поддерживать величину силы тяги по мере замедления вращения винта. Испытания вертолёта UH-1C показали, что

кинетическая энергия винта может быть использована для торможения вертолёта с эффективностью 25%. Финальным отклонением ручки управления “от себя” необходимо выровнять вертолёт непосредственно перед касанием колесами шасси земли. На рис. 1 показаны последовательные фазы успешной посадки с режима авторотации.

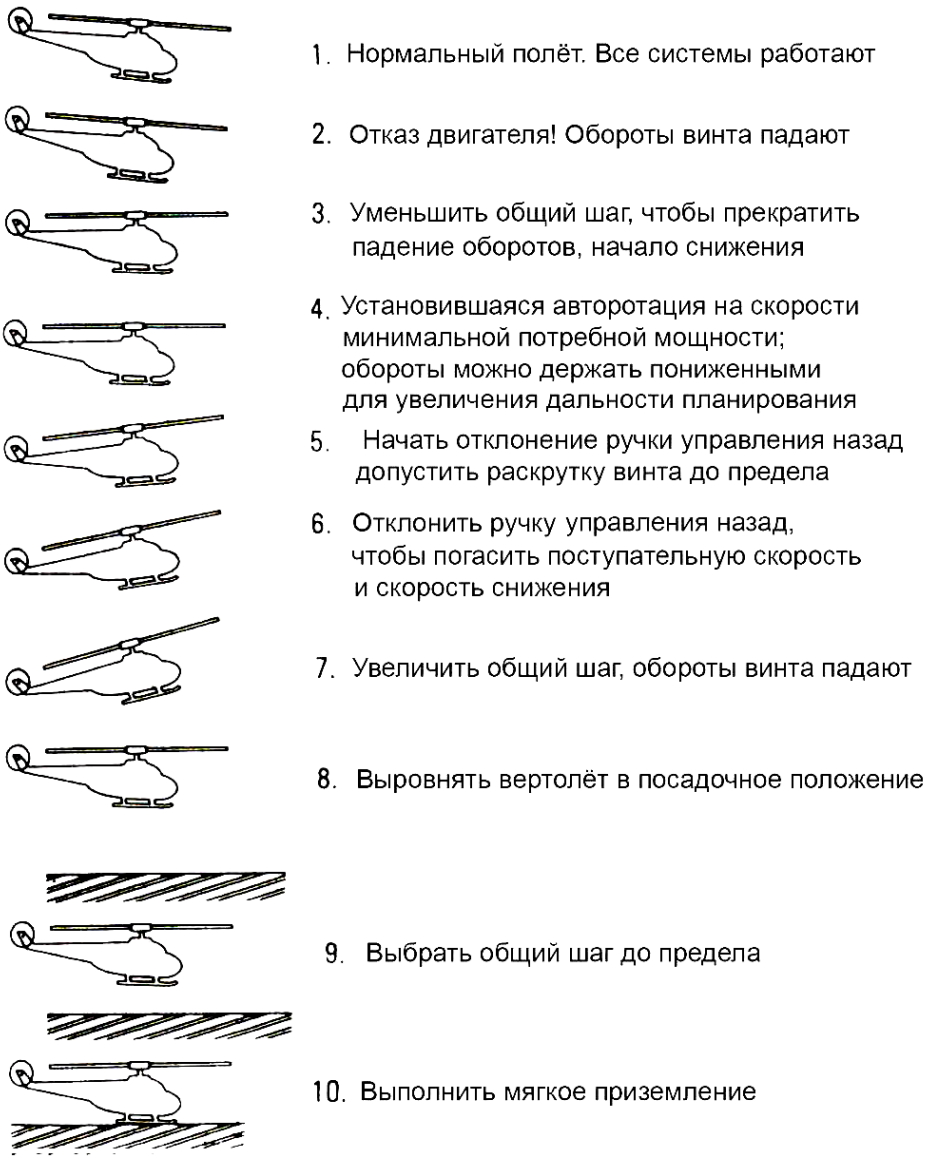


Рис. 1. Последовательные фазы успешной посадки с режима авторотации

Очевидно, что успех предпосадочного маневра по тангажу зависит от точности выполнения по времени различных действий пилотом. Это приходит с тренировками посадок, при которых двигатель выводится на малый газ и выводится из сцепления с редуктором винта, что позволяет немедленно подать мощность на винт в случае некорректных по времени действий пилота. К сожалению, даже эти меры

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

предосторожности не всегда помогают, некоторое количество вертолётов повреждаются каждый год во время тренировок посадок на авторотации.

**Опасная зона *H–V***

Вне зависимости от того, насколько искусен пилот в выполнении посадок с режима авторотации, существуют сочетания высот и скоростей, при отказе двигателя в которых невозможно совершить посадку без поломки вертолёта.

Рис. 2. Диаграмма опасной зоны *H-V*

График, который иллюстрирует эту неприятную истину и показан на рис. 2, называют диаграммой опасной зоны *H-V*. Вдоль границы этой кривой пилот должен выполнять правильные действия в чётко определённое время, чтобы безопасно посадить вертолёт (при условии, что где-то поблизости имеется подходящая посадочная площадка), но при выполнении посадок изнутри кривой неизбежны повреждения вертолёта различной тяжести.

