

АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ АВТОРОТАЦИИ ПРИ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЯХ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ

Морозов А.А.^{1*}, Илюхин С.Н.^{2**}, Хлупнов А.И.^{2***}

¹ *Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля,
МВЗ им. М.Л. Миля, ул. Гаршина, 26/1, Московская область, Томилино, 140070, Россия*

² *Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2-я Бауманская ул., 5, Москва, 105005, Россия*

* *e-mail: morozov_bmstu@mail.ru*

** *e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru*

*** *e-mail: fkz1913@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 10.02.2020

Работа посвящена актуальному вопросу авторотации при аварийных ситуациях, связанных с неполадками двигателя на вертолётах. Приведены основные теоретические данные о физике авторотации несущего винта и выделены основные зоны авторотации. Кроме того, в статье рассмотрена методика действий при аварийной ситуации, связанной с неполадками двигателя, на вертолётах типа Ми-8,24,28, а также дано научное обоснование выбора основных параметров, позволяющих вертолёту совершить посадку с неработающими двигателями.

Ключевые слова: самовращение несущего винта, нештатная посадка вертолёта, режимы авторотации, алгоритм управления.

Введение

В связи с активным развитием авиационной техники не теряет своей актуальности задача обеспечения безопасности экипажа и пассажиров воздушного судна [1, 2], а также сохранения целостности летательного аппарата в случае аварийных ситуаций [3–10]. Применительно к вертолётной технике одним из популярных путей спасения экипажа и сохранения целостности вертолёта является применение внешних надувных устройств, что, однако, ведёт к усложнению конструкции и повышению массы воздушного судна [11–13]. Проводится также совершенствование систем спасения экипажа [14], исследуются различные подходы к сохранению целостности вертолёта [15, 16]. Но в ряде случаев, когда при нештатной ситуации (например, отказ двигателя) сохраняется целостность вертолёта и возможность управления им, пилот для успешной посадки может использовать имеющуюся кинетическую энергию летательного аппарата, воспользовавшись эффектом авторотации [17–19]. Формирование алгоритма управления вертолётom с применением авторотации и от-

работка данных навыков пилотами является зачастую индивидуальной задачей для каждой модели.

Авторотация — режим самовращения несущего винта, при котором энергия, необходимая для вращения, отбирается от набегающего на винт потока [19, 20]. Режим авторотации является рабочим для автожира [21]. Поляра вращающегося несущего винта автожира очень похожа на поляру крыла, поэтому полет на автожире по технике пилотирования больше напоминает полет на самолете, чем на вертолете.

Для обозначения авторотации несущего винта вертолётов в отечественной практике установился термин «самовращение несущего винта» (СНВ). При штатном полёте вертолёта с включённым двигателем воздушный поток поступает сверху и выходит снизу — несущий винт работает в режиме «пропеллер». В режиме СНВ несущий винт вертолёта раскручивается от встречного набегающего потока, одновременно создавая подъёмную силу. Направление вращения остаётся тем же по законам аэродинамики, для пони-

мания процесса можно провести аналогию между лопастью винта и планированием самолёта с выключенным двигателем. Авторотация возможна потому, что несущий винт оказывается при таком обтекании в режиме «ветряк».

Используя авторотацию, вертолёт может произвести безопасную посадку при отказе одного или двух двигателей, при отказе рулевого винта или при попадании в вихревое кольцо, поэтому возможность безопасной посадки на авторотации является обязательной для прохождения сертификации производителями вертолётов.

Неспособность произвести хороший переход к режиму авторотации после отказа двигателя является одной из главных причин вертолётных аварий. Маневр не выполняется автоматически, он требует от пилота умения разумно распорядиться энергией, чтобы посадить машину, не повредив ни технику, ни людей.

Физика авторотации

В режиме СНВ несущий винт вертолёта раскручивается от встречного набегающего потока, одновременно создавая подъёмную силу. Для снижения механических потерь в режиме СНВ между двигателем и несущим винтом установлена обгонная муфта (существуют несколько её конструктивных решений).

Например, на вертолете Ми-8 обгонные муфты установлены между свободной турбиной и главным редуктором. Поэтому в режиме СНВ от несущего винта приводится во вращение главный редуктор, который раздает крутящий момент на хвостовой винт, насосы гидросистем и генератор переменного тока (и некоторые другие агрегаты вертолета). Вертолет сохраняет управляемость и питание пилотажных приборов кабины.

На скорость снижения в режиме авторотации влияют плотность воздуха, вес вертолёта, частота вращения винта, скорость набегающего потока воздуха. Для контроля скорости снижения пилот в первую очередь следит за скоростью набегающего потока воздуха. Уменьшение или увеличение скорости регулируется шагом винта, как и при нормальном полете. Установившаяся скорость вертикального снижения составляет около 25—30 м/с и зависит от модели вертолёта и факторов, описанных выше. Такая скорость не может быть погашена только за счет инерции несущего винта, и при отсутствии достаточной для набора горизонтальной скорости высоты посадка невозможна. Военные вертолёты работают на малой высоте, поэтому для спасения экипажа иногда ус-

танавливают катапультируемые кресла и предусматривают отстрел лопастей несущего винта перед катапультированием.

За время снижения несущий винт накапливает большую кинетическую энергию за счёт своей массы и скорости вращения. За несколько метров до земли пилот с определенным темпом увеличивает шаг несущего винта (устоялся жаргонизм «подрыв винта»). За счет кинетической энергии вращения несущий винт при «подрыве» создает дополнительную подъёмную силу, при этом частота вращения винта уменьшается. Вертикальная скорость снижается до приемлемых величин (примерно 5—6 м/с), и вертолёт производит посадку. Вид посадки зависит от полетной массы вертолета. Пустой вертолет может сесть с вертикальным снижением. При наличии груза на борту приходится садиться с пробегом, «по-самолётному».

Для более безопасного приземления вертолёт должен иметь или достаточную высоту, или достаточную горизонтальную скорость. Высота необходима для раскрутки несущего винта во время снижения. Горизонтальная скорость используется для быстрого перевода кинетической энергии движения вертолёта в энергию вращения винта. При отказе двигателя на малой высоте с большой долей вероятности приземление может закончиться катастрофой.

Во время вертикальной авторотации диск, образуемый вращающимися лопастями, можно разделить на три области: ведущую, ведомую и зону отрывного обтекания (рис. 1). Размер этих областей зависит от наклона лопастей, скорости снижения и частоты вращения винта. Когда эти параметры изменяются, изменяется и процентное отношение этих трёх областей.

Ведомая зона располагается на концах лопастей. Обычно она составляет около 30 % радиуса. Ведомая зона обеспечивает торможение лопастей и, как следствие, снижение частоты вращения винта.

Ведущая зона, или зона авторотации, обычно составляет от 25 до 70 % радиуса винта и является источником движущей силы вращения лопасти при авторотации. Суммарная аэродинамическая сила в этой области направлена немного вперёд относительно оси вращения и вызывает ускорение вращения винта.

Внутренние 25 % лопасти работают на угле атаки больше критического, вызывая замедление вращения винта.

Постоянная скорость вращения винта достигается тогда, когда сила, образуемая ведущей зо-

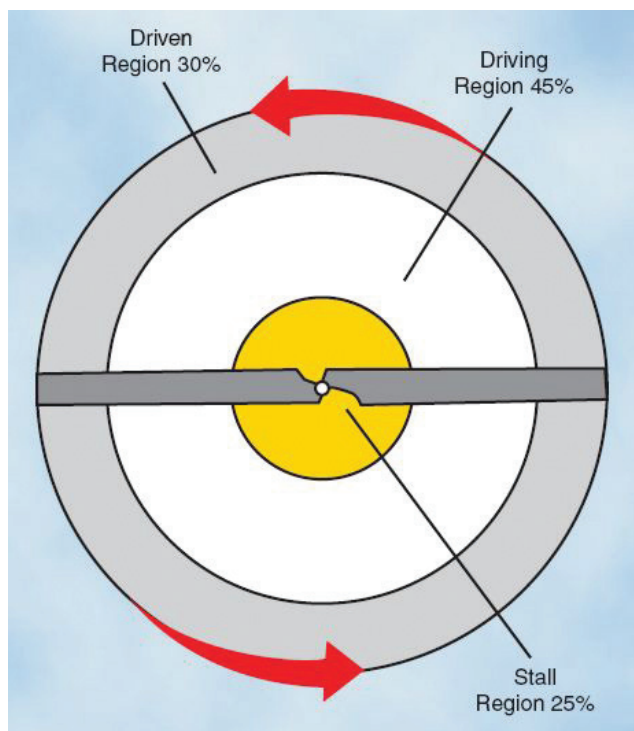


Рис. 1. Зоны лопасти винта при авторотации

ной, уравнивается силами торможения ведомой зоны и зоны отрывного обтекания. Пилот регулирует наклон лопастей, например, увеличивая площадь ведущей зоны, это вызывает ускорение вращения винта и, в свою очередь, увеличение ведомой и закритической зон, поэтому вращение стабилизируется на более высокой частоте. Уменьшение ведущей зоны уменьшает скорость вращения.

Обеспечение авторотации

Неспособность произвести хороший переход к режиму авторотации после отказа двигателя является одной из главных причин вертолётных аварий. Ключом выполнения правильного 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 невозврата 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 лёгкими лопастями. На скорость падения оборотов оказывает влияние также и режим полёта: отказ двигателя на высоконагруженном режиме набора высоты приведет к более интенсивному падению оборотов, чем на режиме снижения.

Общепринятым способом остановить падение оборотов является быстрое уменьшение потребляемой винта мощности путем уменьшения общего шага. Вначале это приведет к потере тяги, но обеспечит снижение вертолётной скорости, 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 вертолётной системы 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.