Внимательно рассмотрев диаграмму, можно отметить, что её определяют несколько конкретных точек, первой из которых можно назвать низшую точку висения. До этой точки пилот может справиться с потерей мощности на висении, совершив посадку непосредственно под собой, используя общий шаг для смягчения посадки с потерей оборотов несущего винта. Выше этой точки винт также будет терять обороты и

войдёт в срыв, если пилот не уменьшит общий шаг, или вертолёт совершит очень жёсткую посадку, если он уменьшит шаг.

Поднять нижнюю точку висения можно любым из нижеследующих способов: уменьшить потребную для висения мощность, увеличить массовый момент инерции винта, увеличить площадь лопастей, чтобы срыв наступал при меньшей окружной скорости, и наконец, повысить энергоемкость шасси, чтобы они поглощали больше энергии без повреждения. Опасные высоты висения простираются от нижней точки висения до верхней точки. В этой второй точке имеется достаточный запас высоты, чтобы с пикированием перевести вертолёт в режим авторотации с поступательной скоростью и выполнить нормальную безмоторную посадку с подрывом.

Отказ двигателя в полёте с поступательной скоростью тоже опасен, но не до такой степени как на висении, поскольку в этом случае легче перейти на авторотацию в поступательном полёте. На скоростях, больших чем “колено” кривой, существует возможность совершить безопасную посадку с любой высоты, за исключением, возможно, посадки на палубу.

Кривая зоны *H-V*, приведенная в РЛЭ для каждого типа вертолёта, установлена искусными лётчиками испытателями, которые пытались сделать время их реакции близким к времени реакции среднего пилота. Отчасти, это делалось выдерживанием конкретного времени невмешательства в управление после отказа двигателя. Величина времени задержки зависит от того, кто пишет правила сертификации.

При сертификации вертолёта для FAA нижняя часть кривой зоны *H-V* установлена для режима набора высоты на полной мощности двигателя и для “нормального” времени реакции пилота между моментом отказа двигателя и уменьшением общего шага. Это время характеризует степень готовности пилота, которая должна быть у него при висении вблизи поверхности земли. Верхняя часть кривой установлена для мощности, потребной для горизонтального полёта, и времени задержки, соответствующей нормальной реакции пилота плюс одна секунда. Военные, однако, полагают, что их пилоты могут быть отвлечены чем-либо во время отказа двигателя и не смогут реагировать на него в течение двух секунд в любых полётных условиях.

Должны ли применяться задержки, установленные для общего шага, также к педалям и к ручке продольно-поперечного управления – ещё один вопрос для обсуждения. При осторожном подходе к вопросу – конечно должны. Но при реалистичном подходе необходимо принимать во внимание, что пилот практически мгновенно среагирует на внезапное изменение курса, тангажа и крена при отказе

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

двигателя, точно так же, как он реагирует на эти движения, при полёте в турбулентной атмосфере.

Размер зоны *H-V* зависит от нескольких факторов. Для конкретного вертолёта увеличение полётного веса и барометрической высоты увеличивают опасную область. В качестве грубого приближения, можно принять, что граница зоны, установленная для уровня моря, должна быть расширена, как пузырь, пропорционально полётному весу и обратно пропорционально уменьшению плотности воздуха. Например, одновременное увеличение полётного веса на 20% и увеличение высоты от 0 до 3000м, где плотность воздуха составляет только 74% от плотности на уровне моря, даст коэффициент расширения 1.6. На рис. 2 верхняя точка висения перейдёт с 160м на 270м, скорость у “колена” кривой увеличится с 100 до 190км/ч и нижняя точка висения упадет с 4,5м до 3м. Чем больше нагрузка на диск винта вертолёта, тем выше верхняя точка висения – до 300м на некоторых современных проектах.

Если вертолёт находится на режиме снижения, например, при заходе на посадку, общий шаг у него уже низкий и площадь зоны *H-V* уменьшается.

Конечно, главное влияние на границу опасной зоны *H-V* оказывает количество двигателей на вертолёте, если полагать, что отказывает только один двигатель. (Одновременное прекращение подачи топлива в двигатели может быть исключено подачей топлива в двигатели из различных топливных баков и различной длиной топливных магистралей.) Мощности одного двигателя на большинстве двухдвигательных вертолётов обычно недостаточно, чтобы полностью исключить небезопасную область, но она может быть значительно уменьшена и при этом образуется еще одна граница – граница, вне которой вертолёт может не производить посадку, а продолжить полёт на оставшейся мощности силовой установки, как это показано на рис. 3.

Однако, необходимо понимать, что опасная зона *H-V* может быть применена не только к случаю отказа двигателя, но также и к случаю потери рулевого винта. В этом случае пилот должен убрать мощность с несущего винта, выключив все двигатели. Еще одним путем уменьшения опасной зоны *H-V* является использование винта с очень большим массовым моментом инерции.