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 летные потребности вертолётной системы на этой скорости.

Минимальная скорость снижения получается на скорости минимальной потребной мощности горизонтального полёта.

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 умения лётчика зависит возможность разумно распорядиться различными энергетическими ресурсами, для того чтобы приземление произошло в допустимых пределах шасси.

Проблема состоит в том, чтобы уменьшить кинетическую энергию вертолёта почти до нуля к моменту касания земли, в процессе снижения постоянно поглощая в необходимом количестве 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 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.

Лётные испытания вертолёта УН-1С показали, что не более 15% энергии, связанной с потерей высоты и поступательной скорости, может быть превращено в кинетическую энергию винта во время маневра с увеличением тангажа. 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. 2 показаны последовательные фазы успешной посадки в режиме авторотации.

Зоны режима авторотации

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

Внимательно рассмотрев диаграмму (рис. 3), можно выделить несколько конкретных точек, первая из которых называется низшая точка висения. До этой точки пилот может справиться с потерей мощности на висении, совершив посад-

ку 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.

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 «колесо» кривой, существует возможность совершить безопасную посадку с любой высоты, за исключением, возможно, посадки на палубу.

Область высоких скоростей диаграммы 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.

Натурная отработка режимов СНВ

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_y , м/с;
- изменения тангажа вертолёта по времени в процессе снижения по глиссаде посадки ϑ , град;
- посадочных скоростей вертолёта $V_{\text{пос}}$, м/с.

Для кадровой 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 16,3 м. При расшифровке учитывалось влияние ракурса съёмки на длину силуэта вертолёта в кадре. Параметры движения вертолёта и видеодиаграммы снижения вертолёта при посадках образованы стоп-кадрами видеозаписи через 0,5 с.

Основные характеристики посадок:

- максимальная перегрузка при посадке $n_y = 1,7...2,6$ ед;

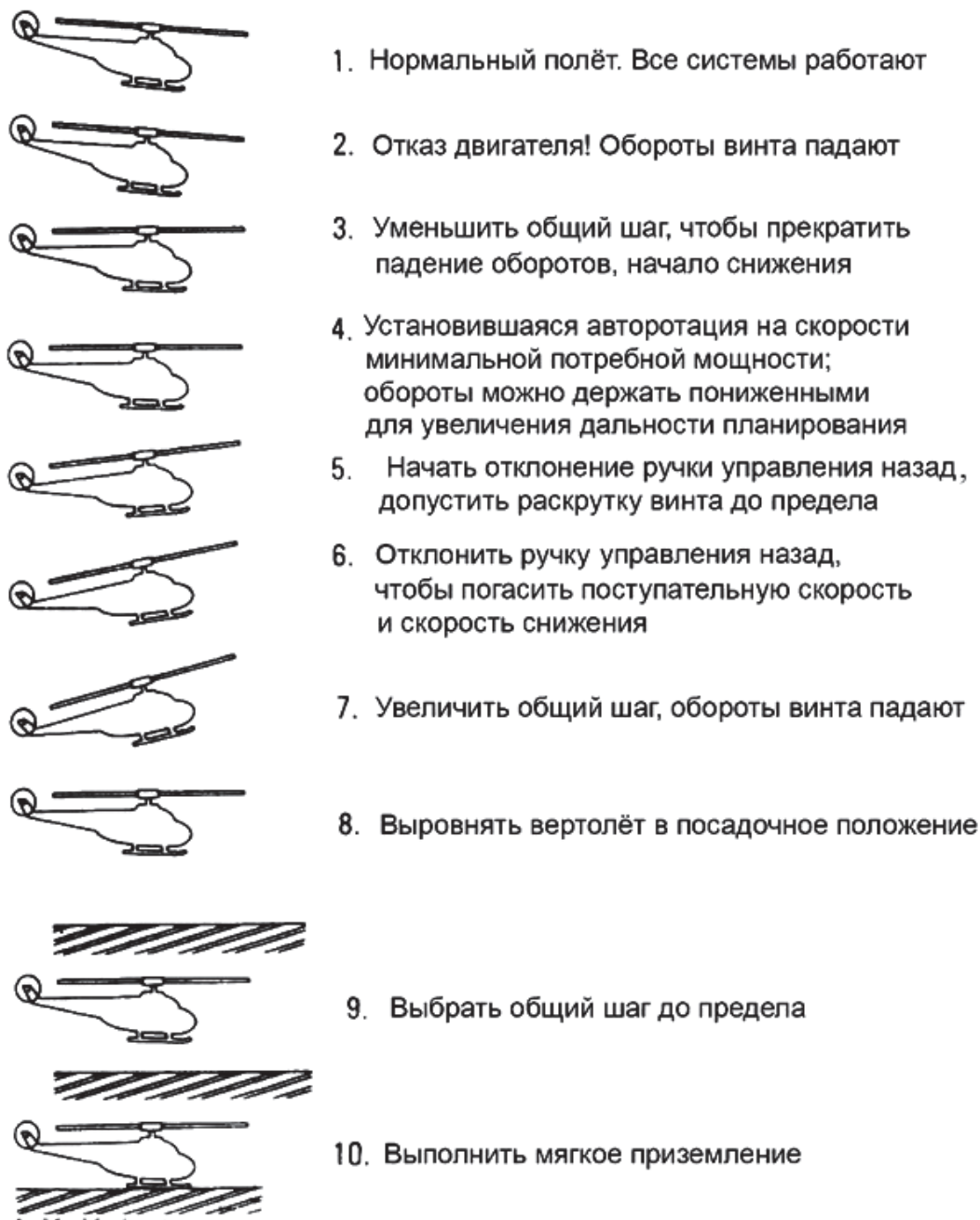


Рис. 2. Последовательные фазы успешной посадки в режиме авторотации

— вертикальная составляющая скорости приземления 0,8...3,3 м/с;

— горизонтальная составляющая скорости приземления 30...62 км/ч;

— пробег после приземления 90...310 м.

По результатам обработки видеogramм 10 посадок составлена таблица, в которой приведены значения высоты начала увеличения тангажа вертолётa, максимальный угол 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.

Графики на рис. 4 дают представление о ширине полосы рассеяния значений каждого из параметров посадки и месте 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 для выполнения посадок на авторотации.

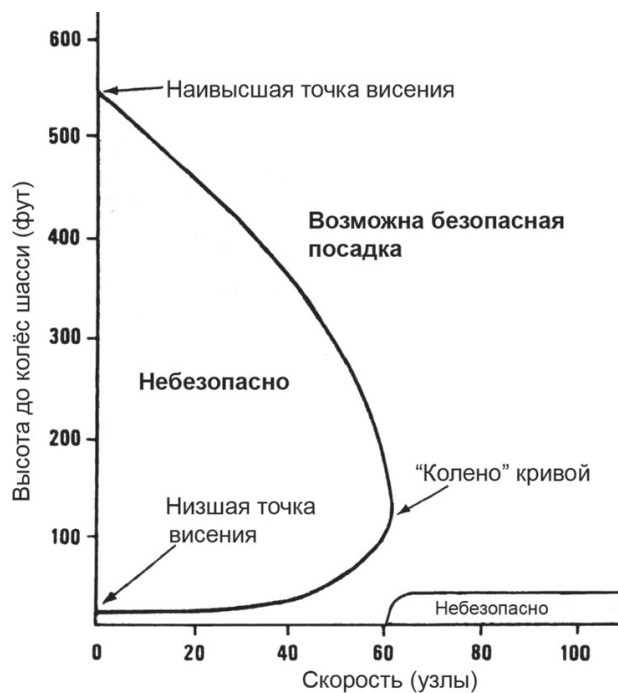


Рис. 3. Диаграмма зоны высота-скорость для авторотации

Принцип подхода к выполнению режимов «от простого к сложному», тщательный и всесторонний анализ выполненных режимов по замечаниям инструктора, материалов службы объективного контроля и видеозаписей, докладов наблюдателя с места руководителя полетов позволили выполнить работу с высоким уровнем безопасности и

получением максимальной натренированности в технике пилотирования и освоении методики посадки вертолетов типа Ми-8, Ми-24П и Ми-24ПН на режиме СНВ.

В результате проведенных натуральных тренировок была отработана и закреплена в навыках оптимальная и безопасная методика выполнения посадки с выключенными двигателями, позволяющая безопасно выполнить посадки на режиме СНВ на вертолете Ми-28Н.

Были выполнены посадки на режиме СНВ на вертолетах 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.

В ходе полетов отработан рекомендованный профиль посадки на режиме самовращения несущего винта. Отмечено, что при увеличении угла тангажа на высоте 35...30 м (начало предпосадочного маневра для торможения вертолета) поступательная скорость и вертикальная скорость снижения к высоте начала «подрыва» общего шага ещё недостаточно погашены.

По результатам расшифровки видеозаписи предварительно могут быть рекомендованы следующие значения параметров посадки для используемых моделей вертолетов:

- высота начала увеличения тангажа 41 м;
- максимальный угол тангажа 24°;

Параметры движения вертолёта

№ посадки	Высота начала роста тангажа, м	Максимальный тангаж, град	Высота максимального тангажа, м	$V_{\text{пос}}, \text{ м/с}$	$V_{\text{пос}}, \text{ км/ч}$
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
Средние значения параметров посадок					
	41	24	16,5	-1,24	63