Рис. 3. Диаграмма продолжения полета на одном двигателе

Этой чертой, естественно, обладают вертолёты с реактивными двигателями на концах лопастей, такие как Dutch Kolibrie и French Djinn. (Мне говорили, что French Djinn мог выполнить посадку с остановленными двигателями, а затем взлететь, пролететь почти 100 м и совершить еще одну посадку. И всё это до того, как винт остановится.) Фирма Белл Геликоптер Текстрон продемонстрировала устранение опасной зоны *H-V* на вертолёте Белл 206L путем установки дополнительных грузов на концах лопастей, что более чем вдвое увеличило массовый момент инерции винта. Другим предложением является установка аварийных ракет на концах лопастей, или высокоскоростного маховика, чтобы добавить недостающую энергию в тот момент, когда она особенно нужна.

**Область высоких скоростей диаграммы *H-V***

Область высоких скоростей диаграммы *H-V* предупреждает об очевидном факте: опасно летать низко и быстро, а отказ двигателя является просто одним из обстоятельств в этих условиях, которое может привести к аварии в этих условиях. С течением времени верхняя граница этой области понижалась и сопоставление руководств по лётной эксплуатации показывает следующую интересную тенденцию, приведенную в таб. 1.

*Таблица 1*

Тенденция к уменьшению опасной высоты полета при авторотации

| Вертолёт | Год сертификации | Высота верхней границы, м |
|---|---|---|

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

| | | |
|---|---|---|
| Bell 47J-2 | 1959 | 15 |
| Bell OH-4A | 1963 | 4,5 |
| Hughes 500 | 1964 | 1,5 |

Дело в том, что несущий винт обладает такой характеристикой махового движения, которая помогает несчастливому пилоту, у которого произошел отказ двигателя на большой скорости. Как только падают обороты винта, растет характеристика режима полёта – отношение концевой скорости лопасти к скорости полёта – и винт заваливается назад. В результате возникает кабрирующий момент, который автоматически переводит вертолёт в набор высоты. Этот автоматический набор высоты не может продолжаться долго, а положительный тангаж может привести к удару хвостовой балкой о землю, но нужно признать, что это лучше, чем автоматическое пикирование.

При достаточно большой скорости во время отказа двигателя набор высоты может быть продолжен пилотом, чтобы получить ощутимый выигрыш в высоте в обмен на падение скорости. Этот маневр типа горка может сильно расширить зону безопасной посадки. Стандартная демонстрация возможностей вертолёта Bell OH-6A содержит выключение двигателя во время полёта с максимальной скоростью на высоте 1,5м с последующим набором высоты, достаточной для того, чтобы выполнить два оборота на 360° вокруг своей оси прежде, чем совершить посадку на авторотации.

**Методика и особенности выполнения этапов полета**.

**Этапы полета на выполнение посадки на РСНВ**

Полет на выполнение посадки на РСНВ состоит из следующих этапов:

1. Взлет вертолета.
2. Набор высоты 700…800 м.
3. Выход на посадочную прямую.
4. Перевод вертолета на РСНВ в расчетной точке.
5. Корректировка расчета на посадку по дальности и направлению во время планирования.
6. Охлаждение двигателей в течение 1 минуты и их выключение (при полной уверенности в правильности расчета на посадку).
7. Гашение поступательной скорости полета с Н = 40…50 м в зависимости от типа вертолета, направления и скорости ветра.
8. Выдерживание угла тангажа вертолета.

9. Создание посадочного угла тангажа.

10. Гашение вертикальной скорости взятием общего шага НВ.

11. Досаживание вертолета.

12. Пробег вертолета после посадки.

13. Торможение и остановка вертолета.

14. Запуск двигателей.

1. Взлет вертолета выполняется выбранным способом, рекомендованным РЛЭ, и особенностей не имеет.

2. Набор высоты $H$ = 800 м выполняется полетом по коробочке или к 3-му развороту с использованием заданного режима работы силовой установки. На 3-м развороте выполняется запуск ВСУ.

3. Выход на посадочную прямую строится таким образом, чтобы после вывода из 4-го разворота до расчетной точки перевода вертолета на РСНВ оставалось 500…1000м для установки заданной высоты и скорости полета вертолета. Как правило, это $H$ = 800…1000м для обеспечения охлаждения двигателей перед выключением на $H$ = 200…400м.

В полете до расчетной точки важно тщательно сбалансировать вертолет (оттриммировать органы управления). Исходя из фактического направления ветра, подобрать курс вертолета, чтобы в дальнейшем не отвлекаться на выполнение доворотов вертолёта на осевую линию ВПП и корректировку заданной скорости, убрать скольжение вертолета.

Основные ошибки на этом этапе:

- невыдерживание шарика в центре, приводящее к смещению вертолета с осевой линии ВПП и в дальнейшем к затратам времени и внимания на выполнение доворотов на ВПП;

- невыдерживание заданной высоты и скорости полета, в результате чего в каждом новом заходе расчетная точка относительно земли по вертикали смещается.

4. Расчетная точка перевода вертолета на РСНВ определялась в полете, исходя из угла наклона глиссады планирования конкретного типа вертолета, как функции вертикальной скорости снижения $\angle\theta=f(V_y)$ (для $V$эк вертикальная скорость снижения $V$у по типам вертолетов соответствовала: Ми-8 – 9…10м/с; Ми-24П – 11…12м/с; Ми-24ПН – 12…13м/с) и проецирования торца ВПП в остеклении кабины над плоскостью приборной доски.