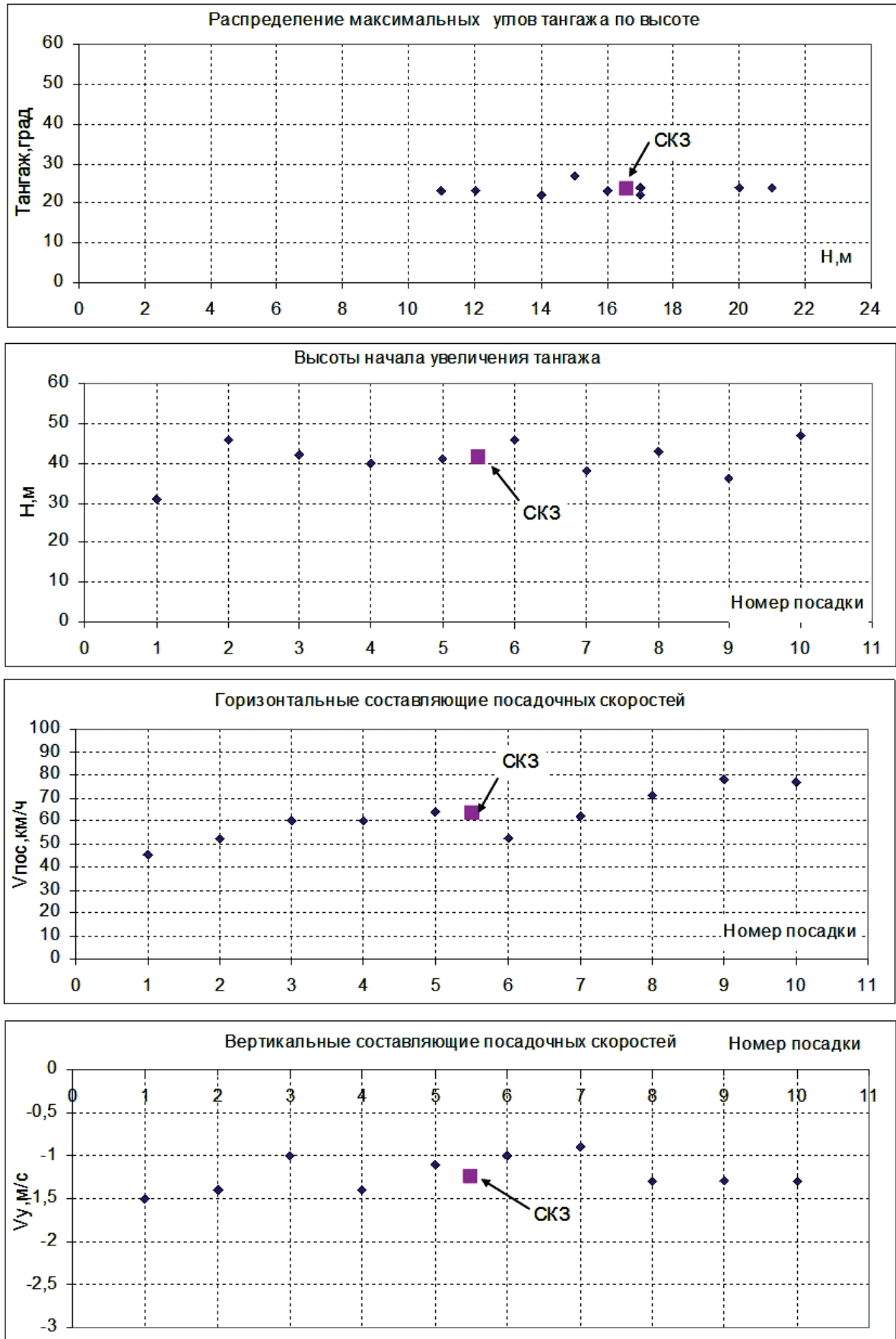


Рис. 4. Параметры движения вертолета и их средние квадратичные значения (СКЗ)

— высота достижения максимального угла тангажа 17 м.

Ещё одна серия натурных испытаний проводилась с взлетными весами $G = 9700$ кг; $G = 10400$ кг; $G = 11400$ кг, посадки на режиме самовращения несущего винта — с $G = 9700$ и 10400 кг. Центровка вертолета находилась в эксплуатационных пределах ($X_T = -0,079 \dots -0,05$ м). По результатам этих испытаний были определены следующие положения:

1) на вертолете МИ-28 с нормальным взлетным весом $G = 10400$ кг обеспечивается безопасная посадка по-самолетному, на режиме самовращения несущего винта;

2) на вертолете МИ-28 с трехлопастным рулевым винтом необходима перерегулировка путевого управления с целью увеличения запасов до левого упора;

3) нагрузки на шасси вертолета МИ-28, действующие при посадках по-самолетному, на режиме самовращения несущего винта, не превышают допустимых величин.