Необходимо учитывать, что встречный ветер существенно корректирует местоположение расчетной точки.

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

Дополнительно точка перевода вертолёта на РСНВ контролировалась по боковым ориентирам, расположенным под 90° к вертолёту на земле и определялась в пристрелочных заходах.

Перевод вертолета на РСНВ осуществлялся переводом общего шага НВ в крайнее нижнее положение и коррекции газа в крайнее левое положение.

При этом следует быть готовым к тому, что практически все вертолеты стремятся поднять нос (потерять скорость) и развернуть нос вправо в случае несвоевременной дачи левой ноги. Поэтому после перехода на РСНВ необходимо оттриммировать вертолет в соответствии с новым балансировочным положением органов управления вертолета.

Характерные ошибки на этом этапе:

- невыдерживание шарика в центре и смещение вертолета с оси ВПП;
- невыдерживание скорости полета из-за того, что пилот не уделяет достаточного внимания выдерживанию балансировочного положения вертолета по тангажу по фонарю кабины и гоняется за стрелкой указателя скорости.

5. Корректировка расчета на посадку в процессе снижения на РСНВ.

Корректировка расчета на посадку может производиться следующими способами.

а) Изменением скорости планирования от *V*эконом до *V*наивыгоднейшей и от *V*эк до *V*min.

Этот метод может использоваться при наличии достаточной высоты полета и имеет ряд особенностей, которые необходимо учитывать.

Так как изменение скорости полета приводит к изменению угла атаки НВ и созданию условий ускорения или замедления скорости вращения НВ соответственно меняется и вертикальная скорость снижения вертолета. При этом увеличение или уменьшение угла тангажа и угла атаки НВ выводит вертолет на дополнительные ветви указательницы глиссады планирования, соответственно на новые углы наклона глиссады планирования, до тех пор, пока вертолет не достигает новой заданной скорости планирования и не сбалансируется на ней. Лишь после этого можно оценить достаточно точно новый угол наклона глиссады планирования и соответственно дальность планирования.

б) Хороший способ корректировки дальности планирования – изменением - уменьшением оборотов НВ на 2…3% путем увеличения ОШ. Например, с 94% до 92%. Это приводит к уменьшению вертикальной скорости на 1…2м/с и, соответственно, увеличению дальности планирования. Достоинством этого метода является то, что при

этом сохраняется заданный угол тангажа, нет больших перебалансировочных изменений органов управления и тангажа.

в) Ошибки в перелете могут быть исправлены методом выполнения отворотов влево и вправо или выполнением координированного скольжения вертолета.

6. Выключение двигателей (на $H$ = 400…200 м).

Производится при условии их охлаждения в течение 1-й минуты и при полной уверенности в правильности расчета на посадку.

Как показала практика, целесообразно выключать двигатели сразу после их охлаждения для того, чтобы осталось время вновь оттриммировать органы управления в новых балансировочных положениях. Это происходит из-за того, что при выключении двигателей прекращается незначительная подкрутка несущего винта двигателями, работающими на МГ, и вертолет переходит на полный режим авторотации. При этом, что особенно характерно для вертолетов Ми-24П и Ми-24ПН, происходит снижение оборотов НВ на 1…2%, увеличивается вертикальная скорость на 0,5…1м/с, соответственно при этом требуется дополнительная дача левой педали.

7. Гашение поступательной скорости полета.

Залогом успешной посадки вертолёта на РСНВ является правильный выбор высоты начала гашения скорости, величины и темпа изменения угла тангажа вертолета и его выдерживания для прихода вертолета на высоту 10…12 м с поступательной скоростью на 30…50 км/ч более запланированной посадочной скорости. Например, если планируется посадка (в штиль) со скоростью 30…40км/ч, то на высоте 10…15м скорость полета должна составлять 70…80км/ч.

Следует помнить, что встречный ветер действует благоприятно и снижает путевую скорость посадки практически на величину скорости ветра.

При среднем встречном ветре силой 3…4м/с и планируемой посадочной скорости 30…40 км/ч оптимальными параметрами гашения скорости по типам вертолетов были:

- для Ми-8 Н = 40…50м увеличение угла тангажа на 14…18° и его выдерживание до $H$ = 12…15м;

- для Ми-24П и ПН Н = 40…45м увеличение угла тангажа на 18…20° и его выдерживание до $H$ = 12…15м.

Темп изменения угла тангажа – 5..6 °/сек. В процессе этого маневра происходит увеличение частоты вращения несущего винта. Необходимо помнить, что раскрутка несущего винта на предпосадочном маневре происходит только в процессе увеличения угла тангажа и соответственно угла атаки. После достижения максимального угла

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

тангажа и при дальнейшем его удержании, даже в течение короткого периода времени, происходит падение оборотов несущего винта.

8. Выдерживание угла тангажа.