Таким образом, чисто энергетически была определена оптимальная техника пилотирования при выполнении посадок на авторотации с полетными массами $G = 9700$ и 10400 кг, заключающаяся в следующем:

— заход на посадку выполнять на $V_{др} = 130 \dots 140$ км/ч при минимальном значении общего шага несущего винта;

— торможение вертолета для снижения поступательной и вертикальной скоростей и увеличения частоты вращения несущего винта необходимо выполнять на высоте $H_T = 30 \dots 35$ м путем изменения угла тангажа на $20 \dots 25^\circ$ от балансировочного значения;

— увеличение общего шага несущего винта выполнять на высоте $H_T = 7 \dots 9$ м с темпом $10 \dots 15$ градус/с с таким расчетом, чтобы приблизительно за $0,5$ с до посадки на основные колеса он был максимальным;

— посадочный угол тангажа начинать создавать до момента увеличения общего шага несущего винта соответствующими отклонениями ручки управления, обеспечивающими посадочный угол тангажа не более 10° на кабрирование;

— в процессе создания угла тангажа на кабрирование при торможении и увеличении общего шага появляющиеся разбалансировочные моменты устранять соответствующими отклонениями органов управления.

Посадки с подсоединенной системой «шаг-винт» выполнялись по этой отработанной мето-

дике с включенным автопилотом, вначале по каналам крена и тангажа, а в дальнейшем и по каналу направления.

Включение автопилота существенно улучшает устойчивость вертолета, облегчая выполнение посадки, так как значительная часть появляющихся разбалансировочных моментов, особенно в поперечном отношении, устраняется автопилотом. В продольном направлении требуется несколько большее отклонение ручки управления, особенно при создании посадочного угла тангажа.

Посадки на авторотации на вертолете МИ-28 сложнее, чем на вертолетах МИ-8, МИ-24, МИ-26, в силу следующих обстоятельств:

— необходимости начала торможения на предпосадочном планировании на высоте $30 \dots 35$ м, что приблизительно в $1,5 \text{—} 2$ раза ниже по сравнению с другими вертолетами;

— очень больших значений углов тангажа, реализуемых в процессе торможения $\Delta\theta = 20 \dots 25^\circ$ на относительно небольшой высоте;

— высокой динамичности посадки; от момента начала создания угла тангажа и до приземления в зависимости от высоты начала торможения проходит от $4,5$ до $6,5$ с, меньшее время соответствует меньшей высоте начала торможения;

— необходимости парирования разбалансировочных моментов в процессе увеличения общего шага;

— существенно меньшей оптимальной высоты начала увеличения общего шага при «подрыве», что требует увеличения общего шага с темпом $10 \dots 15$ градус/с;

— необычного направления взгляда на землю — влево под углом 45° , заметно отличающегося от других вертолетов.

Методика выполнения посадки на режиме авторотации

В результате анализа данных летных испытаний летчику была рекомендована следующая методика выполнения посадки на режиме авторотации:

— переход из горизонтального полета на режим авторотации на высоте 500 м и скорости $170 \dots 180$ км/ч переводом общего шага на нижний упор с последующим переводом РУД в положение «малый газ»;

— выдерживание скорости предпосадочного снижения 120 км/ч и на высотах $200 \dots 100$ м, после уточнения расчета на посадку, выключение двигателей;

— на высоте 35...40 м увеличением тангажа до $\vartheta = 20...25^\circ$ производится интенсивное торможение с одновременной раскруткой оборотов несущего винта с таким расчетом, чтобы к высоте 14...12 м скорость по прибору составила 60...50 км/ч;

— с высоты 12...10 м увеличение общего шага («подрыв») с темпом 10...12 градус/с;

— одновременно с увеличением общего шага летчик продольным управлением создает посадочный угол тангажа $\vartheta = 10...14^\circ$;

— после приземления общий шаг плавно уменьшается до номинального, ручка управления переводится в нейтральное положение.

В целом по проведенным испытаниям можно сделать вывод о возможности выполнения безопасных посадок на режиме авторотации на вертолете МИ-28 с полетными массами вплоть до нормальной ($G = 10400$ кг).

Выводы

В ходе выполнения представленной программы натурных испытаний выработана рациональная и безопасная методика посадки вертолетов типа Ми-24 на режиме СНВ, которая может быть рекомендована для вертолета Ми-28Н.

Отработана методика, обеспечивающая безопасную посадку вертолета по-самолетному с режима самовращения несущего винта для нормального взлетного веса $G = 10400$ кгс.

Посадка на режиме самовращения несущего винта особой сложности не представляет, ее освоение доступно летчику средней квалификации.