Важно в процессе увеличения и выдерживания угла тангажа координированно выдержать направление, т.к. нос вертолета, особенно на вертолете Ми-24, закрывает ось ВПП и для облегчения этой задачи целесообразно еще до увеличения угла тангажа наметить ориентир или створ ориентиров вдали по оси ВПП. Затем, после создания и фиксации заданного угла тангажа для гашения скорости в первые 1…1,5 секунды проконтролировать направление полета, а затем перенести взгляд влево и вперед под углом 30…40° и как можно круче к земле для глазомерного определения высоты 15…12м и адаптации глазомера к скорости сближения с землей. Далее, при подходе к высоте 15…12м взгляд переносится несколько вперед (на Ми-8 через левое боковое переднее стекло по левому обрезу приборной доски и вперед на 15…20м от вертолета – примерно 20° влево и вперед. Для Ми-24 через фонарь кабины в районе его примыкания к обечайке лобового стекла).

Ошибки летного состава:

- невыдерживание направления на гашении скорости, что приводит к посадке под углом к оси ВПП;

- невыдерживание заданных условий гашения: высоты начала маневра, темпа и величины угла тангажа и его выдерживания из-за неправильного алгоритма действий и распределения внимания.

9. Создание посадочного угла тангажа.

Чрезвычайно важно глазомерно правильно определить высоту 15…12м для начала создания посадочного угла тангажа 4…5° к моменту посадки и исключения подхода к земле с низко опущенным рулевым винтом. В случае подхода к земле с тангажом более 6° возможно касание хвостовой опорой о поверхность или, хуже того, поломка рулевого винта из-за его касания о землю.

За счет плавного увеличения угла тангажа вертолета и угла атаки НВ вертикальная скорость снижения вертолета гасится на 5…8 м/с (с 12 м/с до 6…8 м/с).

10,11. Досаживание вертолета.

Процесс выполнения посадки начинается с высоты 15…12 м. Начинать его надо плавным увеличением общего шага НВ с темпом 3…4° за 1 секунду и, почти одновременно, уменьшением угла тангажа с тем, чтобы создать посадочный угол тангажа к моменту касания вертолета земли основными колёсами шасси.

При этом, в результате того, что во время создания положительного угла атаки НВ ~20° для гашения скорости происходит раскрутка НВ на 5…6% от исходных оборотов (например, от 94 до 100%) его кинетическая энергия достигает максимальной величины и, соответственно, максимального потенциала для создания подъемной силы при увеличении шага НВ, вертикальная скорость за 1-ю секунду гасится до 2…4 м/с.

Далее, необходимо без задержки продолжать увеличение общего шага с темпом от 3 до 5° в секунду, в зависимости от скорости приближения земли, и с таким расчетом, чтобы общий шаг несущего винта достиг максимального значения к моменту касания земли основными колесами шасси. При этом появляется разворачивающий момент вправо, который необходимо парировать отклонением левой педали вперед.

В процессе увеличения общего шага НВ и падения оборотов НВ необходимо учитывать уменьшение эффективности и чувствительности управления вертолетом и, как следствие, увеличение потребных расходов органов управления.

12. Пробег вертолета после посадки

После выполнения посадки на основные колеса и опускания передней стойки на землю необходимо плавно уменьшить общий шаг НВ до минимального значения. При этом не следует допускать резкого опускания ручки ОШ НВ поскольку при малых оборотах несущего винта лопасти могут вымахнуть вниз и опасно сблизиться с хвостовой балкой.

13. Для остановки вертолета применить тормоза колес.

Во время выполнения настоящей программы производилась оценка психофизиологической нагрузки летчика. Эта работа выполнена сотрудниками отдела эргономики ОКБ.

По результатам этой работы подтверждено, что при выполнении принципа подхода «от простого к сложному», особенно при моделировании динамических характеристик посадки вертолёта Ми-24 на вертолёте Ми-8 или вертолёта Ми-28 на вертолёте Ми-24, достигается максимальный эффект в уровне тренированности пилота и освоении методики посадки вертолётов при оптимальных затратах летного времени и ресурса вертолётов. Отмечено, что при отработке каждого из профилей с новыми заданными (усложненными) параметрами полёта вертолёта или методики посадки снижение нервно-эмоционального напряжения пилота приходится на $9^{ю}$ – $11^{ю}$ посадки.

Отсюда можно сделать вывод, что на тренировку (отработку) профиля посадки с заданными параметрами полёта каждого из вертолётов или новой методики посадки необходимо выделить по 2 лётные смены с выполнением не более 15 посадок в каждой

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

из них. Это позволит достичь достаточной натренированности пилота и уверенности в безопасном выполнении посадок нового вертолёта на РСНВ с заданными параметрами и методикой посадки.

**Результаты испытаний.**

**Цель и задачи испытаний.**

1. Восстановление навыков в технике пилотирования и методике выполнения посадок на РСНВ на вертолетах Ми-8 и Ми-24.

2. Отработка методики и техники пилотирования по профилю глиссады снижения на РСНВ вертолета Ми-28Н.

3. Подготовка к выполнению полетов по п.п. 2.3.3 программы ГСИ вертолета Ми-28Н.

4. Оценка психофизиологической нагрузки летчика при выполнении посадок на РСНВ вертолета по результатам мониторинга частоты сердечных сокращений.

5. Видеорегистрация выполненных посадок с режима самовращения несущего винта.

6. Оценка качества выполненных посадок по материалам системы объективного контроля и по видеозаписям в сочетании с оценкой летчиком-инструктором каждого из режимов посадки и роста уровня тренированности каждого из летчиков.

**Результаты.**

По программе № 10-2007 выполнены:

- на вертолете Ми-8 МТВ № 86 - 108 посадок на РСНВ;
- на вертолете Ми-24П № 25 - 23 посадки на РСНВ;
- на вертолете Ми-24ПН № 28 - 49 посадок на РСНВ;

а также подходные режимы на висение и полёты по кругу на указанных типах вертолетов. Всего 198 полётов с общим налётом 25 часов 29 мин.

В период подготовки к выполнению программы изучены и проанализированы следующие материалы:

– методика выполнения посадок на РСНВ на вертолете Ми-8 с взлетной массой 12т со скорости планирования 80 км/ч;

– рекомендации РЛЭ и методических пособий по действиям в особых случаях в полете и выполнению посадок на РСНВ вертолетов Ми-8 и Ми-24;

– материалы акта по сертификационным испытаниям вертолета Ми-26ТС на соответствие ЛТХ вертолета нормам лётной годности при выполнении посадок на РСНВ;

– рекомендации отдела аэродинамики ОКБ по выполнению посадок на РСНВ;

– основные положения аэродинамики вертолёта в части авторотации НВ, в том числе:

- указательница глиссад планирования вертолета на РСНВ и характерные точки на ней – $V_o$, $V$min, $V$эк, $V$нв, $V$max, $\angle\theta$ - наклон глиссады планирования;
- левая и правая (нижняя и верхняя) ветви указательницы глиссады планирования;
- дальность планирования;
- особенности переходных режимов;

– работа профиля лопасти НВ в условиях установившегося, ускоренного и замедленного самовращения

– зависимость оборотов НВ от угла атаки НВ на режиме самовращения, условия раскрутки и замедления вращения НВ, динамика их изменения.

– энергетический потенциал вертолета как сумма кинетических энергий вертолета и несущего винта, обеспечивающие возможность посадки вертолета на РСНВ.

– массовые характеристики несущих винтов вертолётов как аккумуляторов кинетической энергии.

– изменение реактивного момента при дачах общего шага. Запасы в органах управления на его парирование.

– дальность планирования на РСНВ. Способы корректировки расчета на посадку. Влияние оборотов НВ и скорости полета на дальность планирования на РСНВ.

– зависимость характеристик устойчивости и управляемости вертолета от оборотов НВ. Эффективность и чувствительность управления.

– поляры несущих винтов вертолётов.

При освоении техники пилотирования и отработке методики выполнения посадок на РСНВ, особенно на вертолетах Ми-24П и Ми-24ПН, соблюдался основной принцип обучения – «от простого к сложному»:

- взлетная масса вертолета увеличивалась от 9.5 т до 11.5 т (12т);
- скорость планирования уменьшалась от 150 км/ч до 80 км/ч;
- длина пробега уменьшалась в посадках с нормальным пробегом 50…70м к посадкам с укороченным пробегом 5…10 м;

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

- перед каждым новым, более сложным режимом, выполнялись пристрелочные заходы.

В ходе испытаний проводилась оценка психофизиологической нагрузки лётчика при выполнении посадок на РСНВ вертолёта по мониторингу частоты сердечных сокращений. Заключительные полёты проведены на вертолёте Ми-24ПН по максимально приближённой к вертолёту Ми-28Н методике посадки на РСНВ при взлётной массе вертолёта 11,5т, скорости планирования 90…100 км/ч и посадочной скорости 30…40 км/ч. Такие параметры, с учётом массовых и динамических характеристик несущей системы и конструктивных особенностей кабины вертолёта Ми-24ПН, позволяли максимально приблизиться к эргономическим особенностям кабины вертолёта и методике выполнения посадки на РСНВ вертолёта Ми-28Н.

Сложность программы выполнения посадок на РСНВ вертолетов типа Ми-24П и Ми-24ПН была обусловлена тем, что указанные вертолеты, также как и вертолеты Ми-24В и Ми-35, не проходили летных испытаний по посадкам на РСНВ.

Во время выполнения посадок вертолёта Ми-24П на режиме самовращения несущего винта производилась видеозапись от захода вертолёта на посадку до остановки вертолёта после посадки. Видеозапись была использована для определения:

- вертикальных скоростей снижения – $V$у ,
- изменения тангажа вертолёта по времени в процессе снижения по глиссаде посадки,
- посадочных скоростей вертолёта – $V$пос.

Для покадровой расшифровки были отобраны 10 посадок. Параметры движения вертолёта при посадках определялись по перемещению силуэта вертолёта относительно удалённых неподвижных ориентиров внутри кадра. За эталон длины была принята длина вертолёта от носа до концевой части хвостовой балки, равная 16.3м. При расшифровке учитывалось влияние ракурса съёмки на длину силуэта вертолёта в кадре. Параметры движения вертолёта и видеограммы снижения вертолёта при посадках образованы стоп-кадрами видеозаписи через 0.5секунды.

По результатам обработки видеограмм $10^{-ти}$ посадок в таб. 2 приведены значения высоты начала увеличения тангажа вертолёта, максимальная величина угла тангажа и высота, на которой этот угол тангажа достигнут, а также вертикальная и горизонтальная составляющие посадочных скоростей. В последней строке таблицы даны результаты статистической обработки параметров посадок.