Библиографический список

1. *Snyder R.* Occupant Impact Injury Tolerances for Aircraft Crashworthiness Design. — SAE Technical Paper 710406, 1971. DOI: 10.4271/710406
2. *Shanahan D.F.* Human Tolerance and Crash Survivability. — Paper presented at the RTO HFM Lecture Series on «Pathological Aspects and Associated Biodynamics in Aircraft Accident Investigation», held in Madrid, Spain, 28-29 October 2004; Königsbrück, Germany, 2-3 November 2004, and published in RTO — EN-HFM-113. URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.212.5449&rep=rep1&type=pdf>
3. *Пронин А.М., Рябыкина Р.В., Смыслов В.И.* Экспериментальное исследование вынужденных колебаний самолета при отрыве лопатки двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 51-60.
4. *Haddon D., Colombo P.G.* Workshop background, objectives // Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany), <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability...>
5. *Неделько Д.В., Сафиуллин А.Ф.* Применение метода конечных элементов для определения параметров приводнения самолетов и вертолетов различного типа // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 61-72.
6. *Пермяков С.Н., Савельев Е.А.* Исследование проблем создания авариестойкой топливной системы вертолёта // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2014. Т. 16. № 1(5). С. 1536-1539.
7. *Luo C., Liu H., Yang J.-L., Liu K.-X.* Simulation and Analysis of Crashworthiness of Fuel Tank for Helicopters // Chinese Journal of Aeronautics. 2007. Vol. 20. No. 3, pp. 230-235. DOI: 10.1016/S1000-9361(07)60037-5
8. *Kindervater C.M.* Aircraft and Helicopter Crashworthiness: Design and Simulation // Crashworthiness of Transportation Systems: Structural Impact and Occupant Protection. NATO ASI Series (Series E: Applied Sciences). Vol. 332, pp. 525-577. DOI: 10.1007/978-94-011-5796-4_20
9. *Лазутин Е.А., Чубарев И.В.* Проектирование системы снижения маневренных нагрузок магистрального пассажирского самолета // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 12(72). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-12-1713
10. *Bisagni C.* Crashworthiness of helicopter subfloor structures // International Journal of Impact Engineering. 2002. Vol. 27. No. 10, pp. 1067-1082. DOI: 10.1016/S0734-743X(02)00015-5
11. *Николаев Е.И., Неделько Д.В., Шувалов В.А., Югай П.В.* Применение внешних подушек безопасности на вертолете // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 91-101.
12. *Kim H., Kirby B.P.D.* Investigation of External Airbags for Rotorcraft Crashworthiness // AIAA Journal of Aircraft. 2006. Vol. 43. No. 3, pp. 809-816. DOI: 10.2514/1.17506
13. *Lu Zi, Seifert M, Tho Cheng-Ho.* Inflating rotorcraft external airbags in stages. Patent US 9452843B1, 27.09.2016.
14. *На Л., Чжээфэн Ю., И Ф.* Численное моделирование и применение в кресле пилота амортизатора, выполненного по принципу складывающейся внутрь композиционной трубки // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 178-188.
15. *Littell J.D., Jackson K.E, Annett M.S., Seal M.D., Fasanella E.L.* The development of two composite energy absorbers for use in a transport rotorcraft airframe crash testbed (TRACT 2) full-scale crash test // American Helicopter Society 71st Annual Forum (Virginia, 5-7 May 2015). URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160005978.pdf>
16. *Coltman J.W.* Rotorcraft crashworthy airframe and fuel system technology development program // U.S.

- Department of Transportation. Federal Aviation Administration. October 1994. URL: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct91-7.pdf>
17. Морозов А.А. Разработка методики авторотации при аварийных ситуациях // Молодёжный научно-технический вестник. 2013. № 8. URL: <https://docplayer.ru/47287337-Razrabotka-metodiki-issledovaniya-avtorotacii-pri-avariynyh-situaciyah.html>
 18. Авиационные правила. Ч. 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2018. — 185 с.
 19. Padfield R.R. Learning to Fly Helicopters. — McGraw-Hill Professional, 1992. — 354 p.
 20. Калугин В.Т. (ред.) Аэродинамика: Учебник для вузов. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. — 608 с.
 21. Карман Т. Аэродинамика. Избранные темы в их историческом развитии. Пер. с англ. — Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001. — 208 с.

AUTOROTATION APPLICATION ANALYSIS FOR THE SAFE-LANDING FIELD-TESTS

Morozov A.A.^{1*}, Ilyukhin S.N.^{2**}, Khlupnov A.I.^{2***}

¹ *Moscow Helicopter Plant named after M.L. MiL,
26/1, Gorshenin str., Moscow region, Lyubertsy district, Tomilino, 140070, Russia*

² *Bauman Moscow State Technical University,
MSTU, 5, bldg. 1, 2-nd Baumanskaya str., Moscow, 105005, Russia*

* e-mail: morozov_bmstu@mail.ru

** e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru

*** e-mail: fkz1913@mail.ru

Abstract

This article is devoted to the topical issue of applying the autorotation phenomenon in emergencies while helicopter engine malfunctioning to ensure safe landing. In the beginning of the article, the basic theoretical data on the physics of the helicopter rotor autorotation process is presented, and the conditions for the occurrence of a stable autorotation mode are considered. The objective of the overrunning clutch is described on the example of the MI-8 helicopter. Further, the characteristic sets of initial conditions and spatial zones of the autorotation commence are considered, staying in which ensures or does not ensure a safe landing. It was emphasized that the key for the correct entry performing into autorotation is maintaining the rotor rotations. Two techniques for the rotor speed drop terminating in emergencies are presented. Besides, the article considers the pilot's actions in case of an emergency associated with engine malfunctions in Mi-8, 24, 28 helicopters, ensuring stable autorotation mode and a safe landing. Based on the results of a series of field tests, a scientific substantiation was also presented for the main parameters selection, allowing the helicopter landing with idle engines, as well as recommended landing

profile for the rotor self-rotation was elaborated. By the results of processing of video recording of ten landings, the values of the height of the helicopter pitch increasing commence are presented. The pitch angle value and height, at which this pitch angle was reached, as well as vertical and horizontal components of landing velocities are presented as well. In conclusion, the landing technique while autorotation mode performing, formed as the result of flight test data analysis with the listing numeric parameters of the flight is presented.

Keywords: rotor self-rotation, emergency helicopter landing, autorotation modes, control algorithm.

References

1. Snyder R. *Occupant Impact Injury Tolerances for Aircraft Crashworthiness Design*. SAE Technical Paper 710406, 1971. DOI: 10.4271/710406
2. Shanahan D.F. *Human Tolerance and Crash Survivability*. Paper presented at the RTO HFM Lecture Series on "Pathological Aspects and Associated Biodynamics in Aircraft Accident Investigation", held in Madrid, Spain, 28-29 October 2004; Königsbrück,

- Germany, 2-3 November 2004, and published in RTO - EN-HFM-113. URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.212.5449&rep=rep1&type=pdf>
3. Pronin M.A., Ryabykina R.V., Smyslov V.I. Experimental study of the aircraft forced vibrations while the engine blade break-away. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 51-60.
 4. Haddon D., Colombo P.G. Workshop background, objectives. *Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany)*, <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability...>
 5. Nedelko D.V., Safiullin A.F. Finite element method application for determining water landing parameters of airplanes and helicopters of various types. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 61-72.
 6. Permyakov C.H., Savel'ev E.A. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2014, vol. 16, no. 1(5), pp. 1536-1539.
 7. Luo C., Liu H., Yang J.-L., Liu K.-X. Simulation and Analysis of Crashworthiness of Fuel Tank for Helicopters. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2007, vol. 20, no. 3, pp. 230-235. DOI: 10.1016/S1000-9361(07)60037-5
 8. Kindervater C.M. Aircraft and Helicopter Crashworthiness: Design and Simulation. *Crashworthiness of Transportation Systems: Structural Impact and Occupant Protection*. NATO ASI Series (Series E: Applied Sciences), vol. 332, pp. 525-577. DOI: 10.1007/978-94-011-5796-4_20
 9. Lazutin E.A., Chubarev I.V. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2017, no. 12(72). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-12-1713
 10. Bisagni C. Crashworthiness of helicopter subfloor structures. *International Journal of Impact Engineering*, 2002, vol. 27, no. 10, pp. 1067-1082. DOI: 10.1016/S0734-743X(02)00015-5
 11. Nikolaev E.I., Nedelko D.V., Shuvalov V.A., Yugai P.V. External airbags application onboard a helicopter. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 91-101.
 12. Kim H., Kirby B.P.D. Investigation of External Airbags for Rotorcraft Crashworthiness. *AIAA Journal of Aircraft*, 2006, vol. 43, no. 3, pp. 809-816. DOI: 10.2514/1.17506
 13. Lu Zi, Seifert M, Tho Cheng-Ho. Inflating rotorcraft external airbags in stages. *Patent US 9452843B1*, 27.09.2016.
 14. Na L., Zhefeng Y., Yi F. Shock absorber using inward-folding composite tube and its application to a crew seat: numerical simulation. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 178-188.
 15. Littell J.D., Jackson K.E, Annett M.S., Seal M.D., Fasanella E.L. The development of two composite energy absorbers for use in a transport rotorcraft airframe crash testbed (TRACT 2) full-scale crash test. *American Helicopter Society 71st Annual Forum (Virginia, 5-7 May 2015)*. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160005978.pdf>
 16. Coltman J.W. Rotorcraft crashworthy airframe and fuel system technology development program. *U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration*. October 1994. URL: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct91-7.pdf>
 17. Morozov A.A. *Molodezhnyi nauchno-tekhnicheskii vestnik*, 2013, no. 8. URL: <https://docplayer.ru/47287337-Razrabotka-metodiki-issledovaniya-avtorotacii-pri-avariynyh-situaciyah.html>
 18. *Aviatsionnye pravila. Ch. 29. Normy letnoi godnosti vintokrylykh apparatov transportnoi kategorii* (Civil Aviation Safety Regulations. Part 29. Airworthiness standards for rotorcraft in the transport category). Moscow, Aviaizdat, 2018, 185 p.
 19. Padfield R.R. *Learning to Fly Helicopters*. McGraw-Hill Professional, 1992, 354 p.
 20. Kalugin V.T. (ed.) *Aerodinamika* (Aerodynamics), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2017, 608 p.
 21. Kármán T. *Aerodynamics: selected topics in the light of their historical development*. N.Y., Cornell University Press, 1954, 203 p.