*Таблица 2*

Параметры движения вертолёта

| № посадки | Высота начала увеличения тангажа, м | Максимальный тангаж, град | Высота макс. тангажа, м | Vy пос. м/с | Vпос, км/ч |
|---|---|---|---|---|---|
| **1** | **31** | **22** | **14** | **-1,5** | **45** |
| **2** | **46** | **23** | **16** | **-1,4** | **52** |
| **3** | **42** | **24** | **20** | **.-1,0** | **60** |
| **4** | **40** | **24** | **17** | **-1,4** | **60** |
| **5** | **41** | **24** | **20** | **-1,1** | **64** |
| **6** | **46** | **22** | **17** | **-1** | **52** |
| **7** | **38** | **23** | **11** | **-0,9** | **62** |
| **8** | **43** | **24** | **21** | **-1,3** | **71** |
| **9** | **36** | **27** | **15** | **-1,3** | **78** |
| **10** | **47** | **23** | **12** | **-1,3** | **77** |
| | **Среднеквадратичные значения параметров посадок** | | | | |
| | **41** | **24** | **16,5** | **-1,24** | **63** |

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

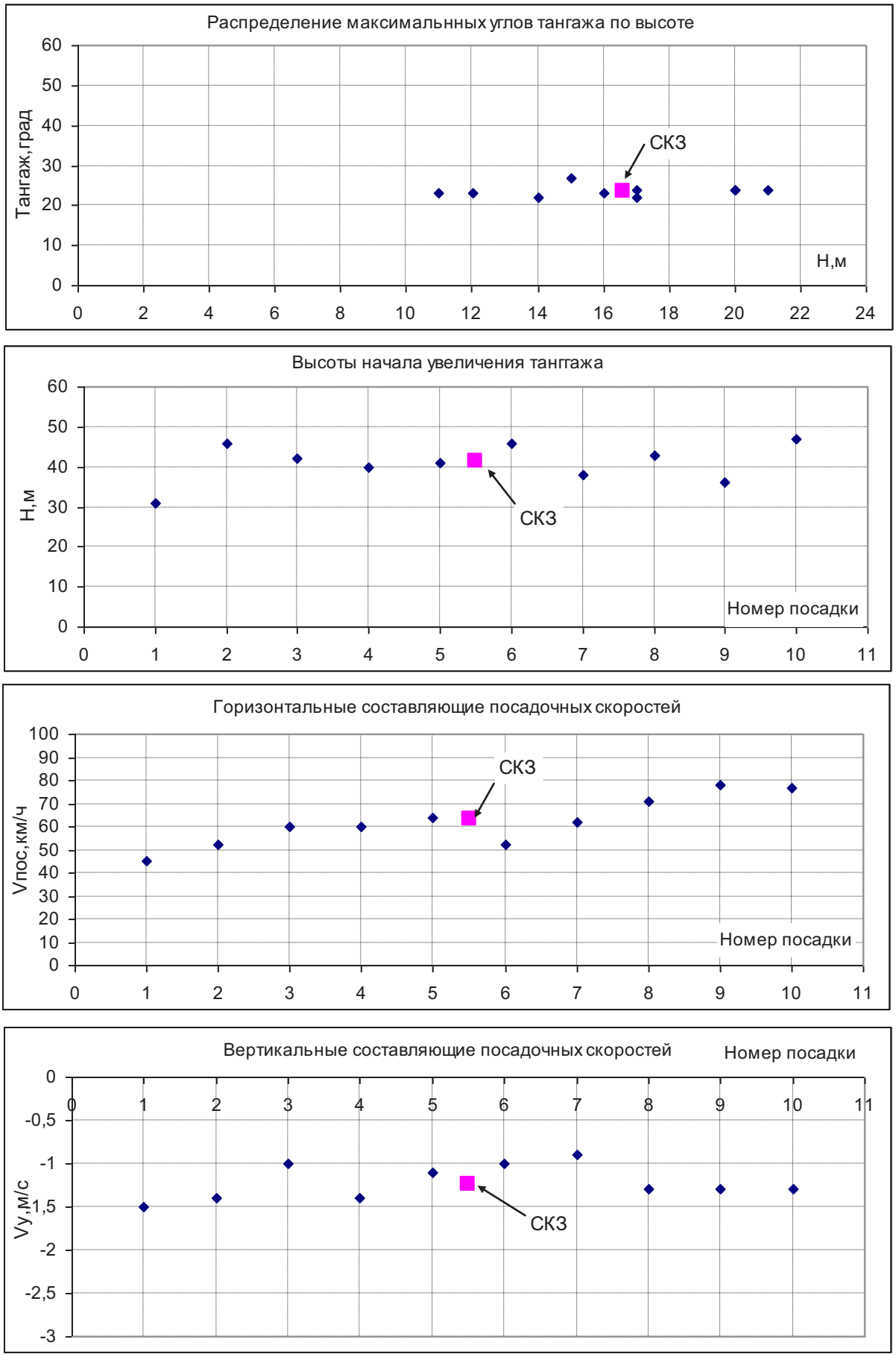


Рис. 4. Графики параметров движения вертолета и их СКЗ

Графики на рис. 4 дают представление о ширине полосы рассеяния значений каждого из параметров посадки и месте среднеквадратичного значения (СКЗ) параметра в своей полосе. Как можно видеть, полученные среднеквадратичные значения параметров посадки на режиме авторотации находятся внутри полос рассеяния и могут быть приняты в качестве рекомендованных величин при выполнении посадок на авторотации.

Принцип подхода к выполнению режимов «от простого к сложному», тщательный и всесторонний анализ выполненных режимов по замечаниям инструктора, материалов СОК и видеозаписей, докладов наблюдателя с места руководителя полетов позволили выполнить работу с высоким уровнем безопасности и получением максимального эффекта в уровне натренированности в технике пилотирования и освоении методики посадки вертолетов типа Ми-8, Ми-24П и Ми-24ПН на РСНВ.

В результате отработана и закреплена в навыках оптимальная и безопасная методика выполнения посадки с выключенными двигателями, позволяющая безопасно выполнить посадки на РСНВ на вертолете Ми-28Н.

**Выводы**

1. Восстановлены навыки лётчиков в технике пилотирования при выполнении посадок на РСНВ на вертолётах Ми-8МТВ, Ми-24П и Ми-24ПН.

2. Выполнены посадки на РСНВ на вертолётах Ми-8МТВ, Ми-24П и Ми-24ПН и уточнена методика их выполнения. Отработана оптимальная техника пилотирования вертолетов типа Ми-24П и Ми-24ПН по профилю посадки, приемлемая для вертолета МИ-28Н.

3. Отработан профиль посадки на режиме самовращения несущего винта, рекомендованный отделом аэродинамики ОКБ. Отмечено, что при увеличении угла тангажа на высоте 35…30м (начало предпосадочного маневра для торможения вертолёта), поступательная скорость и вертикальная скорость снижения к высоте начала «подрыва» общего шага ещё недостаточно погашены. Высоту начала торможения необходимо уточнить при выполнении полётов на вертолёте Ми-28Н по специальной программе подготовки к посадкам на РСНВ.

4. Методика выполнения посадки на РСНВ вертолетов Ми-24П и Ми-24ПН, описанная в разделе РЛЭ «Действия в особых случаях полета», предполагает профиль посадки, в соответствии с которым возможна поломка вертолета. В указанный раздел РЛЭ необходимо внести коррективы.

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html

5. В разделе Инструкции для лётной эксплуатации вертолётов Ми-24В (Ми-24П и Ми-24ПН) «Действия в особых случаях полёта», в части, касающейся методики выполнения посадок на РСНВ этих вертолётов, требуется уточнение параметров посадок, которые должны быть получены в результате выполнения полётов по специальной программе с необходимым объёмом регистрируемых параметров.

По результатам расшифровки видеозаписи предварительно могут быть рекомендованы следующие значения параметров посадки:

Высота начала увеличения тангажа – 41м,

Максимальный угол тангажа – 24град,

Высота достижения максимального угла тангажа – 17м

6. В ходе выполнения настоящей программы выработана рациональная и безопасная методика посадки вертолетов типа Ми-24 на РСНВ, которая может быть рекомендована для вертолета Ми-28Н за исключением посадочного угла тангажа 10…15°, а именно:

- установить скорость планирования 140…150 км/ч;

- на участке планирования заход на расчётную точку посадки уточнять изменением глиссады планирования за счет варьирования вертикальной скорости снижения путём изменения оборотов несущего винта в пределах 91…98% с помощью увеличения или уменьшения ОШ при постоянной скорости планирования;

- увеличение угла тангажа на 15…20° для гашения скорости полёта рекомендуется начинать с высоты 50…40м с темпом изменения угла 6…8º/с (в Инструкции 60…50 м, слово «интенсивное» убрать);

- с высоты 12…8 м плавно с темпом 3…4 º/с увеличивать общий шаг НВ, соразмерно со скоростью приближения земли темп увеличения ОШ увеличивать вплоть до 8 º/с. Одновременно с началом увеличения общего шага НВ (или с задержкой в 0,2…0,3сек.) ручкой циклического шага уменьшить угол тангажа таким образом., чтобы к моменту приземления он составлял 4…5º для вертолетов типа Ми-24 и 10…15° для вертолета Ми-28Н.

## Список литературы

1. АКТ № 10-2007 по результатам специальных лётных испытаний по подготовке лётчиков-испытателей ОАО «МВЗ им. М.Л.Миля» и в/ч 22737 к выполнению

посадок на режиме самовращения несущего винта по п.2.3.3.программы ГСИ вертолёта Ми-28Н;

2. Праути Р.В. Аэродинамика вертолета без формул, 1982г. Авторизованный перевод М.Г. Рождественского, к.т.н.;
3. Тиняков Г.А. Пилотирование вертолета, Москва, 1957г.;
4. Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета, Москва, 1963г. Перевод с
5. английского Есаулов С.Ю., Мурашевич А.М;
6. Калугин В.Т., Голубев А.Г., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Аэродинамика –
7. М.:Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 682 с., ил.

http://sntbul.bmstu.ru/doc/605950.html